



Universidad Nacional
Federico Villarreal

VRIN | VICERRECTORADO
DE INVESTIGACIÓN

ESCUELA UNIVERSITARIA DE POSGRADO

**DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL PROTOTIPO DE UN COHETE PARA PRODUCIR
LLUVIAS ARTIFICIALES A FIN DE OPTIMIZAR LA PRODUCTIVIDAD EN LOS
ECOSISTEMAS AGROINDUSTRIALES**

Línea de investigación:

Sistemas de información y optimización

Tesis Para optar el Grado Académico de Doctor en Ingeniería

Autor:

Ordoñez Cárdenas, Gustavo

Asesor:

Ravelo Chumioque, José Jaime

Orcid. 0000-0002-9916-3859

Jurado:

Zamora Talaverano, Noe Sabino

Franco Del Carpio, Carlos Miguel

Pereyra Zelada, Enrique

Lima – Perú
2023

DEDICATORIA

A la memoria de mi madre Leonila, Por inculcarme constancia, dedicación al estudio, trabajo E investigación, a mi esposa Lucy Elena e hijos Indira Azucena y Wernher Gustavo, por Darme Su apoyo y tiempo para la Conclusión de esta Tesis de Doctorado en Ingeniería.

AGRADECIMIENTOS

A mi asesor Dr. Jaime Ravelo Chumioque por orientarme en el Desarrollo de esta Tesis de Doctorado en Ingeniería.

A la Escuela Universitaria de Postgrado (EUPG) de la Universidad Nacional Federico Villarreal por darme la oportunidad de realizar mis estudios de Doctorado en Ingeniería.

A la Dirección de Ciencia y Tecnología del Ejército (DICITECE) y la Escuela de Blindados del Ejército Peruano por cederme sus Instalaciones para efectuar las pruebas de lanzamiento de los cohetes.

Al Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR S.R.L), por prestarme sus instalaciones para la fabricación, montaje y pruebas estáticas de los motores Cohete, así como también para la fabricación de propelentes.

Al Laboratorio de Motores de Combustión Interna de La Facultad de Ingeniería Mecánica - Energía de La Universidad Nacional del Callao, por prestarme sus instrumentos para la toma de datos de los ensayos.

ÍNDICE

DEDICATORIA	ii
AGRADECIMIENTOS	iii
ÍNDICE	iv
INDICE DE TABLAS	x
INDICE DE FIGURAS.....	xii
LISTA DE SIMBOLOS.....	xx
RESUMEN	xxiii
ABSTRAC	xxiv
I. INTRODUCCION.....	1
1.1. planteamiento del problema.....	4
1.2. Descripción del problema.....	5
1.3. Formulación del problema:.....	7
-Problema general:.....	7
-Problemas específicos	7
1.4. Antecedentes.....	7
1.5. Justificación de la Investigación:.....	20
1.6. Limitaciones de la investigación.	22
1.7. Objetivos.....	25
- Objetivo general	25
-Objetivos específicos.....	25
1.8. Hipotesis	26

1.8.1. Hipotesis general.	26
1.8.2. Hipotesis específicas.....	26
II. MARCO TEORICO.....	27
2.1. Marco conceptual	27
2.1.1. Marco conceptual para los motores cohete.....	27
2.1.2. Marco conceptual para la física de las nubes.	31
2.2. Aspectos de responsabilidad social y medio ambiental.	37
2.2.1. Aspectos de Responsabilidad Social.	37
2.2.2. Aspectos medioambientales.	38
2.3. Principios básicos sobre investigación y desarrollo de los Cohetes.....	39
2.3.1. proyectiles Autopropulsados.	39
2.4. Estado del arte de como producir lluvias artificiales.....	129
2.4.1. La producción de lluvias artificiales.....	129
2.4.2. ¿Quiénes pueden querer que llueva?	130
2.4.3. ¿Cómo se puede hacer llover?.....	131
2.4.4. Distintas alternativas en el mundo para generar lluvias artificiales.	134
2.4.5. China invierte millones para provocar lluvias artificiales y paliar la sequía.....	137
2.4.6 La idea de la siembra de nubes.....	139
2.4.7 Cómo funciona la siembra de nubes.....	140
2.4.8 Eficacia de la siembra de nubes.....	141
2.4.9 Impacto sobre el medio ambiente y la salud.....	142
2.4.10 Historia de la producción de lluvias artificiales.	143
2.5. Sequía en los Sistemas Agroindustriales de Perú.....	171

2.5.1. Perú: Crisis de agua en el norte por sequía, incendios y proyecto minero.	171
2.6. Problemática del Sector Agrario Peruano, su competitividad y propuesta de solución. ...	181
2.6.1. Introducción al sector agrario peruano.	181
2.6.2. Problemática del sector agrario.	182
2.6.3. Análisis de competitividad del sector.	183
2.6.4. Propuestas para el desarrollo del Sector.	193
2.7. Teorías generales relacionadas a la física de las nubes.	200
2.7.1. Termodinámica del aire seco.	200
2.7.2. El vapor de agua y sus efectos termodinámicos.	207
2.7.3. Estabilidad estática y empuje hidrostático sobre una burbuja.	215
2.7.4. Mezcla y convección.	217
2.7.5. Formación de gotitas nubosas.	219
2.7.6. Crecimiento de gotitas por condensación.	222
2.7.7. Iniciación de lluvia en nubes sin congelación.	223
2.7.8. Formación y crecimiento de los cristales de hielo.	224
2.7.9. Lluvia y nieve.	228
2.7.10. Radar meteorológico.	233
2.7.11. Los procesos de precipitación.	245
2.7.12. Temporales violentos y granizo.	247
2.7.13. Modificación artificial del tiempo.	251
2.7.14. Modelos numéricos de las nubes.	254
III. METODO	256
3.1. Tipo de investigación.	256

3.2. Población y muestra.	258
3.2.1. Población.	258
3.2.2. Muestra.	259
3.3. Operacionalización de variables.	261
3.4. Instrumentos.	264
3.5. Procedimientos:	266
3.5.1. Diseño del Prototipo del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal.	267
3.5.2 Diseño del prototipo del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “Gergon I-B”.	296
3.5.3. Diseño de la rampa de lanzamiento.	333
3.5.4. Diseño del Banco de pruebas de motores cohete.	334
3.5.5. Selección del compuesto químico para producir lluvias artificiales.	334
3.5.6 Selección de la unidad móvil en que se transportará la rampa de lanzamiento.	335
3.5.7 Selección del telemetro Laser para detectar la altura de las nubes.	336
3.5.8 Fabricación de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal y del propelente (granos BATES).	336
3.5.9 Fabricación de la rampa de lanzamiento.	337
3.5.10. Fabricación del Banco de Ensayos de Motores Cohete.	337
3.5.11 Montaje del equipo en la unidad móvil.	337
3.5.12 Presupuesto del Proyecto de Investigación.	338
3.6. Análisis de datos.	344
IV. RESULTADOS	346
4.1 Contrastación de Hipótesis:	346
4.2. Análisis e interpretación.	349

V. DISCUSIÓN DE RESULTADOS.....	352
VI. CONCLUSIONES	375
VII. RECOMENDACIONES	378
VIII. Referencias.....	380
IX. Anexos	386
Anexo A. Funciones de π utilizados para el cálculo de Cohetes.....	386
Anexo B. Carta de Diseño para un Propulsante KN–SORBITOL	391
Anexo C. Carta de Diseño para un Propulsante KN–DEXTROSA	391
Anexo D. Carta de Diseño para un Propulsante KN–SACAROSA.....	392
Anexo E. Dependencia de la carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes	392
Anexo F. Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de	
Varias tapas; si $S = 10$	393
Anexo G. Propulsores Líquidos para Motores Cohete-Mono propulsores.	393
Anexo H. Propulsores Líquidos para Motores Cohete- Bipropulsores	394
Anexo I. Parámetros de la Combustión para Cohetes Líquidos	395
Anexo J. Características de Velocidad de quemado para varios Propulsores Heterógeneos..	396
Anexo K. Efecto de la Temperatura del Propulsante	396
Anexo M. <i>Perfil para los canales para distintos regímenes de Flujo</i>	397
Anexo N. <i>Cohete de Keroseno/Oxígeno Líquido</i>	397
Anexo Ñ. <i>Cohete de Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido</i>	398
Anexo O. Ecuación Química del Propelente: KN–SACAROSA.....	398
Anexo P. Secciones Típicas de Granos Sólidos	399
Anexo Q. Configuración del Encendido	399

Anexo R. Sistema de Expulsión del Paracaídas	400
Anexo S. Temperatura de Descomposición y Poder Calorífico del peróxido de hidrogeno en función de la concentración.	400
Anexo T. Peso Específico y Temperatura de Fusión (solidificación) del peróxido.....	401
De hidrogeno en función de la concentración	401
Anexo U. Patente: Bicicleta con mecanismo de Transmisión mejorado –Inventor: Gustavo Ordóñez Cárdenas	401
Anexo V. Patente: Avión de Superficies deslizantes con Dispositivo sustentador dispuesto en las alas o en el Fuselaje – Inventor: Gustavo Ordóñez Cárdenas.....	402
Anexo X. Matriz de consistencia.....	403
Anexo Y. Fotos del proceso de investigación.	406
REPORTES PERIODÍSTICOS.....	424
Anexo Z. Planos	431

INDICE DE TABLAS

Tabla 1 Matriz de Operacionalización de Variables.....	261
Tabla 2 Técnicas e instrumentos de recolección de datos	265
Tabla 3 Resultados del cálculo de la tobera convergente-divergente para el motor cohete de combustible sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal “SHUSHUPE I-B”.	292
Tabla 4 Vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal	295
Tabla 5 Resultados del cálculo de la Tobera convergente - divergente para el motor cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal "Gergón I-B"	321
Tabla 6 Resultados del cálculo del vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal "GERGÓN I-B"	324
Tabla 7 Resultados del cálculo del vuelo del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B” con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$	329
Tabla 8 Vuelo por inercia del cohete bajo un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, con una trayectoria parabólica desde el punto (B) pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D). Sin considerar la resistencia del aire.	331
Tabla 9 Vuelo por inercia del cohete en el último tramo de vuelo desde el punto (D) hasta hacer impacto con el suelo en el punto (E). Sin considerar la resistencia del aire.	332
Tabla 10 Parámetros básicos de todo el vuelo del cohete, con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, desde el punto (A) hasta el punto (E). Sin considerar la resistencia del aire.	333
Tabla 11 Costos del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal “SHUSHUPE I-B”.....	338
Tabla 12 Costos del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.....	340

Tabla 13 Costo total del Proyecto de Investigación.....	342
Tabla 14 Costo total de la Tesis para optar el Grado de Doctor en Ingeniería.	343
Tabla 15 Contrastación de las hipótesis planteadas	346
Tabla 16 Análisis e interpretación de Resultados.	350
Tabla 17 Formulación de propelentes compuestos sólidos actuales para cohetes y misiles.	353
Tabla 18 Propelentes líquidos actuales para la propulsión de cohetes y misiles.	357
Tabla 19 Características técnicas de cohetes de propulsor sólido fabricados por (IDIMAR)	358
Tabla 20 Características técnicas de los tubos inhibidores de PVC.	362
Tabla 21 Características técnicas de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal.	365
Tabla 22 Costo de los cohetes nacionales comparados con otros vehículos aéreos para producir lluvias artificiales.....	367
Tabla 23 Comparación de Costos de los cohetes de propulsor sólido diseñados y fabricados en el Perú en su versión antitanque, con otros cohetes similares importados.	371
Tabla 24 Comparación de Costos de los misiles de propulsor sólido diseñados y fabricados en el Perú en su versión antitanque, con otros misiles antitanque similares importados.	373

INDICE DE FIGURAS

Figura 1 Ing. Pedro Paulet Mostajo	43
Figura 2 Esquema del primer cohete de combustible líquido inventado por Paulet.....	44
Figura 3 Konstantín Eduárdovich Tsiolkovski	44
Figura 4 Cohete de dos etapas en su rampa de lanzamiento.....	47
Figura 5 Dr. Wernher Von Braun	48
Figura 6 Detalle de la construcción de un proyectil autopulsado alemán	48
Figura 7 Cohete antitanque alemán “Panzerfaust”.	50
Figura 8 Lanzamiento de un misil desde un submarino en inmersión.....	52
Figura 9 Lanzamiento de cohetes desde una unidad naval	54
Figura 10 Cohete de combustible sólido mostrando sus partes principales.....	57
Figura 11 Fases de lanzamiento de un cohete desde el comienzo de la combustión hasta que se encuentra en vuelo.....	59
Figura 12 Principio de funcionamiento de un cohete sólido.....	60
Figura 13 Esquema de una cámara de combustión con su tobera respectiva.	61
Figura 14 Corte longitudinal de un cohete sólido mostrando la cámara de combustión, la tobera y los granos con el sistema BATES (Balistic Test).....	62
Figura 15 Lanzamiento de un cohete de propulsor sólido.	66
Figura 16 Misil antiaéreo en su rampa de lanzamiento.	67
Figura 17 Misil NIKE despegando levantando una nube de polvo.	68

Figura 18 Misil antiaéreo lanzado de un avión contra otro avión, estalla cerca del blanco con suficiente fuerza que es suficiente para destruir el avión enemigo.	68
Figura 19 Diagrama Empuje versus tiempo de un cohete.	69
Figura 20 Secciones transversales de los motores cohete de propelente sólido.	71
Figura 21 Variación de la velocidad del chorro de gases de salida por la tobera en función a la relación de presiones de salida e inferior (P_e/P) de un cohete	78
Figura 22 Variación del $\ln(m/m_1)$ en función a la relación de masas del cohete:	80
Figura 23 Flujo simétrico de las fuerzas radiales, el componente axial da el valor de la Resistencia Las presiones del aire actúan esencialmente en la siguiente forma sobre un proyectil fusiforme.	81
Figura 24 Estabilidad de un cohete colocando el centro de gravedad por delante del cohete (físicamente y prácticamente no es posible).....	82
Figura 25 Estabilidad por aletas de un cohete.	83
Figura 26 Estabilidad por giro o rotación de un cohete.	84
Figura 27 Detalle del Sistema de Inyección de Combustible de un Cohete Líquido	84
Figura 28 Proceso de recarga de cohetes (Marina de USA).	85
Figura 29 Lanzamiento de cohetes Rusos BM-21 en salva.	86
Figura 30 Lanzamiento de un Misil Aire – Aire desde un Mig-29 peruano.	86
Figura 31 Sección longitudinal de la cámara de combustión de un proyectil autopropulsado.....	87
Figura 32 Coheteras para instalarse en un avión o un helicóptero.	88
Figura 33 Rampa de Lanzamiento de misiles antiaéreos rusos SAM-6.	89
Figura 34 Arcos de isoterma y cercos de adiabáticas.....	96
Figura 35 Suelo reseco después de mucho tiempo sin lluvias	130

Figura 36 Esquemas de como producir lluvias artificiales.	131
Figura 37 Se pueden sembrar nubes utilizando sal común.....	132
Figura 38 Preparando una avioneta comercial para el lanzamiento de bengalas de Yoduro de plata.	134
Figura 39 El Gobierno chino desembolso 155 millones de euros para la construcción de cuatro aviones especiales para el sembrado de yoduro de plata para producir lluvias artificiales	137
Figura 40 La siembra de nubes puede ser hecha por generadores en tierra, aviones, o cohetes (este último no se muestra en la imagen y es el motivo de la investigación de esta tesis).	139
Figura 41 Generador de Yoduro de plata.....	140
Figura 42 Avioneta Cessna 210 con el equipo para sembrar nubes.	143
Figura 43 Precipitación de una lluvia artificial provocada.	149
Figura 45 Desierto árido que podría convertirse en zona de cultivo produciendo lluvias artificiales.	151
Figura 46 Para la mitología Azteca,Tlaloc era el dios de la lluvia, la fertilidad y el agua. Como otros dioses antiguos relacionados a la lluvia, sostiene el poderoso trueno.....	153
Figura 47 Fotografía aérea de una nube que se podría “bombardear” con yoduro de plata para producir lluvias artificiales.	155
Figura 48 Cuba bombardeará nubes para acabar con la sequía.	156
Figura 49 China 'bombardea' nubes para acabar con las sequías.....	158
Figura 50 Dentro de cinco años aproximadamente podremos contar con la tecnología suficiente para crear lluvia de forma artificial, gracias a la NASA.	159

Figura 51 La aeronave Savant mide algo más de tres metros de envergadura y pesa 25 kilogramos.	161
Figura 52 El equipo de investigadores que lleva a cabo, en el desierto de Nevada (EE UU). ...	162
Figura 53 Fernando Ucsa, vicepresidente de Huacapunco, muestra una de la qochas Construidas por su comunidad	163
Figura 54 Incendio forestal en Huancabamba	171
Figura 55. Los bosques de neblina y páramos del valle de Huancabamba, en la sierra de Piura, se consumen por el fuego que amenaza al complejo de las míticas lagunas Huaringas, las fuentes más occidentales del río Amazonas y también de los ríos de la costa piurana.	172
Figura 56 Reservoirio de Poechos, el más grande de Piura y del Perú.....	173
Figura 57 El reservoirio de Poechos se ubica cerca de la ciudad de Sullana, en Piura, y en su momento fue el mayor espejo artificial de agua en el Perú; si no llueve en diciembre, podría quedarse vacío y dejar sin recurso a 1,4 millones de personas.	174
Figura 58 Incendios forestales en los pocos bosques que rodean al reservoirio Poechos, ubicado en el distrito Lancones, costa de Piura.	175
Figura 59 El distrito Suvo, en la costa de Piura y limítrofe con Ecuador, ya enfrentaba un serio problema ambiental debido a la minería ilegal; ahora debe sumar la desaparición de 200 hectáreas de bosque seco debido a un incendio azuzado por la sequía y rachas de vientos fuertes.....	178
Figura 60 Los cultivos más afectados son la papa, quinua y otros granos andinos	179
Figura 61 Diagrama de Stuve	204
Figura 62 Emagrama.....	205

Figura 63 Tefigrama esquemático	206
Figura 64 Tefigrama esquemático	206
Figura 65 Vapor en equilibrio con superficie líquida.	208
Figura 66 Presión y temperatura de condensación isoentropica en un tefigrama.	213
Figura 67 Tefigrama con pseudoadiabática	214
Figura 68 Burbuja de aire en equilibrio hidrostático.	215
Figura 69 Mezcla isobárica de dos masas de aire.	218
Figura 70 Tamaños comparativos, concentraciones y velocidades terminales de caída	220
Figura 71 Ejemplos de las diversas medidas de la distribución de las gotas de lluvia por tamaños	229
Figura 72 Distribución de gotas por tamaños.	230
Figura 73 Distribución por tamaños de los copos de nieve, en función de los diámetros de las gotas producidas por fusión (de Gunn y Marshall 1958).....	231
Figura 74 Presentación visual en la pantalla del radar de la Información en forma A-Scope....	234
Figura 75 Soldado norteamericano de infantería con un telémetro láser GVS-5.	239
Figura 76 Un telémetro láser modelo ITRS OLS-27a bordo del avión ruso Sukhoi Su-27	239
Figura 77 Francotiradores holandeses de la ISAF con su fusil AWSM de 8,6 mm y binoculares con telémetro láser Leica/Vectronix VECTOR IV.	240
Figura 78 Un escáner LIDAR modelo 3D	241
Figura 79 Telémetro láser (Tru Pulse) empleado para inventarios forestales	243
Figura 80 Telémetro láser Bosch PLR 25.....	244
Figura 81 Panorámica PPI en la pantalla de RADAR al observar la lluvia procedente de una estructura	246

Figura 82 Modelo de célula tormentosa de Byers-Braham (de Chisholm, 1973).	248
Figura 83 Diagrama esquemático mostrando tres secciones horizontales, a diversos niveles. .	250
Figura 84 Secciones horizontal y vertical del flujo de aire y de las trayectorias	250
Figura 85 Visión esquemática de un temporal multicelular.	251
Figura 86 Utilización de la Carta de Diseño KN – Dextrosa.....	271
Figura 87 Morro u ojiva de forma roma	275
Figura 88 Fuselaje para la carga útil	276
Figura 89 Tapón Superior roscado.....	276
Figura 90 Fuselaje para la cámara de combustión.	276
Figura 91 Tobera Convergente – Divergente.....	277
Figura 92 Aletas direccionales de aluminio.....	277
Figura 93 Inhibidor de PVC del Cohete Sólido	278
Figura 94 Aleta Direccional del Cohete de 3 Pulgadas	280
Figura 95 Dimensiones exteriores del Cohete de 3 Pulgadas	282
Figura 96 Ubicación de las aletas para el cálculo del Centro de presiones	283
Figura 97 Ubicación de los pesos para el cálculo del Centro de Gravedad (CG).....	287
Figura 98 Ubicación del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presiones (CP) en el Motor cohetes de Propulsor Sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal “Shushupe I-B”	289
Figura 99 Expansión de la Tobera en el Diagrama T-S.....	291
Figura 100 Detalles del proceso de expansión en la tobera	291
Figura 101 Dimensiones de la Tobera	292
Figura 102 Utilización de la Carta de Diseño KN – Dextrosa.....	300
Figura 103 Morro u ojiva del cohete de 4 pulgadas.....	305

Figura 104 Fuselaje para la carga útil del cohete de 4 pulgadas.....	305
Figura 105 Tapón superior roscado del cohete de 4 pulgadas.....	306
Figura 106 Tapón superior roscado del cohete de 4 pulgadas.....	306
Figura 107 Tobera del Cohete Sólido de 4 pulgadas	307
Figura 108 Fuselaje para las aletas cuadradas	307
Figura 109 Aletas direccionales cuadradas para el cohete de 4 pulgadas.....	308
Figura 110 Perfiles angulares soporte de aletas.....	308
Figura 111 Dispositivo de alineamiento de tobera	309
Figura 112 Dimensiones exteriores del cohete de 4 pulgadas de diámetro	312
Figura 113 Dimensiones de una aleta cuadrada asumida.	313
Figura 114 Ubicación de las aletas para el cálculo del Centro de presiones (CP) Del cohete de 4 pulgadas de diámetro.....	313
Figura 115 Ubicación de los pesos para el cálculo del Centro de Gravedad (CG).....	316
Figura 116 Ubicación del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presiones (CP) para el cohete de Propulsor Sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.....	318
Figura 117 Expansión de la Tobera en el Diagrama T-S del cohete de 4 pulgadas de diámetro.	320
Figura 118 Detalles del proceso de expansión en la tobera del cohete de 4 pulgadas de diámetro.	320
Figura 119 Dimensiones de la Tobera para el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal.....	321
Figura 120 Perfil de vuelo del cohete de propulsante sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal con un ángulo de lanzamiento de 45 grados.....	326

Figura 121 Vuelo activo (propulsado) del cohete de propulsante solido de 4 pulgadas de diámetro nominal con 45 grados de ángulo de lanzamiento con respecto a la horizontal	327
Figura 122 Vuelo por inercia con un angulo de lanzamiento de 45 grados.....	328
Figura 123 Secuencia del vuelo en el último tramo por inercia.	328
Figura 124 Modelo Descriptivo Lineal de Diseño.....	345

LISTA DE SIMBOLOS

V_f = Velocidad Final que alcanza el cohete (Velocidad máxima)

V_e = Velocidad de escape de los gases por la tobera

q = Calor entregado en un determinado proceso

h = Entalpía

C_p = Calor específico a presión constante

η_t = Rendimiento térmico

M_o = Masa inicial del cohete

M_f = Masa final del cohete

g = aceleración de la gravedad

t = Tiempo; Espesor de plancha

H_{max} = Altura máxima

L_{max} = Alcance máximo

M_p = Masa del propulsante

r_o = Relación de masas

I_{sp} = Impulso específico de un propelente

H_{inf} = Poder calorífico inferior de un combustible

y = Velocidad de combustión lineal del propulsor

W_p = Consumo de propulsor sólido.

A = Área de la sección de un ducto

v = Volumen específico del gas

M = Número de Mach

a = Velocidad local del sonido

A_{\min} = Área de la sección mínima de la tobera

k = Relación de calores específicos

P_c = Presión en la cámara de combustión

O/F = Relación Oxidante/combustible

$\Delta.M$ = Incremento de masa

Δv = Incremento de velocidad

E =Empuje

C_d = Coeficiente de arrastre

T_e = Temperatura en la cámara de combustión

T_e = Temperatura a la salida de la tobera

DEX =Dextrosa

KN= Nitrato de Potasio

Gr= Flujo de masas

A/A^* = Relación de áreas

T/T_0 = Relación de temperaturas

N_2 = Nitrógeno.

H_2O_2 =Peróxido de Hidrógeno

σ_y = Esfuerzo de fluencia

σ_{ad} = Esfuerzo admisible

$f. s$ = Factor de seguridad

R_{mezcla} =Constante de los gases de la mezcla

$J/mezcla$ =Peso molecular de la mezcla

X_{cp} =Distancia hasta el CP contado a partir de la punta del morro

X_{cg} = Distancia hasta el CG contado a partir de la punta del morro

V_{b_0} = Velocidad del cohete al terminar de quemar el combustible

M_{b_0} = Masa al terminar de quemar todo el combustible

$Z_{\text{máx.}}$ = Altura · máxima que alcanza el cohete (apogeo)

F_R = Fuerza de resistencia aerodinámica

C_w = Coeficiente de resistencia aerodinámica

T_t = Tiempo total de vuelo

$A_{b \text{ inicial}}$ = Área superficial de quemado inicial del grano

$A_{b \text{ máx}}$ = Área superficial de quemado máxima del grano

$A_{b \text{ final}}$ = Área superficial de quemado final del grano

D_g = Diámetro de la garganta de la tobera

K_n = Relación área de quemado superficial

A_g = de la garganta de la tobera

$P_{\text{máx}}$ = Presión máxima en la cámara de combustión.

C^* = Velocidad de salida característica

ρ_a = Densidad del aire

ρ_{grano} = Densidad del grano

X = Superficie de regresión lineal

Bates = Tipo de grano segmentado e inhibido por el exterior

γ = Ángulo de la parte divergente de la tobera

Θ = Ángulo de lanzamiento

r = Razón de masas del propulsante

p = Relación de quemado.

RESUMEN

Su **objetivo** fue lograr evaluar la manera de diseñar, fabricar y experimentar un motor cohete de propelente solido con la finalidad de resolver algunos problemas tecnológicos que aquejan al país como: en el campo civil, la producción de lluvias artificiales, evitar la caída de granizo, estudios de la alta atmosfera, en el campo militar: equipamiento con artillería reactiva a nuestras Fuerzas Armadas, que actualmente importan el 100% de este tipo de Material, lo que nos permitirá obtener un gran ahorro de divisas. **Método:** Este trabajo de Investigación Tecnológico Aplicado se realizó en las Instalaciones del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR S.R.L.), La investigación se probó con diferentes tipos de propelentes en diferentes proporciones y configuraciones, y después de muchos experimentos nos quedamos finalmente con un propulsante que nos dio mejor **resultado** del tipo compuesto o heterogéneo, es decir las moléculas están formadas por mezclas de un oxidante, que en este caso es una sal inorgánica (Nitrato de Potasio) y parte combustible (Dextrosa), más 2% de Aditivos Balísticos, que forman un compuesto muy estable, que luego se quemará en la cámara de combustión del cohete, generando gran cantidad de gases a elevada presión y temperatura, estos gases luego se expansionan en una Tobera convergente-divergente proporcionando el empuje respectivo que permitirá la elevación del cohete con su carga útil. **Conclusiones:** Este Proyecto de lo vengo estudiando por lo menos desde hace 35 años, luego con la gran cantidad de Información Técnica acumulada, decidí realizar los diseños y experimentación.

Palabras claves: propelente, tecnología, reacción, pruebas estáticas, lanzamientos, Cámara de combustión, alcance, dextrosa, nitrato de potasio, yoduro de plata, aditivos balísticos, granos, BATES, propulsión, empuje.

ABSTRAC

In this Project, it was possible to evaluate the way to design, manufacture and experiment with a solid propellant rocket motor in order to solve some technological problems that afflict the country such as: in the civil field, the production of artificial rains, to avoid the fall of hail, studies of the upper atmosphere, in the military field: equipping our Armed Forces with reactive artillery, which currently imports 100% of this type of Material, which will allow us to obtain great foreign currency savings. Method: This Applied Technological Research work was carried out at the Facilities of the Jet Engine Research Institute (IDIMAR S.R.L.), The research was tested with different types of propellants in different proportions and configurations, and after many experiments we finally settled on a propellant that gave us the best result of the compound or heterogeneous type, that is, the molecules are formed by mixtures of an oxidant, which in this case is an inorganic salt (Potassium Nitrate) and a combustible part (Dextrose), plus 2% of Additives Ballistic, which form a very stable compound, which will then burn in the combustion chamber of the rocket, generating a large amount of gases at high pressure and temperature. These gases then expand in a convergent-divergent nozzle, providing the respective thrust that will allow the lifting the rocket with its payload. Conclusions: I have been studying this Project for at least 35 years, then with the large amount of accumulated Technical Information, I decided to carry out the designs and experimentation.

Keywords: propellant, technology, reaction, static tests, launches, Combustion chamber, range, dextrose, potassium nitrate, silver iodide, ballistic additives, grains, BATES, propulsion, thrust.

I. INTRODUCCION

Este trabajo de investigación es de vital importancia para el Perú, si queremos ser un país desarrollado de verdad lo más pronto posible, ya que en materia de cohetes (motores a reacción) estamos en pañales, por la poca o ninguna importancia que se da a este tipo de investigaciones, no obstante haber tenido el Perú entre sus hijos a uno de los padres de la era espacial, al ingeniero químico Pedro Paulet Mostajo, quien en el laboratorio de una Universidad Francesa realizo un experimento, bombeando oxígeno líquido y gasolina gelatinosa a una cámara de combustión unida a una tobera convergente-divergente, luego con una chispa proveniente de una bujía encendía la mezcla provocando la combustión y estos gases se expandían en la tobera produciendo el empuje respectivo. Tomando como base este experimento el Dr. Alemán Wernher Von Braun junto a un grupo de especialistas diseño, fabrico y puso a punto de operación el cohete balístico alemán A-4 o V -2 durante los años de la Segunda Guerra Mundial, al terminar la Segunda Guerra Mundial, Von Braun fue contratado por los Norteamericanos y diseño y fabrico el Cohete Saturno V para el Proyecto Apolo de la NASA con los que los Norteamericanos llegaron a la Luna.

Mi inquietud por los motores cohete lo tengo desde la niñez, por aquel entonces no comprendía bien como conseguían volar los cohetes pirotécnicos de las fiestas patronales, y eso me llevo a acumular una gran cantidad de material bibliográfico sobre el tema, y ya llegado a la adultez, y con mis conocimientos de Ingeniero Mecánico comencé a realizar mis primeros diseños e innumerables pruebas experimentales y también comencé a buscar financiamiento para investigar sobre este tema, converse y presente proyectos a muchas Instituciones civiles y militares sin obtener ninguna respuesta. Es así que a partir del año 2004 decidí fabricar mis propios cohetes financiado con mis propios recursos, y realice el Primer lanzamiento exitoso de un cohete de

propulsor solido de 2 pulgadas de diámetro denominado MANTONA 1-A, en un desierto al Sur de Lima (Frente a Punta Negra), el 1ero de Octubre del 2004, con total éxito, y a partir del año 2005, conversando con la Oficina de Investigación y Desarrollo del Ejército Peruano me cedieron las instalaciones de la Escuela de Blindados en Piedras Gordas (Ancón) para realizar mis lanzamientos, y desde esa fecha hasta la actualidad realice un promedio de 350 lanzamientos exitosos y una gran cantidad de pruebas estáticas, de cohetes de propulsor sólido, líquido e híbrido.

El procedimiento seguido en este Proyecto de Investigación Tecnológico Aplicado para obtener los resultados planteados es el siguiente: primero se diseña el motor cohete, el banco de pruebas, la rampa de lanzamiento, se realiza los planos, se fabrica las partes, se ensamblan las partes, se fabrica el propelente, se realizan los ensayos estáticos y si los resultados de estos ensayos son satisfactorios se procede al lanzamiento del prototipo, se analizan los resultados, se corrigen los defectos y se va perfeccionando paulatinamente el diseño del prototipo mediante la metodología de ensayo-error.

Desde la idea inicial y su concepción este Proyecto de Investigación se realizó con materiales e insumos netamente nacionales, de bajo costo y fáciles de conseguir en el mercado interno, evitando tener que importar algún componente a fin de abaratar costos y darle sostenibilidad al Proyecto. En esta investigación se prueban básicamente motores cohete de combustible sólido, a Base de nitrato de potasio, dextrosa y aditivos balísticos.

La presente Tesis de Doctorado en Ingeniería ha sido estructurada en seis capítulos que a continuación se detallan.

En el Primer Capítulo, se ve el Planteamiento del Problema, descripción del problema a nivel nacional e internacional, formulación del problema, el problema general, los problemas específicos, justificación e importancia del Proyecto de investigación, limitaciones de la

investigación, limitación temporal, limitación espacial, limitación conceptual. Objetivos de la investigación, objetivo general, objetivos específicos.

En el Segundo Capítulo, se trata sobre el Marco teórico relacionado al tema de investigación, se ve los antecedentes de la investigación, se analizan artículos científicos, tesis e informes relacionados sobre el tema, antecedentes nacionales e internacionales. Marco conceptual de acuerdo al tema de Tesis, se definen conceptos utilizados en coherencia y en la física de las nubes. Se analiza aspectos de responsabilidad Social y medio ambiental. Principios básicos sobre investigación y desarrollo de cohetes. Se analiza el estado del arte para producir lluvias artificiales, Se analiza y se determina las zonas de sequía en los ecosistemas agroindustriales en Perú. En el Tercer Capítulo, se estudia el Método, se determina el tipo de investigación, se determina la población y muestra, se determina las Hipótesis, Hipótesis general, hipótesis específicas, se determinan las variables, se ve la Operacionalización de variables, instrumentos, procedimientos, análisis de datos. Se procede al diseño de dos motores cohete de propelente sólido de 3 y 4 pulgadas de diámetro. Se calcula la Estabilidad, se diseñan las aletas, se calcula el centro de presiones por el Método de Barrowmann, se calcula el centro de gravedad, se calcula el vuelo vertical, se analiza el Lanzamiento con otros ángulos de disparo: 45 grados, 60 grados, 75 grados, se calcula la resistencia aerodinámica, se generaliza el cálculo para toda una familia de cohetes Diseñados utilizando este combustible, finalmente se realiza un programa de simulación de Vuelo para diferentes ángulos de lanzamiento y para diferentes tipos cohetes.

En el Cuarto Capítulo, se ven los resultados de la investigación, se realiza la contrastación de las hipótesis, con respecto a la hipótesis general y con respecto a las hipótesis específicas analizando si se cumplió o no se cumplió con las hipótesis. También se hace el análisis e

interpretación de los resultados. Se hace un cuadro comparativo con respecto a los objetivos. Analizamos si se cumplió o no se cumplió con el objetivo general y con los objetivos específicos.

En el Capítulo Quinto se ven la discusión de resultados. Se discuten sobre el cohete de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal, se discuten sobre el tipo de compuesto químico utilizado para producir lluvias artificiales. Se hace un análisis de costos para la fabricación de los cohetes prototipo y se compara sus costos con otros cohetes importados, así como también se ven los costos de todo el Proyecto de investigación. También se dan las conclusiones y recomendaciones sobre este Proyecto de investigación tecnológico aplicado.

En el Sexto Capítulo, se detallan las referencias, es decir sobre la Bibliografía utilizada sobre las paginas consultadas en Internet, sobre la consulta a expertos sobre el tema.

En el Séptimo Capítulo. Se ven los anexos. Se ven anexos de Tablas, gráficos y documentos, se colocan fotos del Proyecto de Investigación, se ven algunos artículos periodísticos y finalmente se colocan los 10 planos en formato A-2 sobre el diseño y fabricación de los cohetes, el Banco de ensayos, su rampa de lanzamiento y la unidad móvil para el transporte del equipo.

1.1. planteamiento del problema

El estado del arte actual es que no existen cohetes o sistemas coheteriles en esta parte del mundo para la precipitación de lluvias artificiales. La idea es diseñar y fabricar pequeños cohetes de combustible sólido a un costo mínimo utilizando materiales y componentes nacionales sin importar ningún material del extranjero a fin de que se puedan tener cohetes a bajo costo y muy fiables. Además, también se diseñará la rampa de lanzamiento móvil a fin de que se pueda montar en una camioneta 4 x 4 pick up y desplazarse hasta el lugar donde se desee obtener la lluvia artificial.

Actualmente cuando se quiere producir lluvias artificiales para las grandes represas que abastecen de agua a las grandes Centrales Hidroeléctricas del Sistema interconectado, se alquila una avioneta que tiene que partir desde el Aeropuerto Jorge Chávez en Lima y desplazarse hasta la Sierra para descargar una cierta cantidad de yoduro de plata para producir la lluvia artificial. Esta operación resulta muy costosa para producir lluvias artificiales. La propuesta nuestra es la de utilizar cohetes montados en plataformas de lanzamiento móviles en una camioneta abierta 4x4 tipo (pick up) que sería la mejor opción y a más bajo costo para la producción de lluvias artificiales en la diversa geografía del país.

Para este tipo de operaciones no es necesario que el cohete tenga un sistema de guía, porque no se requiere gran precisión para dispararle a una nube, es decir se trataría solo de un cohete o rocket sin sistema de guía, lo que repercutiría en su bajo coste ideal para este tipo de aplicaciones.

El Proyecto de investigación consiste en dotar a los cohetes de pequeño y mediano tamaño, de 2, 3 o 4 pulgadas de diámetro de pequeñas cargas útiles a base de yoduro de plata e inyectarlos en cierto tipos de nubes que pueden estar a distintas alturas, entre 2 y 5 kilómetros de altura (la altura de la base de estas nubes se determinara mediante un telemetro Laser atmosférico), a fin de precipitar en forma artificial lluvias o evitar la caída de granizo y evitar de esta manera las pérdidas de grandes áreas de cultivo o evitar la muerte de animales debido a la falta de agua que tienden a secar los pastizales naturales. Este Proyecto de Investigación está limitado en cuanto a su aplicación para los cohetes de combustible sólido de pequeño y mediano tamaño.

1.2. Descripción del problema

Los cambios climáticos a nivel mundial, hacen que el Perú sea un país sometido a grandes inundaciones, huaicos o sequías, en un caso debido a las grandes precipitaciones fluviales debido

al calentamiento Global cuando las aguas del mar suben algunos grados de temperatura, en otros casos se presentan grandes sequias que afectan sobre todo la producción agroindustrial.

A nivel global se presentan incendios forestales y sequias por falta de lluvias, por ejemplo incendios forestales en Australia, Brasil, Europa Central, Bolivia etc., o sequias prolongadas por falta de lluvias como por ejemplo ,en ciertas partes del África, en el desierto de Atacama en Chile, etc. , conocedores de estos fenómenos meteorológicos y sabedores que en algunos países se utilizan pequeñas avionetas para sobrevolar cierto tipo de nubes, inyectarles cierta cantidad de yoduro de plata y de esta forma provocar que se precipiten las lluvias artificiales o evitar la formación y caída de granizo. También se utilizan aviones más grandes para con un dispositivo especial sembrar las nubes de yoduro de plata, sales y otros tipos de compuestos químicos, pero en mayor cantidad, para provocar lluvias artificiales.

A nivel local, en ciertas zonas del país como por ejemplo en la Región Piura, en los desiertos de la costa, en la Sierra de dicha Región, en el altiplano de la Región Puno en determinadas épocas del año se producen grandes sequias por la ausencia de lluvias lo que repercute negativamente en la agricultura y la ganadería, como consecuencia se pierden grandes hectáreas de cultivo y cientos o miles de animales muertos como consecuencia de estos fenómenos naturales.

La idea de realizar este Proyecto de Investigación nació ante todo porque a lo largo de mi vida profesional me convertí en un experto en motores a reacción (cohetes), que pueden ser de combustible sólido, líquido o híbrido. También para tratar de solucionar estos problemas de sequias e incendios forestales. Además, el suscrito como Director-Gerente del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (**IDIMAR**), institución privada dedicada a la investigación de los motores a reacción llevo más de 15 años, diseñando, fabricando, experimentando y lanzando

cohetes de combustibles sólidos líquidos e híbridos (actualmente ya disparamos alrededor de 350 cohetes de distintos tipos con total éxito).

1.3. Formulación del problema:

-Problema general:

¿Con las materias primas y el personal humano disponible en el Perú será posible el diseño, la fabricación, montaje y lanzamiento de cohetes para inyectar compuestos químicos especiales a las nubes a fin de producir lluvias artificiales?

-Problemas específicos

¿Cuál es la cantidad optima de (yoduro de plata) para conseguir o iniciar la precipitación de lluvias artificiales?

¿Cuál es el tamaño ideal de cohete para llevar la carga útil necesaria para la producción de lluvias artificiales?

¿El modelo de cohete planteado servirá para el desarrollo aeroespacial en el país?

¿Con el prototipo de cohete planteado se podrá disminuir la dependencia del extranjero en esta materia?

1.4. Antecedentes

Antecedentes internacionales.

Martínez (2014) Diseño y construcción de un cohete de sondeo. Además del propio objetivo del diseño, la realización del presente proyecto pretende también realizar un análisis de los distintos métodos de estudio aerodinámico aplicados a cuerpos esbeltos, incluyendo la utilización de software computacional. Al mismo tiempo, se persigue también profundizar en la actuación de motores de combustible sólido y en la optimización de su operación. Con estas premisas, se lleva a cabo un análisis de distintas geometrías posibles con distintas herramientas de

análisis que serán comparadas, tanto en régimen subsónico como supersónico. Posteriormente, se desarrolla un estudio propulsivo, con un estudio teórico de los aspectos que atañen a un motor cohete de combustible sólido, estimando su operación y optimizando el diseño de acuerdo a los parámetros de la propia cámara de combustión. Se aprovecha, al mismo tiempo, para hacer un repaso del "estado del arte" de los motores cohete. Por último, se lleva a cabo el diseño de acuerdo a las premisas aerodinámicas y propulsivas ya establecidas y se analizará el vuelo del vehículo para establecer sus prestaciones.

Aportes: se estudió todo el contenido de la tesis, la metodología de cálculo, sobre todo de la tobera. Diseño y selección de los granos de Propelente sólido. Algunos detalles constructivos.

Seisdedos (2013) Diseño y construcción de un motor cohete híbrido. Este trabajo práctico tiene como finalidad el diseño y la construcción de un motor de propulsión tipo cohete. Así mismo, el estudio de la idoneidad del motor cohete tipo híbrido para el propósito docente del proyecto. Para su diseño, partimos del motor cohete de demostración del Departamento de Aeronáutica y Aeroespacial del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT). El diseño 3D de las piezas se ha realizado con el programa Solid Edge (Siemens). Para el cálculo de las dimensiones de los diferentes elementos, se han realizado diferentes suposiciones, las cuales se especifican en los apartados correspondientes al diseño del elemento en cuestión, como son:

- Flujo estacionario y condiciones próximas a las de remanso aguas arriba de la tobera, la cual se ha diseñado como tobera sónica.

- En el cálculo de resistencias mecánicas, se utiliza tanto la suposición de pared delgada como de pared gruesa para asegurar coeficientes de seguridad aceptables.

- En algunos casos se han tomado valores extraídos de otros trabajos de manera que se asegure el correcto funcionamiento del sistema. Los resultados de este proyecto han sido:

- Diseño y construcción de un motor cohete híbrido de demostración con un nivel de empuje del orden de magnitud requerido por los objetivos del proyecto.
- Diseño modular el cual permite continuar, mediante trabajos futuros, el estudio de los diferentes parámetros geométricos que afectan las actuaciones de este tipo de motores cohete.
- Construcción de una estructura auxiliar, la cual permite desplazar de manera cómoda y albergar tanto el motor como todos los sistemas necesarios para su funcionamiento.

Aportes: Se revisó toda la metodología de diseño, evaluando la posibilidad de diseñar un cohete híbrido para este Proyecto, es decir combinando un combustible sólido con un oxidante líquido. Se estudió algunos detalles aerodinámicos y constructivos del motor cohete.

Redondo (2009) Motor Cohete de Combustible Líquido. El objetivo de este proyecto fin de carrera es el prediseño de un motor cohete de combustible líquido y el desarrollo de una herramienta informática que facilite este proceso. Antes de comenzar cualquier diseño hay que definir la finalidad de dicho diseño y en el caso de un motor cohete hay que definir la misión típica. El abanico de misiones que pueden realizar los motores cohete es muy amplio y va desde pequeñas aplicaciones como es el control de actitud de satélites hasta los grandes motores que impulsan las primeras etapas de los vehículos lanzadores. El objetivo es diseñar un motor nuevo, para cubrir las necesidades de misiones que no estén explotadas actualmente. Una de estas empresas interesada en el campo del turismo espacial es EADS Astrium. Esta empresa está desarrollando un vehículo capaz de realizar un vuelo suborbital, el vuelo consiste en dos fases, una primera fase propulsada por aerorreactores hasta una altura de unos 12000 m, en ese punto comienza la ignición del motor cohete principal que impulsa al vehículo hasta una altura de unos 100 km realizando una parábola de aproximadamente 3 minutos donde los pasajeros disfrutarán de ingravidez y una vista de la Tierra desde el espacio.

Aportes: se estudió todo el Proyecto de Investigación haciendo Hincapié en la Metodología de cálculo, la aerodinámica del Cohete, diseño de la tobera, detalles constructivos y dispositivos típicos de los cohetes.

Carbajal (2015) Estudio de viabilidad de cosecha de agua de lluvia en reserva Conchal para su utilización en riego del campo de golf. El presente trabajo muestra la viabilidad técnica y económica de implementar un sistema de cosecha de agua de lluvia para ser utilizado en el riego del campo de golf de Reserva Conchal aprovechando los lagos ubicados dentro del campo como reservorios. Se realiza un diagnóstico del manejo que se le da al recurso hídrico comparando el agua que se riega vs el agua requerida por el cultivo según la demanda estimada de: evapotranspiración, condiciones del suelo y características del cultivo, con el cual se determina que no existe un exceso de agua regada. El agua que puede ser cosechada se determinó realizando un balance hídrico con el método de Thornthwaite y Matter. La capacidad de los lagos corresponde a 44 mil m³ de agua, pero el agua que escurre por el campo es mayor que esta capacidad por lo que no se logra almacenar toda el agua que se podría captar en época lluviosa, pero se logra captar el volumen total de los lagos para contar con él a inicios del verano. El análisis económico muestra el costo aproximado del proyecto, de manera que realizar la interconexión de los lagos podría tener un costo aproximado de \$81 mil dólares utilizando un sistema de bombeo eléctrico siendo este un 66% más eficiente que opción de utilizar un bombeo de motor diésel lo cual permitiría ahorrar aproximadamente \$66 mil dólares si se aprovecha el agua total de los lagos tomando en cuenta las pérdidas por evaporación e infiltración. El volumen de agua almacenado puede ser aplicado según las necesidades que vayan apareciendo y se debe apreciar el sistema como una ayuda o un apoyo para mitigar el impacto de la falta de agua lo que hace que, contar con el sistema instalado permita utilizarse en el momento en que se cuente con agua en los lagos, esto implica que si hubo un evento

de lluvia no esperado que hiciera que se llenaran los lagos se podría accionar el sistema y aprovechar el agua.

Aportes: Se tomó como referencia para la terminología de la física de las nubes y términos hídricos.

Bejarano (2015) Sistema de cosecha de agua pluvial y reutilización de aguas grises de regadera en vivienda unifamiliar. Se realizó un análisis volumétrico de disponibilidad hídrica basado en distintos niveles de precipitación, considerando además diferentes niveles de demanda y áreas de captación, con el fin de calcular las eficiencias potenciales de ahorro de agua potable, alcanzando porcentajes en un rango del 2 al 49% anual. En lo referente a la calidad del agua pluvial, se realizó su caracterización con el fin de proponer un sistema de acondicionamiento de bajo costo de construcción y mantenimiento, para lo cual se recurrió a una filtración lenta con arena. La buena calidad fisicoquímica del agua de lluvia evidenció una baja efectividad de remoción biológica por parte del sistema de acondicionamiento, ya que el bajo contenido de nutrientes y materia orgánica presentes en el agua propiciaron un lento desarrollo de la capa biológica encargada de degradar los microorganismos presentes en el agua colectada; alcanzando porcentajes de remoción del $32\pm 8\%$ de CT y del $47\pm 11\%$ de CF, por lo que un proceso de desinfección es requerido para garantizar el cumplimiento de normas con respecto a su calidad para uso doméstico en regadera, inodoro y lavadora. Por su parte, la propuesta del sistema de tratamiento de aguas grises procedentes de la regadera consistió en un proceso de filtración gruesa con grava, seguida por una filtración lenta con arena y finalmente una adsorción sobre carbón activado granular, con lo que se obtuvieron eficiencias de remoción del $88\pm 4\%$, $75\pm 11\%$, $52\pm 21\%$, $34\pm 12\%$ y $53\pm 6\%$ en lo referente a turbiedad, DQO, SDT, CT y CF respectivamente. A pesar de obtener una remoción parcial de los contaminantes, procesos adicionales como la desinfección son requeridos para

cumplir con la normatividad referente a su reutilización en inodoros. Finalmente, se realizó una propuesta de diseño arquitectónico de una vivienda de nivel medio en la que se plantea el uso de esta clase de sistemas, obteniendo un ahorro de agua potable del 39% anual, considerando una precipitación media anual de 1,010 mm y 80 m² de captación.

Aportes: se tomó como referencia las características del agua de lluvia y Las condiciones en las que se producen las lluvias.

Ortiz y Velandia (2017) Propuesta para la captación y uso de agua de lluvia en las instalaciones de la Universidad Católica de Colombia a partir de un modelo Físico de recolección de agua. propone la captación y uso de agua lluvia en las instalaciones de la Universidad Católica de Colombia a partir de un modelo físico de recolección de agua, con el cual se realiza la captación y el almacenamiento de la misma al estar directamente a la intemperie, proporcionando datos reales día a día. Teniendo en cuenta que el agua lluvia se puede emplear como una alternativa para abastecer la demanda de agua, en alguna de las actividades cotidianas en el bloque R de la Universidad. Se determina esta actividad basados en las características de la misma, para descarga de sanitarios y lavado de zonas comunes. Inicialmente se pone en marcha el modelo físico de captación y recolección agua lluvia, luego se almacena en un tanque y de este se tomaron los datos de volúmenes recolectados en litros, durante un periodo de tiempo de 30 días calendario comprendidos desde el 18 de agosto de 2017 hasta el 17 de septiembre de 2017, durante este periodo de tiempo se tomaron distintas muestras, antes y después de su paso por el filtro, para determinar algunas de sus características físicas y químicas para definir el uso de esta en las actividades del edificio. Por último, se realizará un análisis hidráulico de conducción y distribución con el fin de obtener los resultados para la aplicación del cálculo de la ruta crítica, la cual pretende dar a conocer caudales, diámetros, velocidad, presiones mínimas y máximas de servicio.

Aportes: se evaluó toda la Tesis sobre todo lo concerniente al agua de lluvia y a las características físicas de las nubes.

Antecedentes nacionales.

Ordoñez (2014) Diseño fabricación y experimentación de un motor a reacción Con fines de investigación. Se ha logrado evaluar la mejor manera de diseñar, fabricar y experimentar un Motor a reacción con fines de Investigación con la finalidad de resolver algunos problemas tecnológicos del país. En esta investigación se probó diferentes tipos de combustibles en diferentes proporciones y configuraciones, logrando quedamos finalmente con un propulsante del tipo compuesto o heterogéneo, es decir las moléculas están formadas por mezclas de oxidante, que en este caso es una sal inorgánica (Nitrato de Potasio) y parte combustible (Dextrosa), más 2% de Aditivos Balísticos, que forman un compuesto muy estable, que se quemará en una cámara de combustión, generando gran cantidad de gases a elevada presión y temperatura, estos gases luego se expansionan en una Tobera convergente - divergente proporcionando el empuje respectivo. Este Proyecto es Totalmente novedoso, e innovador, pues se ha logrado una forma original del procedimiento para la obtención del propulsante, luego para el diseño de la Balística Interna y por el gran criterio innovador de utilizar materiales y métodos utilizados en otras industrias para un fin específico que es la obtención de un Motor a Reacción de Tecnología Nacional.

Zubieta (2017) Estimación de la concentración de lluvia diaria y eventos Hidrológicos extremos en cuencas andino-amazónicas empleando precipitación basada en satélites. Los datos de precipitación estimada por satélite empleados para la estimación de concentración de lluvia diaria pueden ser fuente alternativa en regiones donde la disponibilidad de datos de lluvia es limitada. Además, estos datos pueden ser utilizados como entrada a modelos hidrológicos distribuidos para la comprensión y evaluación de eventos hidrológicos extremos. Se emplearon

datos de caudales diarios de hasta 20 estaciones hidrométricas provenientes del observatorio SNO-HYBAM. Los hallazgos de esta tesis sugieren que las estimaciones de precipitación de CMORPH y TMPA V7 son más fiables que los proporcionados por TRMM RT o PERSIANN en la reproducción de la variabilidad temporal de los IC. Por otro lado, los resultados de la modelización hidrológica también indican la utilidad de datos TMPA RT para estimar los caudales observados en regiones andino-amazónicas (cuenca del río Ucayali, en el sur de la cuenca amazónica de Perú y Ecuador). Así, la estimación de caudales empleando TMPA RT (NS - 0.82) es ligeramente mejor que con otros datos satelitales tales como TMPA V7 y GPM-IMERG (NS - 0.78).

Aportes: Se evaluó los lugares de concentración de lluvias y las zonas de sequía, estimando la cantidad de lluvias producidas, con la ayuda de los datos obtenidos de las Imágenes satelitales.

Lapa (2018) Análisis del comportamiento temporal de la precipitación durante la estación de verano en la provincia de Candarave, departamento de Tacna periodo (1965-2010). Tesis de ingeniería, Universidad Nacional Agraria La Molina. El presente trabajo analiza el comportamiento diario de la precipitación desde 1965 hasta 2010 en la provincia de Candarave, con el propósito analizar su comportamiento diario y mensual, sus características pluviométricas y realizar un análisis estadístico de la frecuencia de ocurrencias de las precipitaciones; para tener una idea clara del inicio de la temporada de lluvias, identificar el periodo de tiempo con las mayores y menores precipitaciones y conocer la frecuencia con la que se presentan. La climatología mensual es importante, pero la más útil para la toma de decisiones, son las de mayor resolución temporal, como las diarias, pentadales o decadales. Sabemos que el agricultor para el buen manejo de su cultivo necesita conocer por ejemplo la cantidad de días con ocurrencias de lluvias para cada mes, el almacenamiento de agua de las represas. Por ello, el presente estudio será

de gran utilidad para muchas actividades que realiza el hombre; entre ellas tenemos la Agricultura y el turismo, etc. La metodología consiste en ordenar la data por mes en forma diaria de un record de años que van de 1964 – 2010 (estación Sitajara), 1965-2010 (estación Candarave); 1965-1997 (estación Ilabaya) y de 1971-2010 (estación Cairani). Esta disposición nos permite calcular la media diaria, los máximos diarios de varios años para un mes, así como clasificar la lluvia en intervalos y obtener la distribución de frecuencias diarias mensuales de precipitaciones

Aportes: Identificación de los recursos hídricos del Perú, el comportamiento de las lluvias, posibles zonas de sequía, nomenclatura de las lluvias, particularidades del agua de lluvia.

Chalco (2016) Evaluación, Análisis y Diseño de un sistema de captación de Agua de lluvia en viviendas rurales en Molino-Juli. Plantea como objetivos: Evaluar los techos de las viviendas rurales para la captación de agua de lluvia y diseñar un sistema de captación del agua de lluvia con fines de consumo doméstico en las viviendas rurales en Molino – Juli. Uno de los problemas que enfrenta los pobladores de Molino, es el insuficiente abastecimiento de agua potable; porque los pobladores extraen el agua para su consumo de fuentes internas: como acuíferos y manantiales, mediante pozos rústicos. Por otro lado, se obtuvo la información meteorológica y la metodología del aspecto técnico haciendo énfasis en el diseño del sistema de captación de agua de lluvia. Los resultados de la investigación indican que la demanda de agua anual para una familia de 04 personas es de 73m³/anual. La oferta de la precipitación neta durante los meses de lluvias alcanza 721.44mm. Respecto al diseño de captación se ha considerado dos techos de 120m² y un tanque cisterna de 50.5m³ de la población muestra. Asimismo, en la evaluación se ha determinado que el agua de lluvia es apta para el consumo humano

Aportes: Comportamiento de las lluvias en las zonas alto andinas e identificación de las posibles zonas de sequía, tipos de nubes en las zonas alto andinas.

Ordoñez (2009) Diseño y Fabricación de un Banco de Pruebas para motores Cohete Líquidos de hasta 10 Toneladas de Empuje. Este proyecto de investigación consiste en el diseño de fabricación de un Banco de Pruebas para motores cohete de hasta 10 toneladas de empuje. Se diseñará y fabricara un cohete de combustible líquido y luego se realizaran las pruebas básicas en el Banco de Pruebas diseño previamente tales como: empuje, tiempo de combustión, presión máxima desarrollarla en la cámara de combustión, temperatura de combustión, uniformidad del flujo por la tobera. Todo prototipo de cohete o misil antes del lanzamiento tiene que pasar necesariamente por el Banco de pruebas, a fin de comprobar sus parámetros de diseño. El objetivo principal de este Proyecto de Investigación es diseñar un, motor cohete de combustible líquido y su respectivo Banco de pruebas, para luego realizar los Ensayos Básicos del cohete en el Banco de Pruebas diseñado y fabricado para tal fin. Se utilizará la Técnica de recopilación de datos ensayo error, tenemos una larga experiencia en el diseño, fabricación y experimentación de motores cohete de combustible sólido con más de 200 lanzamientos exitosos, también con cohetes de combustible líquido y cohetes de combustible híbrido. Los resultados obtenidos han sido excelentes, ya que se consiguió, diseño fabricar y disparar cohetes con gran éxito. En este informe final adjuntamos algunos videos de dichos lanzamientos y pruebas de banco de motores cohete.

Ordoñez (1995) Diseño del Prototipo de un cohete de 50 Kilómetros de Alcance.

Informe Final de Proyecto de Investigación.

Resolución Rectoral No.255 – 93 – R

Cronograma: 01/09/1993 al 31/04/1995.

Facultad de Ingeniería Mecánica - Energía.

Universidad Nacional del Callao.

Contenido: se trata del diseño completo, planos, fabricación, Pruebas y Lanzamiento respectivo de un cohete de propulsante Líquido a base de Peróxido de hidrogeno. Se trata de un cohete totalmente ecológico y de cero contaminaciones. Consta de las siguientes partes:

I. Título.

II. Nombre del investigador.

III. Lugares donde se llevara a cabo la investigación.

IV. Resumen

4.1. Antecedentes bibliográficos.

4.2. Planteamiento del problema.

4.3. Marco teórico

4.4. Justificación del problema.

V. Objetivos.

VI. Hipótesis.

VII. Diseño de la investigación.

VIII. Metodología.

IX. Resultados.

X. Discusión.

Ordoñez (2000) Principios de cohetería. se trata de la información científica elemental para los profesionales que deseen incursionar en el campo de la cohetería y consta de las siguientes partes: Procesos de los motores a reacción.

- . Ciclos teóricos de los motores cohete.
- . Mecánica de vuelo de los motores cohete.
- Combustibles para cohetes.
- . Sistemas de encendido de los propulsores de los cohetes.
- . Cámaras de combustión para cohetes.
- . Cohetes de combustible líquido.
- . Cohetes de combustible sólido.
- . Algunos casos prácticos de motores cohete.

Ordoñez (2004) Diseño del Prototipo de un cohete de combustible líquido Tierra-Tierra con sistemas antimisiles. se trata del diseño de un cohete de propulsor líquido y una propuesta para instalar en dicho cohete Sistemas antimisiles de Chaff y Flares para facilitar su penetración en territorio hostil, y consta de las siguientes Partes: . Resumen , Antecedentes, Diseño del cohete y del sistema de guía, Nueva propuesta de Sistemas antimisiles.

Ordoñez (2018) Sistemas de propulsión, Departamento Académico de Ingeniería, Mecánica de Fluidos, Universidad Nacional Mayor de San Marcos.

Contenido:

- . Introducción.
- . Turborreactores.
- . Turbofanés.
- . Turbohélices.
- . Turboejes.
- . Pulsorreactores.
- . Estatorreactores.

. Motores cohete.

Ordoñez (2016) en su Artículo Científico: Cálculo de la estabilidad de un cohete.
Departamento Académico de Ingeniería Mecánica de Fluidos, Facultad de Ciencias Físicas,
Universidad Nacional Mayor de San Marcos.

Contenido:

- . Calculo de la estabilidad.
- . Calculo del Centro de Gravedad.
- . Calculo del Centro de Presiones (Método de Barrowmann).
- . Diseño de las aletas direccionales.
- . Diseño de un cohete solido de 3 pulgadas de Diámetro.

Ordoñez (2012) en su patente de invención denominación: “Dispositivo inhibidor y separador para fuselaje de Motores cohete de propulsor Sólido”.

INDECOPI: Registro de Propiedad Intelectual.

Dirección de Invenciones y Nuevas Tecnologías.

Título No. 0652.

Clasificación: F42B 10/30, F02K 9/34

Solicitud: 0022487-2012.

Fecha de presentación: 21 de Diciembre del 2012.

Titular: Universidad Nacional Mayor de San Marcos.

País: Perú.

Vigencia: 21 de Diciembre del 2022.

Ordoñez (2012) en su patente de Invención denominación: “Avión de superficies deslizantes con Dispositivo sustentador dispuesto en las Alas o en el Fuselaje”.

INDECOPI: Registro de Propiedad Intelectual.

Dirección de Invenciones y Nuevas Tecnologías.

Título No. 0773.

Clasificación: B64C 23/08

Solicitud: 002485-2012.

Fecha de presentación: 21 de Diciembre del 2012.

Titular: Universidad Nacional Mayor de San Marcos.

País: Perú.

Vigencia: 21 de Diciembre del 2022.

1.5. Justificación de la investigación:

El estudio de los motores cohete y la tecnología aeroespacial lo vengo desarrollando desde hace aproximadamente 30 años, actualmente tengo dos libros publicados sobre el tema y más de 350 lanzamientos exitosos de cohetes, además de varios diseños de prototipos de cohetes con diferentes tipos de propulsores, también a lo largo de estos años experimente en las instalaciones del **IDIMAR** con diferentes tipos de combustibles, obteniendo resultados muy positivos.

En este Proyecto se procederá al diseño y fabricación completa del prototipo de un cohete de pequeño o mediano tamaño, incluyendo: tipo de propelente del cohete, fuselaje, ojiva o morro, aletas direccionales, balística interna, cámara de combustión, carga útil, rampa de lanzamiento, etc.

La investigación se llevará a cabo en la Escuela Universitaria de Postgrado (EUPG) de la Universidad Nacional Federico Villarreal, en el Laboratorio de Motores de Combustión Interna

De la Facultad de Ingeniería Mecánica – Energía de la Universidad Nacional del Callao (FIME-UNAC), en las Instalaciones del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR).

Para poder identificar el Problema de Investigación, el graduado ha tenido que tener un conocimiento profundo sobre el tema, y además ha tenido que estar al día sobre los últimos adelantos tecnológicos en la materia.

Se ha seleccionado el presente tema de Tesis para doctorado por lo novedoso e innovador, tanto en el diseño y fabricación del prototipo del cohete como en la aplicación del compuesto químico yoduro de plata para la producción de lluvias artificiales, además su realización permitirá establecer los parámetros tecnológicos y la formulación óptima para el diseño de cohetes para la producción de lluvias artificiales.

En cuanto al impacto Social, Tecnológico e innovador en el país. El país sufre muchas pérdidas económicas por la falta a de lluvias en épocas de sequía en ciertas regiones, la aplicación de este Proyecto permitirá disminuir la destrucción de cultivos y evitando la pérdida de animales debido a la sequía. Mejorando la productividad en los ecosistemas agroindustriales. Además, El Perú es un país en vías de desarrollo que importa prácticamente el 100% del material bélico para su defensa, dentro de esto está lo concerniente a la técnica coheteril y sistemas de artillería reactiva por lo que se hace urgente y necesario investigar en el campo de los cohetes y misiles, y que mejor si esta investigación se hace con criterio innovador, proponiendo soluciones originales. Considero que vale la pena investigar en este sentido y que este proyecto bien vale la pena y que está plenamente Justificado como Tesis de Doctorado en Ingeniería.

1.6. Limitaciones de la investigación.

Limitación Temporal.

La presente Tesis de Doctorado en Ingeniería se limitará al diseño, fabricación y experimentación de un cohete de propelente sólido, fabricación del propelente, así como también de la sustancia más apropiada para la producción de lluvias artificiales, partiendo de los antecedentes sobre este tipo de investigación tanto a nivel nacional como a nivel internacional. Desde mi niñez siempre estuve obsesionado sobre los motores a reacción es así que acumule una gran cantidad de información sobre el tema y con mis estudios de Ingeniería Mecánica ya concluidos , comencé a estudiar los cohetes en profundidad desde los años 80 hasta la fecha, desde esa fecha comencé a realizar mis primeros diseños, las pruebas estáticas o de banco de pruebas lo vengo realizando desde esa fecha, es así que el 01 de Octubre del año 2004, en un desierto al Sur de Lima (frente a la Playa de Punta Negra) realice mi primer lanzamiento exitoso de un cohete de 2 pulgadas de diámetro, un metro y medio de longitud y 5 Kilómetros de alcance.

Todos los materiales, insumos, dispositivos, instrumentos y utillaje para la fabricación del cohete y del propelente son de origen nacional, evitando así tener que importar algún componente a fin de aminorar los costos de la investigación. Todos los componentes e insumos son los que se tiene disponible en el mercado nacional.

Limitación Espacial.

Este Proyecto de Investigación se realizó básicamente en el **INSTITUTO DE INVESTIGACION DE MOTORES A REACCION (IDIMAR SRL)**, donde se realizaron los diseños, planos, fabricación y maquinado de los distintos componentes, así como también se fabricaron los granos (propelente solido) y se ensamblaron los prototipos.

Las pruebas estáticas, de Banco de pruebas y lanzamientos de los prototipos de los cohetes se realizaron en la Base de Blindados del Ejército Peruano (EP) en “**PIEDRAS GORDAS**” Ancón y en el Polígono de Tiro del (EP) de “**CRUZ DE HUESOS**”, al Sur de Lima, frente a la Playa de San Bartolo. El primer lanzamiento exitoso se realizó el 01 de Octubre del 2004, hasta la fecha primeros meses del 2020 ya se realizaron cerca de 350 lanzamientos exitosos de diferentes prototipos de cohetes de propelente sólido, líquido e híbrido. Se tomaron los datos tanto de los ensayos estáticos como de los lanzamientos tales como: tiempo de combustión del propelente, temperatura de combustión, tiempo de retraso del encendido (desde el instante en que se acciona el disparador hasta que el cohete abandona su rampa de lanzamiento), altura que alcanza el prototipo, alcance de acuerdo al ángulo de lanzamiento, etc.

Lamentablemente para los lanzamientos de los cohetes no contábamos con un equipo electrónico de seguimiento, como podría haber sido un radar de seguimiento que nos permitiera obtener datos más precisos y en tiempo real tales como: velocidades instantáneas, alturas alcanzadas en todo instante, aceleraciones, alcances, etc.

Limitación Conceptual.

i). Se pensó siempre en la utilización de materiales disponibles en el mercado interno, desde la concepción, diseño, fabricación, montaje, pruebas y lanzamiento. Tales como para el fuselaje de la cámara de combustión, en tubos de acero sin costura tipo (Schedule 40) ,o tubos de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192 ,para la fabricación del tapón roscado y la tobera barras de acero laminados o trefilados tipo SAE/AISI 1020 , 1040 o 1045,para el morro barras de aluminio y para las aletas direccionales planchas de aluminio, o insumos para la fabricación del propelente tales como: nitrato de amonio , nitrato de potasio, polvo de magnesio, polvo de aluminio, dextrosa en polvo, sorbitol en polvo, poliuretano, aditivos balísticos, etc.

Si se hubiera utilizado materiales importados de mejor calidad tales como: para el fuselaje de la cámara de combustión tubos de acero sin costura tipo ASTM 4130, perclorato de amonio, poliuretano balístico, HTPB, etc. Se obtendría mayores prestaciones para el cohete, pero a un costo mucho mayor.

ii). Se actuó siempre con criterio innovador y creativo para solucionar los problemas tecnológicos que se iban presentando a lo largo de la investigación. Se realizaron pruebas y ensayos estáticos y de banco con distintos materiales e insumos para obtener los parámetros reales de diseño y operación tales como: temperatura máxima de los productos de la combustión (1350 °), presión máxima admisible que pueden soportar los tubos de acero sin costura tipo ASTM A-192 y Schedule 40 (60 bar), tiempo de combustión (de 2 a 5 segundos, según el tamaño del cohete), retraso del sistema de encendido.

Para la balística interna en la configuración de granos de propelente tipo “BATES”, se probaron experimentalmente varios tipos de inhibidores tales como: cartón, papel lija, cartulina, tubos metálicos, etc. Seleccionando definitivamente los tubos de PVC de paredes gruesas como inhibidores de la superficie exterior del grano, con excelentes resultados, ya que soportan bien las presiones y temperaturas de la combustión sin fluir y atorar la garganta de la tobera.

Se innovo la forma de fabricación de los granos, fundiéndolos con fuego directo en un recipiente adecuado, agregándolos un pequeño porcentaje de aditivos balísticos (mejoradores), luego derramando esa masa caliente en un molde que contenía el inhibidor de PVC, con estas innovaciones se obtuvo un mayor impulso específico.

iii). No se realizaron las pruebas específicas para cada campo de utilización de los cohetes, por no disponer de financiamiento para ello, es decir no se realizaron las pruebas suficientes y

definitivas inyectando yoduro de plata a nubes para obtener lluvias artificiales. No se tomó muestras de la contaminación ambiental a grandes alturas por no tener equipo para ello.

No se realizaron los disparos de artillería con carga útil (carga hueca, carga rompedora, carga termobarica), sobre un blanco específico, por no disponer del equipo adecuado y por falta de financiamiento. Tampoco se fabricaron grandes cantidades de cohetes como para obtener tablas balísticas de disparo (tablas de dispersión).

Pero si se realizaron un buen grupo de lanzamientos de cohetes con diferentes ángulos de lanzamiento para obtener diferentes alturas y diferentes alcances, equipados con un paracaídas de frenado que llegado a su máximo apogeo debe expulsar el morro y la carga útil (YODURO DE PLATA), para inyectarlo a cierto tipo de nubes y así dar inicio a la lluvia artificial. Queda abierta la posibilidad de seguir investigando en estos campos específicos de la utilización de los motores cohete tanto para fines civiles como para fines militares, pero fabricando en cantidades adecuadas, previo financiamiento, lo suficiente para obtener datos fiables para cada uno de los casos específicos y para luego iniciar la producción en serie.

1.7. Objetivos

- Objetivo general

Diseñar y construir el prototipo de un cohete de pequeño o mediano alcance montado en una rampa de lanzamiento móvil para la producción de lluvias artificiales o evitar la caída de Granizo en determinadas zonas del país en épocas de sequía.

-Objetivos específicos

Determinar cuál es la cantidad óptima de (yoduro de plata) para conseguir producir lluvias Artificiales.

Evaluar cuál es el mejor tipo de propelente para cohetes de pequeño y mediano alcance.

Determinar cuál es el volumen del cohete destinado a transportar la carga útil de yoduro de plata con sus diferentes accesorios .

Determinar cómo influyen las modificaciones hechas en el cohete diseñado en su Comportamiento aerodinámico.

1.8. Hipotesis

De acuerdo a las interrogantes planteadas en la formulación del Problema de investigación, así como de los objetivos generales y específicos que se persigue, el siguiente trabajo de Tesis plantea las siguientes hipótesis.

1.8.1. Hipotesis general.

Las materias primas y el personal humano en el Perú hacen posible el diseño y la construcción de cohetes con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales y evitar la caída de granizo en épocas de sequía en ciertas regiones del Perú.

1.8.2. Hipotesis específicas

- 1.- El modelo de cohete planteado servirá para el desarrollo e investigación Aeroespacial.
- 2.- Con el prototipo del motor a reacción diseñado y fabricado se podrá producir Lluvias Artificiales en ciertas regiones del país.
- 3.- El modelo de motor a reacción se podrá utilizar también para equipar a nuestras fuerzas Armadas con Artillería reactiva de pequeño y mediano alcance.
- 4.- Con el Prototipo de Cohete diseñado se podrá disminuir la dependencia del extranjero, lo que significará un ahorro de divisas para el erario nacional.

II. MARCO TEORICO

2.1. Marco conceptual

A continuación se dan una serie de conceptos básicos que corresponden a este tema de investigación que constituyen el fundamento teórico del Problema y toda la tesis en sí para enmarcar la investigación e Interpretar los resultados y las conclusiones. Se Consideran un marco Conceptual para los motores cohete y otro marco conceptual para la Física De las nubes.

2.1.1. Marco conceptual para los motores cohete.

Propelente. Dícese del combustible para cohetes, está compuesto por un Oxidante y un combustible, puede ser sólido, líquido o híbrido.

Pruebas estáticas. Conjunto de pruebas que se realizan en el banco de pruebas Para motores cohete para medir: empuje, presión en la Cámara de Combustión, temperatura de combustión en la cámara, Tiempo de Combustión, etc.

Lanzamiento. Es el disparo que se hace del cohete desde su rampa.

Rampa de lanzamiento. Es la estructura para lanzar o disparar el Cohete, puede ser estático o móvil (montado sobre un vehículo).

Cámara de combustión. Es el lugar donde se lleva a cabo la Combustión del Cohete. Para cohetes de propelente solido Generalmente es el tubo de acero sin costura que forma parte También del fuselaje.

Peróxido de hidrogeno. Es un propelente líquido para cohetes Monopropulsante, se utiliza con un catalizador para acelerar la descomposición, en vapor de agua más oxígeno gaseoso, en estos cohetes no se produce combustión, sino descomposición, es decir es un cohete totalmente ecológico.

Dióxido de manganeso. Se utiliza como catalizador (acelerador de la Descomposición) del peróxido de hidrogeno en vapor de agua más oxígeno.

Dextrosa. Se utiliza como combustible sólido de los cohetes de Propelente sólido, en una proporción de 35% combinado con 65% de Nitrato de Potasio como oxidante.

Nitrato de potasio. Se utiliza como oxidante sólido para los motores cohete de propulsor solido en una proporción de, 65% de **nitrato** de potasio más 35% de dextrosa.

Aditivos balísticos. Son componentes que en pequeñas cantidades se agregan a los propelentes sólidos (de 1 a 3%), para mejorar el empuje y otras características, entre estos aditivos tenemos el polvo de aluminio más polvo de magnesio.

Grano. Se dice de los propulsores sólidos, que se fabrican como una Torta, generalmente mediante fusión en caliente a una cierta temperatura Y luego esta masa una vez solidificada se coloca dentro de la cámara de Combustión dentro del fuselaje del cohete sólido.

Granos BATES. Son granos seccionados, que se utilizan mucho en el proceso de investigación de los cohetes sólidos, significa (Ballistic Test) o Pruebas balísticas.

Empuje. Es la fuerza de reacción que produce el cohete al salir los gases por la tobera, generalmente se mide en (N), (Kg-f) o (Lb).

Propulsión. Sistema que consiste en impulsar un vehículo aéreo en este caso el cohete.

Banco de pruebas para cohetes. Estructura estacionaria equipada con Dispositivos para realizar las pruebas estáticas de los cohetes.

Reacción. Fuerza opuesta a la acción, de acuerdo a la tercera Ley de Newton, si la acción va en un sentido por ejemplo hacia adelante, la reacción será en sentido opuesto o sea hacia atrás.

Carga útil. Compartimiento del cohete donde se llevan los dispositivos de Accionamiento y el yoduro de plata para producir lluvias artificiales.

Catalizador. Sustancia que acelera una reacción química y que no sufre Cambios químicos constantes, sino que se consume solamente por desgaste mecánico.

Tobera. Dispositivo que se encarga de acelerar el flujo de gases, se coloca a la salida de la cámara de combustión y tiene la forma convergente - Divergente.

Coefficiente de tobera. Caracteriza las perdidas por fricción que se producen en la tobera, también se le conoce como eficiencia de la tobera, su valor Fluctúa entre 94% y 98%.

Consumo de propelente. Cantidad de propulsante consumido por el motor cohete en un segundo, o en todo el vuelo.

Chorro reactivo. Chorro de gases de trabajo que emana el motor cohete por la tobera y que crea una fuerza de reacción.

Detonación. Fenómeno que se produce durante la combustión del propulsante a una velocidad muy alta, mayor que la del sonido, que alcanza De 8 a 9 Km/s en los propulantes líquidos y de 1 a 3 Km/s en los Propulantes gaseosos.

Encendido. Proceso que inicia la ignición del propulsante, en los motores Cohete se aplica encendido químico, pirotécnico y eléctrico.

Iniciador. Pequeña carga pirotécnica colocada dentro del cohete en la cámara de combustión para dar inicio a la combustión del grano, se trata De unos cuantos gramos de pólvora negra con encendido eléctrico a Distancia.

Inhibidor. Sustancia que disminuye las reacciones químicas Indeseables, en Este caso se inhibe la parte exterior de los granos BATES con inhibidores de PVC.

Morro, ojiva o nariz. Es la punta del cohete que puede ser: cónica, parabólica O redonda, de acuerdo a la misión del cohete.

Fuselaje del cohete. Es el cuerpo del cohete, que para los cohetes de propulsante Sólido es un tubo de acero sin costura, y que también Sirve Como cámara de Combustión.

Aletas direccionales. Son dispositivos que se colocan al cohete en la parte de atrás para darle estabilidad y generalmente son fijas al fuselaje o tobera. Pueden ser de distintas formas y de 3 o 4 aletas. Pueden ser: Cuadradas, rectangulares, triangulares, trapezoidales, delta, etc.

Aletas canard. Son aletas móviles que se ponen en la parte delantera del Cohete y trabajan conjuntamente con el sistema de guía.

Sistema de guía. Sistemas o dispositivos electrónicos para guiar el cohete y convertirlo en misil.

Centro de gravedad (CG) Es un punto ubicado en el eje longitudinal del Cohete donde se concentra todo el peso del cohete.

Centro de presiones (CP). Es un punto ubicado en el eje longitudinal del Cohete donde se concentran todas las fuerzas aerodinámicas.

Estabilidad del cohete. Característica dinámica del cohete para volar en Línea recta.

Condiciones de estabilidad del cohete. Para que un cohete sea dinámicamente estable, el centro de gravedad (CG) debe estar por Delante del centro de presiones (CP), a una distancia de por lo Menos Equivalente a un diámetro exterior del fuselaje del cohete, o Mayor.

Vuelo propulsado. Es el desplazamiento del cohete en línea recta hasta agotar todo su propulsante.

Vuelo por inercia. Al terminar de quemar todo su combustible el cohete tiene una determinada velocidad, y debido a esta velocidad continúa desplazándose ya sin combustible hasta llegar a una velocidad cero.

Vuelo total del cohete. Es igual a la suma total del vuelo propulsado más el vuelo por inercia.

Paracaídas de frenado. Consiste en un pequeño paracaídas que permite recuperar la mayor parte del cohete sin sufrir mayores daños, después de haber inyectado el yoduro de plata en las nubes, el cohete desciende lentamente.

Apogeo. Es la máxima altitud a que puede llegar el cohete, es decir el vuelo propulsado más el vuelo por inercia, en un vuelo vertical o Cuasi Vertical.

Expulsión de la carga útil. Instante en que se produce la expulsión del Morro más la carga útil (yoduro de plata) inyectándola en la nube.

Descenso. Después de expulsar la carga útil, el cohete desciende lentamente mediante el paracaídas de frenado, a fin de volver a reutilizarlo.

2.1.2. Marco conceptual para la física de las nubes.

Precipitación. Se refiere al agua atmosférica que cae sobre la Superficie de la tierra en cualquier forma, ya sea lluvia, escarcha, Granizo o Nieve.

Isotermal. Significa que la diferencia entre la temperatura del Promedio del mes más frío y el más caluroso es menor a 5°C.

Lluvia acida. Es aquella con PH menor a 5.6 (escala de 0 a 14) ya que este valor corresponde al PH del agua en equilibrio con el Dióxido de carbono de la atmosfera, que tiene una concentración aproximada de 360ppm. Son gotitas nubosas o de lluvia que contienen contaminantes como Óxidos de nitrógeno y azufre, que los vuelven acidas.

Formas de precipitación. Las gotas pequeñas son casi esféricas, mientras que las mayores están achatadas, su tamaño oscila entre 0.5 mm y los 6.35 mm, su velocidad de caída varía entre los 8 y 32 Km/hr, dependiendo de su volumen.

Precipitación ciclónica. Resulta del levantamiento del aire que converge de un área de baja presión o ciclón.

Precipitación convectiva. Es causada por el ascenso del aire cálido más liviano que el aire frío de los alrededores. Se caracteriza por ser puntual y su intensidad puede variar entre aquella correspondiente a lloviznas ligeras a aguaceros.

Precipitación orográfica. Resulta del ascenso mecánico sobre una cadena de montañas.

Llovizna. Son gotas de agua pequeñas por lo que su velocidad de caída es bastante baja y rara vez sobrepasa un valor de 1 Km/hr. Su Diámetro varia de 0.2 mm a 0.5 mm.

Lluvia. Consiste en gotas de agua líquida con diámetros mayores a las que componen la llovizna propiamente dicha, va de débil a moderada, sin alcanzar la intensidad de una tormenta.

Intensidades de lluvias. Se reportan 4 tipos de intensidades de lluvias. Lluvias ligeras: hasta 2.5 mm/hr. Lluvias moderadas: entre 2.5 y 7.6 mm/hr. Lluvias fuertes: mayores a 7.6 mm/hr. Lluvias torrenciales: aquellas que sobrepasan los 12.7 mm/hr. Cada milímetro medido de precipitación representa la altura en lmina Precipitada, que tendría un cubo con un área igual a un metro cuadrado y una altura de 1 mm.

Escarcha. Es una capa de hielo que se forma como producto del enfriamiento de una superficie húmeda producida por la lluvia o Llovizna.

Chubasco. El viento, las gotas y la intensidad aumentan.

Tormenta. Puede ser débil o intensa, su precipitación es alta y las gotas Son grandes, el viento es intenso e incluye la posibilidad de que se precipite granizo.

Nieve. Está compuesto por cristales de hielo blanco o traslucido.

Granizo. Precipitación en forma de bolas o cristales irregulares de hielo que se producen generalmente por nubes convectivas.

Tromba. Es más fuerte que la tormenta, tiene viento intenso, gotas grandes, precipitación suficientemente alta para inundar y causar estragos. Esta lluvia tiene la capacidad de crear granizo sumamente grande y con posibilidad de aparición de tornados.

Ablación. Acción de quitar o eliminar algo, cuando se trata de nieve suele entenderse la eliminación por derretimiento.

Humedad absoluta. Concentración del vapor de agua, la masa de vapor de agua dividida por el volumen que ocupa.

Acreción. Crecimiento de las partículas de precipitación por el choque de los cristales de hielo con gotitas subfundidas (superenfriadas) que se congelan en el momento del impacto.

Adiabático. Cambio de temperatura provocado por la expansión (enfriamiento) o la compresión (calentamiento) de una parcela de aire a medida que asciende o desciende por la atmósfera.

Proceso adiabático. Cambio en la temperatura del aire que ocurre sin la transferencia de calor. En un proceso adiabático la compresión produce “calentamiento” y la expansión causa “enfriamiento”.

Aerosol. Partículas sólidas o líquidas más grandes que una molécula, pero lo suficientemente pequeñas como para mantenerse en suspensión en la atmósfera (diámetro hasta 100 micras), entre los aerosoles de origen natural se incluyen las partículas de sal procedentes de la pulverización de las aguas marinas y las de arcilla ocasionadas por el desgaste de las rocas.

Los aerosoles pueden también tener su origen en la actividad Humana, en cuyo caso a menudo se consideran contaminantes.

Masa de aire. Cuerpo de aire grande que tiene características horizontales de temperatura y presión similares.

Corriente de aire. Cuerpo de aire considerable que fluye en la misma circulación general.

Alto cumulo. Nubes medias de aspecto cumuliformes.

Alto estratos. Nubes medias de forma plana, como un manto o una capa.

Anemómetro. Instrumento para medir la velocidad del viento.

Anticiclón. Cuerpo grande de aire en el cual la presión atmosférica excede la del aire que existe a su alrededor. Los vientos de un anticiclón Soplan en sentido horario en el hemisferio Norte y en sentido contrario a las agujas del reloj en el hemisferio Sur.

Alud, avalancha. Gran masa de nieve que se desplaza rápidamente cuesta abajo por una ladera de una montaña empinada.

Ventisca. Tormenta invernal con vientos muy fríos cargados de nieve, con vientos sostenidos de 55 Km/hr (35millas/hr) o más, que arrastran la nieve y provocan acumulación, están asociadas a temperaturas extremadamente bajas.

Nubes entrecortadas. Nubosidad que cubre entre 5 y 7 octavos de cielo.

Techo nuboso. Altura del nivel inferior de la capa nubosa o de las nubes Fragmentadas.

Cirrus. Nubes altas más allá de los 5,000 metros, se componen de cristales de hielo y suelen tener aspecto de filamentos blancos.

Cambio climático. Toda forma de incoherencia climática, se asocia al calentamiento global.

Climatología. Estudio científico del clima.

Núcleos de condensación. Pequeñas partículas en el aire sobre las cuales el vapor de agua se condensa y forma las gotitas nubosas.

Chaparrón. Aguacero. Chubasco. Lluvia intensa y repentina que suele ser de corta duración.

Condensación. Proceso por el cual el vapor de agua se transforma en agua líquida. El opuesto de evaporación, que es la conversión de un líquido en vapor.

Convección. Transferencia de calor dentro del aire por su movimiento. Se usa para describir el transporte vertical de calor y humedad por las corrientes ascendentes y descendientes de la atmósfera inestable.

Cúmulos. Nubes en forma de cúpulas individuales separadas con base plana y la parte superior redondeada en forma de coliflor.

Dendrita. Cristales de hielo hexagonales con ramas complejas que a menos se parecen a helechos.

Punto de rocío. Es la temperatura a la cual se debe enfriar el aire para que el vapor de agua se condense y forme niebla o nubes.

Radar doppler. Tipo de radar meteorológico capaz de determinar si los movimientos atmosféricos se acercan o alejan del radar. Puede determinar la intensidad de la lluvia y usa el efecto doppler para medir la velocidad de las gotitas en la atmósfera.

Corriente descendente. Columna de aire, normalmente fresco, que baja rápidamente al suelo y suele estar acompañada de precipitación como chubasco o una tormenta.

Sequia. Condiciones de tiempo anormalmente secas que se produce en una región durante un periodo suficientemente extendido como para provocar grave desequilibrio hidrológico en la zona afectada. Provoca daños en las cosechas y escasez de suministros hídricos.

Evaporación. Proceso por el cual un líquido se transforma en vapor o Gas.

Niebla. Agua que se ha condensado cerca del nivel del suelo produciendo una nube de gotitas diminutas que reducen la visibilidad a menos de un kilómetro.

Congelación. Cambio de estado de una sustancia de líquido a sólido.

Núcleos de congelación. Partículas suspendidas en el aire alrededor de las cuales se forman cristales de hielo.

Glaciación. Transformación de las gotas de agua de una nube en cristales de hielo, como ocurre por ejemplo en los cumulonimbos.

Calentamiento Global. Teoría que afirma que el aumento de las concentraciones de gases de efecto invernadero están provocando el aumento de la temperatura superficial de la Tierra.

Efecto invernadero. Calentamiento de la atmosfera provocado por el atrapamiento de la radiación de onda larga (calor) irradiada hacia el espacio. Los principales gases responsables de este efecto son el vapor de agua y el dióxido de carbono.

Productividad. Es la relación entre la producción obtenida y los recursos utilizados para obtenerla. Es la relación que existe entre los insumos y los productos de un sistema productivo. Es el cociente de la producción sobre los insumos.

Ecosistemas. Sistema biológico constituido por una comunidad de seres vivos y el medio natural en que viven. Ecosistemas Terrestres son aquellos en los que la flora y la fauna se desarrollan en el suelo o subsuelo. Dependen de la humedad, temperatura, Altitud y latitud, de tal manera que en los ecosistemas Biológicamente más ricos y diversos Se encuentra a mayor Humedad, mayor temperatura, menor altitud y menor latitud.

Agroindustriales. La agroindustria es la actividad económica que se dedica a la producción, industrialización y comercialización de productos Agropecuarios, forestales y otros

recursos naturales Biológicos. Implica La agregación de valor a productos de la Industria agropecuaria, la Silvicultura y la pesca.

2.2. Aspectos de responsabilidad social y medio ambiental.

2.2.1. Aspectos de Responsabilidad Social.

Según el artículo 38 del Reglamento para la obtención del Grado de Doctor De la Escuela Universitaria de Postgrado (EUPG) de la Universidad Nacional Federico Villarreal dice: “La Tesis de Doctorado e una investigación básica o aplicada, inédita, vinculada con las líneas De investigación de su área Establecidas por la Universidad Nacional Federico Villarreal. El resultado de Esta investigación implica un aporte de alto nivel al conocimiento científico, Humanístico o tecnológico”.

Este proyecto de Tesis de Doctorado cumple con estos requisitos ya que se Trata de una investigación aplicada inédita, enmarcado en las líneas de Investigación para mejorar el Sector agroindustrial, que aporta un Conocimiento de alto nivel tecnológico.

La responsabilidad Social en este caso, como ingeniero mecánico, preocupado por la falta de lluvias, incendios forestales, caída de granizo en algunas zonas de sequía y críticas del Perú, tenemos la responsabilidad de tratar de solucionar este problema para mejorar el nivel de vida de los campesinos a fin de evitar que se pierdan los cultivos y muerte de animales por falta de agua, y una forma inédita, innovadora, tecnológica y de bajo costo es producir lluvias artificiales inyectando yoduro de plata en las nubes mediante cohetes de manufactura nacional y relativamente baratos, montando la rampa de lanzamiento en una camioneta (pick up 4x4) de tal forma que se pueda desplazar a cualquier punto del país donde se requiera producir una lluvia artificial. La altura a que se encuentra la base de la nube se podrá determinar mediante un telemetro

laser y de esta forma regular adecuadamente los granos de propelente para alcanzar la altura deseada. Este método de producir lluvias artificiales es mucho más económico que inyectar yoduro de plata en las nubes mediante aviones, método que es empleado en el mundo por muchos países tales como: china, Australia, Chile, Bolivia, Estados Unidos, etc.

2.2.2. Aspectos medioambientales.

La combustión que se produce en la cámara de combustión del cohete, mana CO, CO₂ y otros gases en cantidades insignificantes y la combustión solo dura de 2 a 3 segundos, esta contaminación es muchísimo menor que la que produce un automóvil al funcionar en forma continua.

Por otro lado, las cantidades de yoduro de plata que se utilizan para producir Lluvias artificiales que fluctúan de 250 a 300 gramos (hecho plenamente comprobado mediante la utilización de aviones), también produce una contaminación insignificante, y muchos mayores son los beneficios obtenidos que la mínima contaminación producida.

Según una clasificación azul 2 de la (NFPA 704), el yoduro de plata puede causar una incapacidad temporal o posibles daños residuales a los seres humanos y mamíferos, con una exposición intensa o continua, pero no daños crónicos. Sin embargo, ha habido varios estudios detallados ecológicos que mostraron un impacto insignificante en el medio ambiente y la salud.

La toxicidad de los compuestos de plata ha demostrado ser de bajo orden en algunos estudios. Estos hallazgos probablemente son resultado de las pequeñas cantidades de plata que genera la siembra de nubes, que son 100 veces menores que emisiones de la industria a la atmósfera en muchas partes del mundo, o la exposición individual en empastes dentales. La acumulación en el suelo, la vegetación y el escurrimiento superficial no es suficiente como para medir sobre el medio ambiente.

La siembra de nubes sobre el Parque Nacional Kosciusko (Nueva Gales del Sur-Australia), es problemática porque hubo varios cambios rápidos de la Legislación ambiental para permitirlo. Los ambientalistas están preocupados por la captación de plata elemental en un entorno altamente sensible que afecta a la comadreja pigmea entre otras especies, así como las recientes floraciones de algas en los lagos glaciales, que antes no ocurrían. Unos 50 años de investigación y análisis por el ex SNOWY MOUNTAINS AUTHORITY, llevo a la cesación de la siembra de nubes programada en la década de 1950 con resultados definitivos. Anteriormente la siembra de nubes había sido rechazada en Australia por motivos ambientales debido a las preocupaciones sobre las especies protegidas. Como el yoduro de plata y no la plata elemental, es el material de siembra de nubes, las reivindicaciones de los efectos ambientales negativos de la plata son cuestionadas por investigaciones evaluadas por expertos de la Asociación de Modificación del Clima.

2.3. Principios básicos sobre investigación y desarrollo de los Cohetes.

2.3.1. *Proyectiles Autopropulsados.*

Antecedentes e Historia. El empleo con finalidades militares de los proyectiles cohetes ha hallado una vasta aplicación en los ejércitos en lucha de todos los tiempos. Parece ser que el uso del cohete con fines militares se remonta a miles de años atrás, utilizándose en la India y la China, países en que se había logrado adaptarlo a las flechas a fin de acrecentar la potencia del impacto de perforación. Los cohetes constituyeron un arma secreta utilizada en el año 1232 contra Ogdai, hijo de Gengis Kan en el ataque a la ciudad Tártara de Kai – feng.

Los chinos llamaban a esta arma de guerra “**flecha voladora**”, que consistía en un pequeño paquete de pólvora ligado a un dardo que, cuando se le daba fuego, era capaz de volar por sus propios medios.

Cabe admitir la posibilidad de que los chinos tuvieran noticias, por boca de un viajero griego, de una invención de este origen, llamada “**fuego griego**”. Tratábase de una mezcla inflamable cuya composición variaba en su naturaleza. Los ingredientes empleados con mayor frecuencia eran la estopa, la brea, el aguarrás, el azufre, el carbón de leña y, de vez en cuando, la nafta, el petróleo y el incienso. Los griegos agregaban sal, la que aumentaba el calor de la llama, en tanto que los chinos la remplazaban por salitre. Este tipo de pólvora u otro de naturaleza similar quizás puede haber impulsado el cohete chino. Pocos años después el cohete de pólvora chino llegó a conocimiento de los árabes, invención mencionada por varios científicos de este origen. Aún hoy a esos cohetes se les sigue llamando flechas chinas.

Juzgase que la idea del cohete llegó a Europa entre los años 1249 y 1280, a raíz de las diversas referencias hechas a un original arábigo perdido, y contenidas en un libro llamado “**Liber Ignium**” o Libro del Fuego.

En 1258, la “**Crónica de Colonia**” hace referencia a los cohetes, y el historiador italiano **Muratori** atribuye a un impacto afortunado de éstos, que logró incendiar una torre defensiva, la victoria en la batalla por la isla de **Crossa**, en 1379.

A manera de precioso auxiliar de los combatientes, fueron los bizantinos los que por primera vez lo emplearon con éxito para lanzar el fuego griego. Más tarde, hacia 1379, los guerreros de Padua lanzaron cohetes incendiarios contra la ciudad de **Mestre** y, en 1449, **Juan Dunois** se valió de análogo procedimiento para llevar a cabo la conquista de la plaza fuerte de **Pont-Audemer**, que estaba defendida por los ingleses.

Hacia 1400 los esfuerzos experimentales de los ingenieros militares de diversos países habían conseguido producir más de un tipo de cohete. En su libro de 1405, “**Bellifortis**”, el

ingeniero militar alemán, **Conrado Keyser**, enumera tres tipos de aquellos, a saber: de ascensión vertical, flotantes y de marcha a lo largo de cuerdas tensas.

Un esbozo italiano de 1420, “**Bellicorum Instrumentorum Liber**” de **Joanes de Fontana**, contiene planos de cohetes, muchos de los cuales no pasaban de ser diseños ligeros. Hacia el 1500, Leonardo De Vinci concibió la idea de equipar las ruedas de un carro de asalto con un gran número de cohetes fijos, de acuerdo con un cierto ángulo y alrededor de su eje de rotación. Este primer tipo de carro armado, lanzado contra la infantería enemiga, habría de sembrar el desorden y la confusión entre las tropas.

Libros posteriores de la primera parte del siglo XVI contienen acopio de ideas que son el producto de experimentos reales. En un manuscrito inédito del Conde **Reinhard von Solms** aparece la descripción de cohetes con paracaídas imperfectos. Más tarde, en 1610, otro manuscrito inédito del Conde de Nassau representa un cohete que se lanzaba verticalmente en picada y estallaba finalmente debajo del agua.

En 1650 **Siemenowicz** propuso el empleo de cohetes múltiples a los que denominó “**Cigüeñas**”. Debese a **Fregier**, en 1707, la introducción de las aletas estabilizadoras, aplicadas a la parte posterior del cohete. En 1782 el hindú **Tippo - Sami** creaba un cuerpo especial de encargados de lanzar cohetes de guerra, integrado por 5000 hombres. El arma empleada por estos estaba constituida por un cohete, compuesto por un tubo de bambú de 3 a 6 Kg.

De peso y afianzado a dos apoyos estabilizadores de 2.50 metros de longitud.

Diversas son las fuentes históricas que registran incidentes de análogas índoles, empero, el auge de los cohetes reconoce como punto de partida el renacimiento debido a **Sir William Congreve**, en el periodo en torno a 1800, con su proyectil cohete. Estos empleaban sustancias impulsoras sólidas. Aquel fabrico varios tipos de estos proyectiles cohetes con alcances superiores

a 2,742 metros, y con pesos que variaban entre 3.630 y 19 Kg. Congreve estaba firmemente persuadido de que esta nueva arma desalojaría a la artillería de su función de preeminencia en el término de contadas décadas, salvo en lo que respecta a la guerra naval. Eran deficientes la precisión de la puntería y el alcance fijado previamente. Era posible la estabilización del cohete de Congreve mediante el agregado de una larga varilla la que contribuía a la resistencia del avance.

Atribúyase a William Hale un nuevo perfeccionamiento del cohete de guerra, pues pudo alcanzar la estabilidad de los proyectiles por medio de la rotación, con lo cual suprimía la antedicha varilla. Esta mejora la conseguía mediante la construcción de tres aletas inclinadas en el camino del orificio a reacción. La idea de la estabilidad por movimiento de rotación se aplicó asimismo a las granadas de artillería por el rayado de los cañones, mejorando así la precisión de estos y los morteros, hasta un punto tal que los cohetes no podían ya competir en condiciones favorables. En los hechos, el cohete de guerra impulsado por pólvora cayó en desuso hasta fines del siglo pasado.

Enorme fue la influencia ejercida por el cohete de Congreve. Todas las potencias principales agregaron baterías de cohetes a su artillería, y hubo países que dispusieron la creación de cuerpos independientes de esta arma. Se hizo amplio uso de ellos en muchas de las batallas de mayor importancia y en las guerras Napoleónicas apoyaron el bombardeo Naval de Boulogne.

En 1807 los británicos llevaron un ataque contra Copenhague mediante el empleo de 30,000 cohetes, que incendiaron y arrasaron una gran parte de la ciudad. Una de las aplicaciones más útiles del primitivo cohete de pólvora la constituyó su utilización como señal luminosa de salvamento, que transportaba una cuerda. Hasta el advenimiento de la radio, este dispositivo logro fama de haber salvado más vidas en el mar que cualquier otro medio. No se ha establecido aun con precisión la fecha de la invención del primer motor de reacción directa de impulsión de sustancia líquida. El Ingeniero peruano Pedro Paulet Mostajo reclama para sí el mérito de haber construido

(en 1895) el primer motor de funcionamiento práctico impulsado por cohetes. Hacia entrar en funcionamiento un motor cónico de 10 cm. de diámetro, empleando el peróxido de hidrógeno y la gasolina como agentes impulsores, y media una fuerza de empuje de hasta 90 Kg. Aparentemente empleo encendido por chispa e inyección intermitente de impulsión.

El mecanismo de ensayo de que se valió contenía elementos para posteriores equipos de prueba, tales como un sistema de medición de esfuerzos longitudinales absorbidos por resorte. No publicó su trabajo hasta después de transcurridos 25 años.

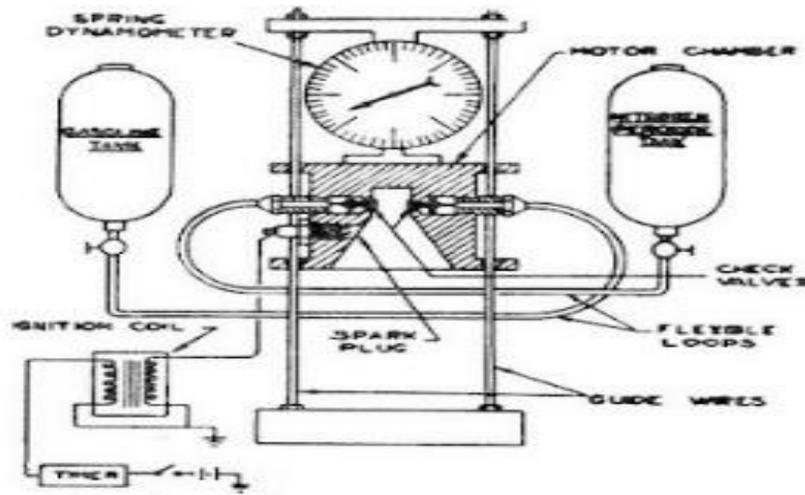
Figura 1

Ing. Pedro Paulet Mostajo



Figura 2

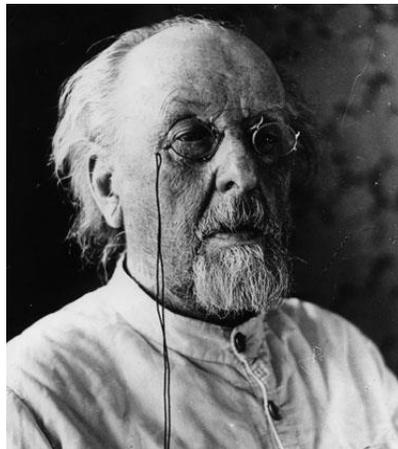
Esquema del primer cohete de combustible líquido inventado por Paulet



En 1903, **Konstantin Eduardovich Tsiolkovski**, un profesor de matemáticas ruso, presentó una propuesta concreta de motor movido por cohete de impulsión por agente químico líquido, en un artículo en el que consideraba la posibilidad de realizar viajes por el espacio sideral utilizando cohetes. La invención de aeronaves impulsadas por cohetes tuvo lugar a principios del siglo pasado.

Figura 3

Konstantín Eduárdovich Tsiolkovski



Científico teórico, profesor de Escuela, Autodidacta, Padre de la cohería y los viajes interplanetarios. Fue el primero en enfocar en forma científica la teoría de los motores cohete. Dedujo la siguiente formula:

$$V_f = V_e \ln M_o / M_f \quad (2.1)$$

V_f = Velocidad final que alcanza el cohete al final de la combustión

V_e = Velocidad característica de salida de los gases por la tobera

M_o = Masa inicial del cohete en su rampa de lanzamiento

M_f = Masa final del cohete al finalizar de quemar todo su propulsante.

Durante el transcurso de la Primera Guerra Mundial de 1915 a 1918 los cohetes se emplearon con el propósito de destruir los globos aerostáticos cautivos de observación (globos **Drachen**). Estaban cargados con 200 gramos de pólvora negra, y lo lanzaban los aviones con una acción de disparo de mucha precisión a una distancia cerca a los 200 metros, estaban sujetos a los montantes de aquellos, y una chispa eléctrica inflamaba la carga. Contaban en la parte delantera con una plancha en forma triangular que tenía por misión desgarrar la envoltura del globo. Como artificios de guerra se empleaban, además, varios tipos de cohetes: para señalización a distancia, para la iluminación del terreno a manera de proyectiles fumígenos.

De esta manera se tenían: cohetes fumígenos destinados a tender una cortina de humo que sirviera como señalización convenida, visible a gran distancia y a una altura de 100 a 200 metros. Cohetes destellantes, que, en el desarrollo de la combustión de masas píricas de composición conveniente, despedían una luz roja intensa, visible durante la noche.

Cohetes de iluminación con paracaídas, que disponían de un diminuto paracaídas, este, que quedaba en libertad con el estallido del cohete a una altura determinada, descendía lentamente sosteniendo un recipiente lleno de pólvora pírca, del tipo bengala (mezcla de polvorín de magnesio

metálico) que inflamaba automáticamente en el instante de la liberación del paracaídas, servía para iluminar el terreno que estaba por debajo.

Las tropas que ocupaban las trincheras se valieron de muchos tipos de cohetes de reducidas dimensiones para la iluminación del terreno que se extendía delante de los centinelas y para las operaciones de señalamiento.

Algunos de los cohetes llamados “Raquetas” estaban constituidos por un tubo de cartón que contenía una pequeña carga de tiro, esta, cuando se inflamaba, lanzaba hacia lo alto una luz de bengala de iluminación que arrojaba humo. En lo que respecta a su lanzamiento, este cohete diminuto podía ser tenido en la mano o apoyado en la tierra.

Tanto la Aeronáutica como la Marina emplearon, además, para fines de señalizaciones convenientes, una pistola Very Especial para cartuchos luminosos, los que eran arrojados al espacio, y, cuando alcanzan una altura dada, estallaban disparando a su alrededor dardos de mezcla pírca iluminante de luces blancas, rojas o verdes, visibles a una distancia de 2 a 4 Kilómetros.

Los diversos colores y la variedad de sus combinaciones servían para transmitir breves comunicaciones, como las siguientes: avance o retirada del enemigo, de socorro, para señalización de las posiciones a que se han llegado, o bien para dar a conocer la caída del avión.

Figura 4

Cohete de dos etapas en su rampa de lanzamiento.



En Europa, a la cabeza de la “**causa**” del cohete se puso el profesor Herman Oberth. En una publicación de 1923, “**El Cohete al Espacio Planetario**”, desarrollo una detallada teoría matemática para proyectiles cohetes, y presento asimismo numerosas y sorprendentes ideas nuevas acerca de la construcción de cohetes y los viajes al espacio. Fue él quien propuso el primer cohete de enfriamiento automático, es decir un motor que poseía una camisa de enfriamiento, por el cual se hacían circular las sustancias propulsoras antes de la inyección en la cámara de combustión.

Oberth estudio también un cohete de dos etapas, bombas, un control termostático de la circulación de la camisa de enfriamiento y otras innovaciones. Algunos experimentadores construyeron autos y ferrocarriles impulsados por cohetes. **Oberth** intento, sin éxito, hacer funcionar un proyectil cohete. En 1927, un grupo de entusiastas aficionados alemanes constituyo la Sociedad de los Viajes por el espacio, que no solo realizo numerosas pruebas felices con cohetes, sino que además publico la primera revista estimable sobre técnica del cohete. En la mayoría de

sus experiencias, los socios emplearon oxígeno líquido mezclado con gasolina o alcohol, y en sus motores, camisa refrigeradora de agua.

Figura 5

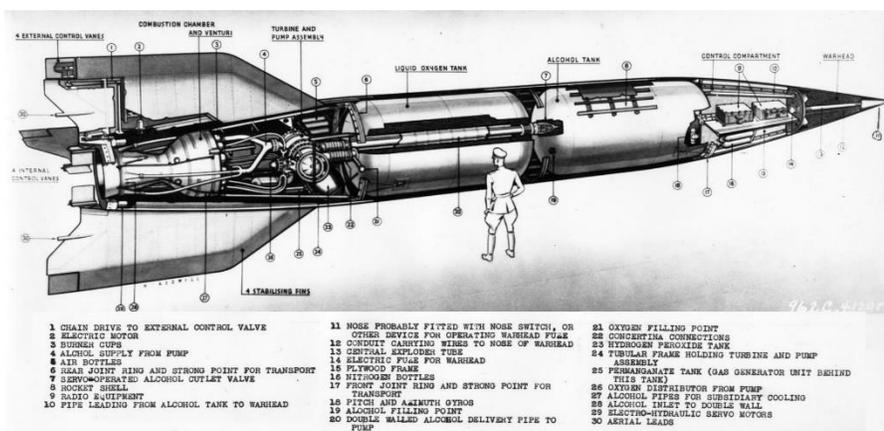
Dr. Wernher Von Braun



Bajo las órdenes del Ingeniero **Wernher Von Braun**, los alemanes construyeron su serie “A” de proyectiles cohetes los más notables de los cuales fueron:

Figura 6

Detalle de la construcción de un proyectil autopropulsado alemán



Propulsores: Oxígeno Líquido + Alcohol

A-1 y A-2: proyectiles experimentales pequeños: el depósito de combustible rodeaba el motor cohete.

A-3: Modelo a escala reducida del A-4 posterior. Poseía un motor enfriado por regeneración, de una fuerza de reacción de 2000 libras.

A-4: Esta unidad es más conocida con la designación de V-2. Aunque el proyecto preliminar fue esbozado en 1938, su diseño detallado no comenzó hasta avanzado el año 1940, y la primera experiencia con él se realizó en 1942. Antes del final de la Segunda Guerra Mundial se produjeron más de 3000 unidades de este cohete.

A-5: Cohete de prueba construido antes de llevar el V-2 a su perfeccionamiento, y destinado al perfeccionamiento del equipo de Orientación.

A-9: El proyectil era semejante al tamaño del A-4, pero debía ser lanzado desde una unidad A-10. El Proyecto primitivo llevaba alas.

A-10: Era un Proyecto de equipo reforzador (booster) de una fuerza de Reacción de 200,000 Kilogramos, para el A-9. El alcance del A-9 más. El booster se calculaba en 3000 o 4000 Kilómetros. Este proyectil estaba destinado a bombardear a Norteamérica.

Entre otras creaciones alemanas de guerra se cuentan cantidad de equipos de decolaje auxiliar, cohetes de pólvora y torpedos. Asimismo, diseñaron diversos proyectiles impulsados por cohetes y aviones de caza, y construyeron unidades experimentales. El empleo de los proyectiles cohete durante la Segunda Guerra Mundial entre 1939 y 1945, encontró varias aplicaciones en los diversos ejércitos en lucha.

Los alemanes, que desde la tregua que siguió a la Primera Guerra Mundial habían fundado varias asociaciones, dotadas de laboratorios experimentales, para el estudio de la propulsión a

reacción, lograron producir en los últimos años de la segunda Guerra Mundial nuevas armas de combate basadas en este principio.

Las aplicaciones más conocidas son las siguientes:

- a) La bomba cohete de avión.
- b) Las armas individuales antitanque “Panzerfaust” y “Panzerschreck”.
- c) El cohete estratosférico de gran alcance V-2.
- d) La bomba volante V-1(motor pulsorreactor).

Figura 7

Cohete antitanque alemán “Panzerfaust”.



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

Estos proyectiles cohete dieron pruebas de poseer una cierta eficacia y de contribuir a la Resolución de numerosos problemas inherentes a la táctica militar de la artillería moderna. En realidad, las nuevas investigaciones de la artillería se orientaban hacia la consecución del aumento en el alcance y la disminución del peso del cañón. Sin embargo, la solución de estos dos problemas halló en su camino numerosos obstáculos. A causa del aumento del alcance, por regla general es

menester acrecentar la velocidad inicial del proyectil, y en la mayor parte de los casos este aumento es función de la naturaleza físico-química de la pólvora y del acrecentamiento proporcional de la longitud y peso del cañón.

Por consiguiente, para obtener estos grandes alcances es preciso aumentar el peso y las dimensiones del cañón lo que constituye un impedimento para el rápido cambio de lugar de las piezas de artillería y su ocultación a la observación de los aviones enemigos.

En 1917 los alemanes consiguieron aumentar grandemente el alcance de los proyectiles del cañón Gran Berta al hacer que estos recorrieran la mayor parte de su trayectoria en la estratosfera en la que la densidad del aire, como es muy reducida, permitía el avance del proyectil en el vacío, eliminando de este modo la resistencia al desplazamiento. Sin embargo, este aumento del alcance se obtuvo con un cañón naval de 381 mm, reducidos a 210mm mediante camisas especiales, y que tenía una longitud de 36 metros. Cargado con casi 200 Kg. De pólvora, arrojaba un proyectil de 120 Kg. De peso a una distancia de 128 Kilómetros con una velocidad inicial de 1650 m/seg.

Este justo equilibrio entre el alcance y el peso es señaladamente importante en la artillería de campaña y en el desembarco, en la que la rapidez y la facilidad de transporte constituyen las características de mayor relieve. Igual cosa debe afirmar de la artillería de montaña, en donde los cañones no pueden disparar más allá de un cierto límite y con proyectiles de reducido calibre, así como de los pequeños cañones montados en los aviones, en los que el fuerte retroceso puede averiar la estructura.

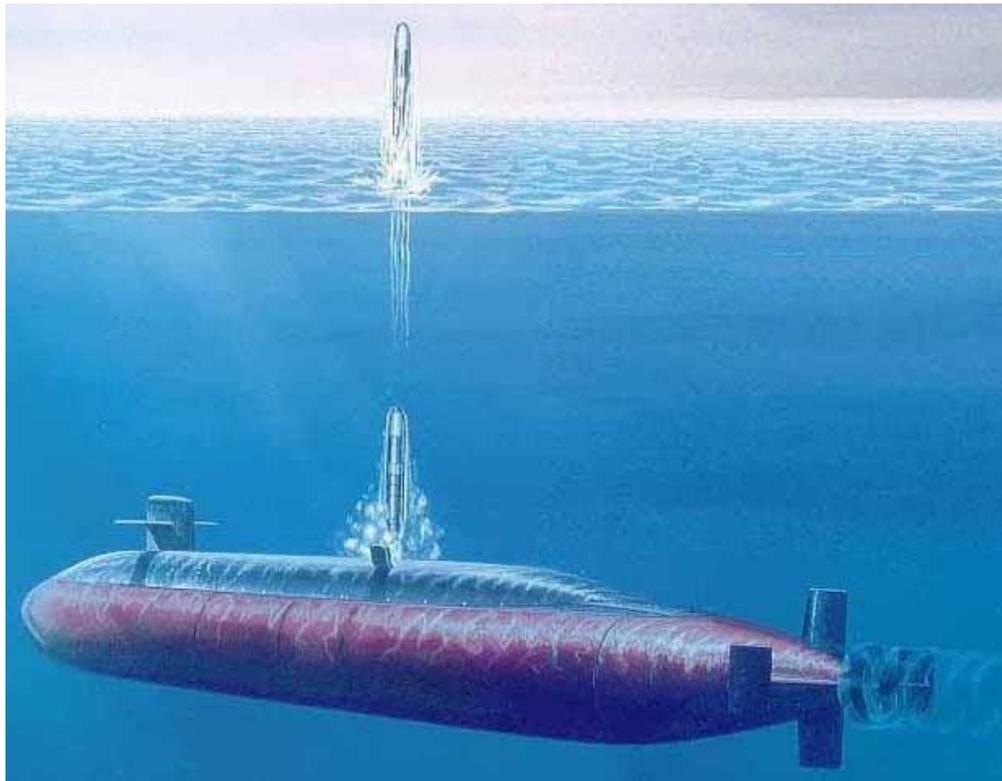
Las antedichas dificultades hallaron una solución parcial merced al empleo del proyectil cohete, el cual, sin duda alguna, está llamado a alterar la táctica y las formas fundamentales de la conducción bélica.

En los Estados Unidos se considera al profesor **Robert Goddard** como el padre de la técnica del cohete. Ya en 1915 **Goddard** hizo experimentos con pólvora sin humo.

Su obra “**Método para alcanzar altitudes extremas**”, de 1919, tuvo amplia difusión. En 1920 comenzó a hablar activamente en la creación de un motor cohete de propulsor compuesto por oxígeno líquido y gasolina, y el 16 de marzo de 1926 logro efectuar el primer vuelo corto con un proyectil para el que se empleaba un motor cohete de propulsor líquido. En 1932 un grupo de animosos aficionados formo la **American Rocket Society**, que construyo y perfecciono una gran cantidad de nuevos tipos de motores cohete y ya en 1934 llevo a cabo pruebas con ellos.

Figura 8

Lanzamiento de un misil desde un submarino en inmersión.



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

Otra importante agrupación Norteamericana dedicada a estas actividades, el **Jet Propulsión Laboratory del Instituto de Tecnología de California**, con sede en Pasadena, California, fue oficialmente instituida en los comienzos de la segunda Guerra Mundial (1940) y en un principio tuvo a su cargo una labor militar confidencial. En este laboratorio se realizaron con gran felicidad investigaciones sobre unidades de despegue auxiliados por reacción de propulsor sólido. La primera prueba de esa índole se llevó a cabo en **March Field** en agosto de 1941.

Estas actividades culminaron con el **Wac Corporal**, que es un cohete acústico meteorológico destinado a transportar instrumentos meteorológicos a grandes alturas.

La **Aerojet Engineering Corporation** de California continuó y mejoro algunas de las creaciones del instituto de California. En la actualidad fabrica unidades **JATO** de propulsor sólido estándar, las primeras unidades cohetes que tienen vasta aplicación comercial para incrementar las performances de despegue de aviones. Además de una cantidad de diseños confidenciales militares, también perfecciono y fabrico varias unidades **JATO** de propulsor líquido y uno de los primeros éxitos en materia de motores cohete de acero inoxidable.

En 1940, en Italia (**Caproni**) fabrica su primer avión a reacción, en 1941 Inglaterra construye su primer avión el **Gloster Meteor** y en 1942 siguen los estados Unidos. En 1943 es hundido el primer submarino alemán por medio de cohetes disparados desde un avión. En 1949, se alcanza con un **Wac Corporal** montado sobre un **V-2** como primera etapa una altura de **400 Kilómetros**.

Sigue a esto una serie de estudios serios que culminan con los lanzamientos que son del dominio público, efectuados por los estados Unidos y por Rusia, siendo los satélites artificiales de realización más acabada en este campo que abarca un vasto dominio que va desde la simple lanza

guías hasta las más completas maquinas astronáuticas que la mente humana puede imaginar en su búsqueda permanente de superación.

Figura 9

Lanzamiento de cohetes desde una unidad naval



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

2.4.1.2. Definición de la Balística Interior de los proyectiles autopropulsados y su diferencia con el cañón convencional.

En este párrafo tratamos de ensayar una definición de Balística Interior distinta a la que se estudia para el cañón convencional y que abarque en ella sola la definición conjunta para todos los motores a reacción, incluyendo las autopropulsadas.

Al tratar la balística interior de un cañón se dice que es la parte de la Artillería que estudia todos los fenómenos que se producen desde que se inicia la combustión de la carga impulsiva,

hasta que el proyectil abandona la boca del cañón, o sea, que abarca todo el proceso de combustión mientras el proyectil recorre el ánima del cañón.

Por otro lado, cuando definimos la velocidad inicial, decimos que es la máxima velocidad que adquiere el proyectil por la acción impulsora de los gases de las pólvoras. Esta definición de acuerdo con lo estudiado anteriormente no cuadra dentro de los límites de la Balística Interior Convencional, definida anteriormente, ya que ella se adquiere fuera de los límites del ánima del cañón, pues los gases continúan impulsando al proyectil, es decir lo aceleran, hasta después que este abandona la boca. La velocidad inicial, que se calcula por medio de los métodos de cálculo, debe pues incrementarse por este efecto propulsor que corresponde a un dominio que se escapa al de la balística interior. Dicho en otros términos lo que calculan los métodos de diseño es la velocidad en la boca, del cañón ligeramente inferior que la velocidad inicial (V_0). Existen otros fenómenos anexos que prolongan el concepto del dominio clásico. Por ejemplo, el problema del retroceso, que abarca el periodo completo de combustión, es decir hasta que la presión en el ánima iguala a la presión atmosférica exterior.

Todos estos fenómenos balísticos que se producen desde que el proyectil abandona la boca hasta que adquiere la máxima velocidad inicial constituyen un capítulo aparte de la Artillería, mal conocido todavía, que ha dado en llamarse la **“Balística Intermedia”**.

Durante él se producen procesos termodinámicos complejos (derrame de los gases) y procesos aerodinámicos (forma del proyectil, sustentación, equilibrio, ondas de choque, etc.) que ponen en juego muchos factores que escapan del dominio de esta investigación.

Proponemos pues como definición general la siguiente: **“Balística Interior es la parte de la Artillería que estudia todos los fenómenos que se producen durante el proceso completo de combustión de la carga impulsiva”**.

Esta definición abarca la definición convencional más la de **Balística Intermedia** en lo que atañe a los cañones ortodoxos y en lo que respecta a los proyectiles autopropulsados abarca todo el periodo de vuelo autopropulsado, dejando para la Balística Exterior, en ambos casos, el estudio del vuelo del proyectil librado a sus fuerzas de inercia.

Desde otro punto de vista la Balística Interior estudiaría todos los procesos que corresponden a la situación de aceleración del proyectil y la Balística Exterior tendría a su cargo el estudio de los fenómenos de retardación. Con estos puntos de vista iniciaremos este estudio somero que comprende un primer estudio simplificado, para esbozar luego el problema desde un punto un tanto más próximo a la realidad, en lo que respecta a la Balística Interior de los proyectiles autopropulsados.

De todas maneras, no se trata más que de una introducción a un vasto problema que se encuentra en pleno desarrollo y cuya evolución definitiva no se puede prever y está actualmente en el dominio de la imaginación creadora e innovadora. Nos limitaremos a una visión restringida de lo que puede ser la Balística Interior de los proyectiles autopropulsados, asimilándoles a los conceptos ortodoxos. Un estudio completo del problema debe tener en cuenta factores importantes y que escapan al dominio de esta investigación. Son los fenómenos aerodinámicos anexos que por tratarse de procesos que se desarrollan en el campo hipersónico son complejos y no bien conocidos. Desde el punto de vista de la mecánica de los fluidos la teoría definitiva está todavía por hacerse y el campo experimental queda restringido por dificultades técnicas y teóricas.

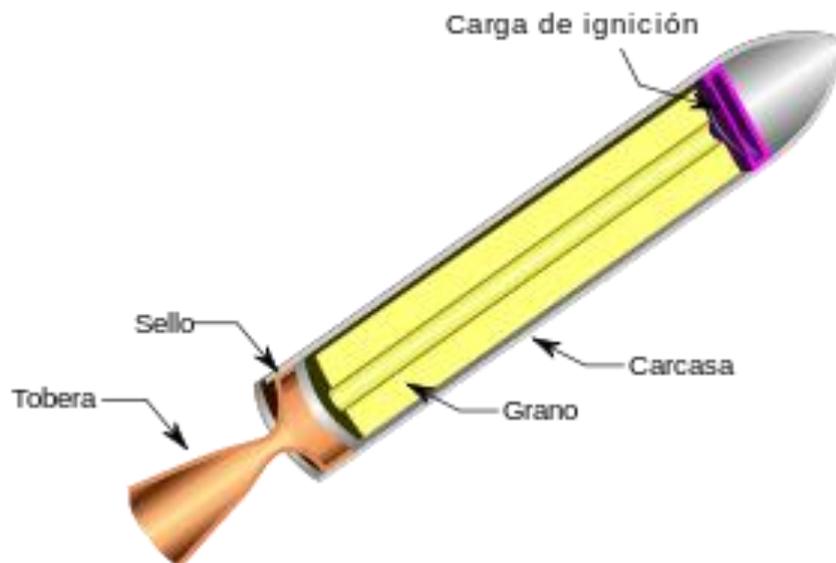
Si a esto se suman los fenómenos Aero térmicos donde se desarrollan en forma anexa temperaturas extraordinarias que modifican todas las condiciones iniciales y procesos como el enrarecimiento del fluido gaseoso ambiente, se tendrá una idea de las grandes dificultades con que se tropieza en este campo para poder concretar y realizar un proyectil autopropulsado de este tipo.

2.3.1.1. Terminología: Un cohete o proyectil autopropulsado consiste en un proyectil con un aparato propulsor. El proyectil a reacción puede ser cualquiera de los ya estudiados y utilizados con fines civiles o militares, inclusive puede estar equipado con una bomba que utilice energía nuclear. Desde el punto de vista de la Balística Interior nos interesa estudiar el cohete en su parte del sistema de propulsión.

Este aparato (Fig.No.2.6) puede ser de combustible sólido (como el caso de los cohetes más fáciles de diseñar y fabricar) o de combustible líquido (como es el caso del cohete V-2 alemán que utilizaba como combustible alcohol líquido y oxígeno líquido).

Figura 10

Cohete de combustible sólido mostrando sus partes principales.



Vamos a tratar el caso de los cohetes sólidos, por ser los en uso más frecuente en nuestro país y además, porque los razonamientos hechos sobre éste son válidos también para los líquidos. Esquemáticamente consiste en un recipiente o motor R(fuselaje) uno de cuyos extremos se

encuentra cerrado y sobre el que se adapta el proyectil Pr(tapón superior) y el otro extremo está abierto y comunica al exterior por medio de una (tobera) T.

En el interior del fuselaje (R) se encuentra la carga impulsiva o grano solido (G). Entre la Tobera (T) y el grano de propulsor solido (G) debe haber un espacio libre o cámara (C) para permitir el libre paso de los gases desde el grano al exterior.

Al quemarse el grano (G) de propelente solido se producen gases, los que originan una presión (P) en la cámara de combustión. Al ser mayor (P) que la presión exterior de los gases tiende a salir fuera a gran velocidad por la tobera.

Aparte de estas partes fundamentales tiene otra igualmente importante: los elementos de estabilización durante el vuelo (E) que pueden ser aletas fijas al aparato propulsor o toberas múltiples que por su inclinación dan la rotación necesaria para su estabilización.

A fin de poder lanzar el cohete es necesario usar un equipo de lanzamiento que debe llevar los elementos necesarios para lograr la iniciación de la combustión.

Los lanzacohetes son livianos comparados con los cañones, debido a que como el aparato propulsor quema su carga progresivamente, el cohete inicia su movimiento sin velocidad inicial o una velocidad muy pequeña y por lo tanto no debe resistir grandes esfuerzos. De allí que a los proyectiles autopropulsados se los conozca también con el nombre de **“Proyectiles sin velocidad inicial”**.

Figura 11

Fases de lanzamiento de un cohete desde el comienzo de la combustión hasta que se encuentra en vuelo.



Los proyectiles autopropulsados se pueden dividir en dos grupos:

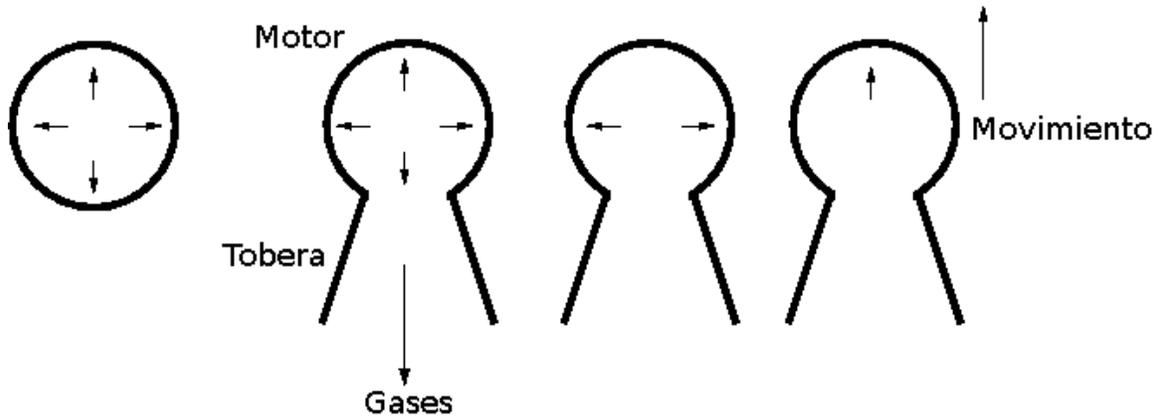
- a) Los Cohetes o rockets.
- b) Los Proyectiles dirigidos o misiles.

Estos últimos utilizan el cohete como aparato motor, de allí que podamos generalizar el estudio en un único punto, ya que desde el punto de vista de su Balística Interior las consideraciones de uno son válidas para el otro.

2.3.1.2. Principio de funcionamiento: Cuando se comprime un gas en un recipiente cerrado la presión interior es uniforme en toda la superficie interna. Cada elemento de superficie ejerce una fuerza que es igual y contraria a la que recibe sobre la pared, de tal manera que el recipiente no se mueve.

Figura 12

Principio de funcionamiento de un cohete sólido.



Si, en cambio, se abre al recipiente un orificio de salida, la presión en este punto baja hasta igualarse a la presión exterior, mientras que, sobre la cara opuesta, sigue actuando la presión. Esto produce el movimiento del recipiente en el sentido de las presiones en este punto baja hasta igualarse a la presión exterior, sale el chorro de gas.

Si se mantiene la presión en el interior por medio de la combustión de un propulsante sólido, actuará sobre el extremo cerrado, una fuerza que durará el tiempo que demore en consumirse el combustible y por lo tanto puede proporcionar una aceleración al recipiente.

Si el recipiente tiene bordes rectangulares próximos al orificio de salida, se producen pérdidas de fuerza debido a la fricción contra el recipiente, por la turbulencia que se produce en esa zona. Para disminuir este defecto es que se usan toberas como orificios de salida, las que tienen forma de tubos Venturi. Esto limita la salida del gas y además mantiene más uniforme la presión dentro del recipiente (cohete) durante el tiempo que dura la combustión del combustible sólido.

Todo lo dicho hasta aquí se puede ver esquemáticamente en la figura (No13 y No..14).

Figura 13

Esquema de una cámara de combustión con su tobera respectiva.

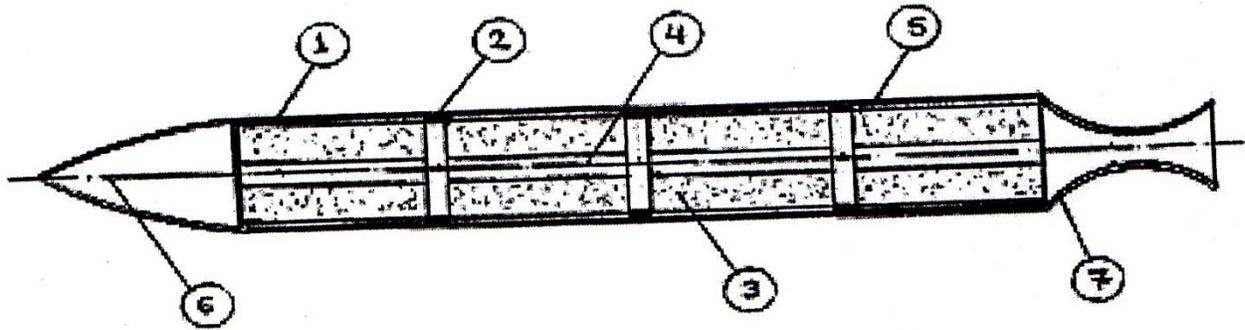


2.3.1.3. Leyes que rigen su movimiento: Todos los vehículos autopropulsados (proyectiles – cohetes – misiles – aviones – satélites artificiales – vehículos interplanetarios – cometas, etc.) se mueven por la simple aplicación de las leyes de acción y reacción. Esto es fundamental, pues mientras que los vehículos a rueda se apoyan sobre la tierra, las naves sobre el agua y los aviones a hélice sobre el aire, el cohete es un propulsor que no utiliza para apoyarse la masa del ambiente y **lleva en muchos casos los elementos necesarios para su movimiento**, de allí que este proyectil funcione en forma independiente del aire y lo pueda hacer aún a grandes alturas o en los espacios libres donde no hay existencia de aire (**de allí la posibilidad de los viajes espaciales con estos vehículos**).

Al no intervenir fuerzas exteriores, no se puede modificar la cantidad de movimiento, es decir, $Q = m Vg$. Como al producirse el chorro de gases, el centro de gravedad de los gases se corre para atrás, para que la posición del baricentro resultante no se altere, es necesario que el centro de gravedad del proyectil se corra hacia adelante, con lo que se logra el avance del cohete.

Figura 14

Corte longitudinal de un cohete solido mostrando la cámara de combustión, la tobera y los granos con el sistema BATES (Balistic Test).



1. Fuselaje de la cámara de combustión.
2. Espacio separador entre grano y grano.
3. Grano de propelente sólido (sistema BATES).
4. Agujero central circular del grano.
5. Nuevo tipo de inhibidor de PVC (patentado por el autor).
6. Morro u ojiva o nariz.
7. Tobera convergente-divergente supersónica.

Llamando (m) a la masa del cohete en un instante cualquiera, (V) a su velocidad y siendo (m_c) la masa de los gases de la combustión (chorro) y (C) la velocidad del chorro, es por el teorema de la cantidad de movimiento que, como no actúan fuerzas exteriores (durante el breve intervalo de tiempo en que se desarrolla la combustión se desprecian la gravedad y la resistencia del aire) el baricentro del sistema permanece en reposo, para lo cual el proyectil debe adquirir un movimiento de traslación, de sentido opuesto al de los gases y tal que:

$$M_p V + m_c C = 0 \quad (2.2)$$

Estos valores se deben adoptar en forma instantánea. Como varían permanentemente (ya que al consumirse el combustible varía la masa del cohete) para simplificar los cálculos se adopta normalmente un valor (m_p) medio de la masa del proyectil.

En la fase inicial del movimiento, la atmósfera juega un rol secundario y el proyectil se comporta en idéntica forma que si fuera lanzado en el vacío. Una vez iniciado el movimiento los gases continúan fluyendo por la Tobera, mientras dura la carga del combustible y el sistema obedece al teorema de la cantidad del movimiento por el cual **“la variación de la cantidad de movimiento es igual a la suma del trabajo de las fuerzas exteriores”**, (teorema de las fuerzas vivas) en nuestro caso el peso del proyectil y la resistencia del aire, ya que el trabajo elemental de las fuerzas exteriores e interiores es igual a la variación del incremento de la energía cinética, durante el tiempo considerado.

2.3.1.4. Combustibles utilizados: Casi todos los vehículos (excepto los eléctricos) reciben su energía de la combustión de hidrocarburos sólidos o líquidos con el oxígeno del aire ambiental. También una gran parte de los propulsores a chorro funcionan quemando combustible con aire, pero el cohete es el propulsor propiamente dicho, **que no usa ninguna materia del ambiente**, ni para apoyarse, ni para alimentar la combustión, **llevando consigo mismo la fuente completa de energía.**

La Combustión de combustibles hidrocarburos líquidos con oxígeno en forma gaseosa comprimida, o en forma líquida, o en combinaciones químicas (por ejemplo: ácido nítrico HNO_2).

- a) La desintegración del agua oxigenada (H_2O_2) combinándose con el combustible.
- b) Otras combinaciones sin base de oxígeno – flúor, por ejemplo.
- c) La pólvora sólida.

También en este caso (cohete a pólvora) se trata en general de una combustión **con el oxígeno ya contenido en la pólvora** y no utiliza para nada el del ambiente.

El proceso de la combustión de la pólvora es el más simple y el más conocido, entre las posibilidades para la producción de energía de un cohete.

Recién el desarrollo moderno permitió el uso de los procesos con combustibles y comburentes líquidos.

2.3.1.5. Ventajas e inconvenientes del uso de combustibles

SÓLIDOS Y LÍQUIDOS:

A) LÍQUIDOS:

Ventajas:

- 1°) Se puede regular el proceso de combustión.
- 2°) Fácil almacenaje del combustible (botellones).
- 3°) Facilidad y seguridad en el transporte.
- 4°) La cámara de combustión tiene una dimensión fija y es la que proporciona el máximo rendimiento.

Inconvenientes:

- 1°) Mecanismos complicados en el motor – propulsor.
- 2°) Dificultad de seguridad en el transporte.

B) SÓLIDOS (Pólvoras y otros):

Ventajas:

- 1°) Sencillez insuperable.
- 2°) Construcción y manejo fácil.
- 3°) Una sola cámara para combustión y tobera.

- 4°) Recibe y conserva el combustible con anticipación.
- 5°) Se puede guardar el propelente por mucho tiempo.

Inconvenientes:

- 1°) La Combustión no es regulable.
- 2°) El tiempo de combustión está vinculado a las dimensiones del tamaño del grano de los componentes de la pólvora o propelente sólido.
- 3°) Se producen altas presiones en la cámara de combustión.
- 4°) Es distinta la sensibilidad de las pólvoras con las distintas temperaturas.
- 5°) El impulso está limitado por las dimensiones de la cámara de combustión.
- 6°) Menor impulso específico que en los combustibles líquidos.
- 7°) Aunque reducido hay cierto riesgo en el manipuleo.
- 8°) Para cada cohete solo existe un tamaño de cámara de combustión que produce el máximo rendimiento. Como a cada instante la cavidad del grano, que constituye la verdadera cámara de combustión, va aumentando, solo se logra el rendimiento óptimo durante un brevísimo instante de la combustión.

A pesar de estos inconvenientes, para cohetes pequeños o medianos se utiliza los propulsores sólidos como combustible, ya que se compensa sus desventajas con la sencillez y menor costo que los hacen irremplazables en muchas aplicaciones civiles y militares.

2.3.1.6. Presión de Combustión. Al quemarse el propulsor sólido se producen gases en la Cámara de combustión, que al tener mayor presión que el exterior salen por la tobera formando el chorro de gases. Cuanto mayor sea la presión interna P (presión de combustión) mayor será la velocidad de salida y por lo tanto mayor será la velocidad del cohete.

Figura 15

Lanzamiento de un cohete de propulsor sólido.



(Foto : Gran Enciclopedia SARPE).

Si la presión se mantiene constante será constante la aceleración y por lo tanto el movimiento será más estable y será gobernable. De allí que se necesite construir el grano de tal manera que la presión de combustión se mantenga **prácticamente constante** durante el tiempo que dura la combustión del grano, es decir que se produzca una gran cantidad de gases (velocidad de emisión, peso del gas por unidad de tiempo) constante, para lo cual la superficie de combustión debe mantenerse sensiblemente constante.

Figura 16

Misil antiaéreo en su rampa de lanzamiento.



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

De allí que el grano debe ser homogéneo y ligeramente flexible y no quebradizo, para evitar que se produzcan sobrepresiones que incidan, por sus grandes aceleraciones en la trayectoria o que se produzca la explosión del cohete en pleno vuelo.

Los granos se fabrican con los componentes prensados, en varillas, o fundidas (este es el proceso más moderno).

Figura 17

Misil NIKE despega levantando una nube de polvo.



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

El NIKE despega levantando una nube de polvo. El otro NIKE se disparó segundos después.

Figura 18

Misil antiaéreo lanzado de un avión contra otro avión, estalla cerca del blanco con suficiente fuerza que es suficiente para destruir el avión enemigo.



(Foto: Gran Enciclopedia SARPE)

Se observa un diagrama del empuje versus el tiempo, la variación de la presión de combustión durante el periodo y por ser P sensiblemente constante su aceleración es también constante. A partir del tiempo T (cuando se termina de quemar el propelente) el proyectil vuela libremente siguiendo una trayectoria como la de cualquier proyectil (ver balística Exterior).

Figura 19

Diagrama Empuje versus tiempo de un cohete.



En los cohetes de artillería propulsados por combustible sólido, la duración de la combustión es del orden de $\frac{1}{2}$ a 2 segundos y la longitud de la rampa correspondiente es de 1 a 3 metros, lo que constituye una fracción pequeña frente al alcance total de 9 a 10 Kilómetros. En el cohete de largo alcance V-2, la combustión termina a los 68 segundos mientras que la duración total del recorrido es de 320 segundos (5 veces mayor). Recorría 320 Kilómetros.

2.3.1.7. Combustión y forma del grano. Hemos visto en el párrafo anterior la necesidad de mantener la presión de combustión constante en la cámara de combustión.

Se puede suponer que la producción de gas, para presiones iguales, es proporcional a la superficie del propelente sólido. Si la presión se mantiene constante, la combustión tiene lugar a una velocidad uniforme (U) y que en los propelentes sólidos en uso es de aproximadamente 1 cm/s.

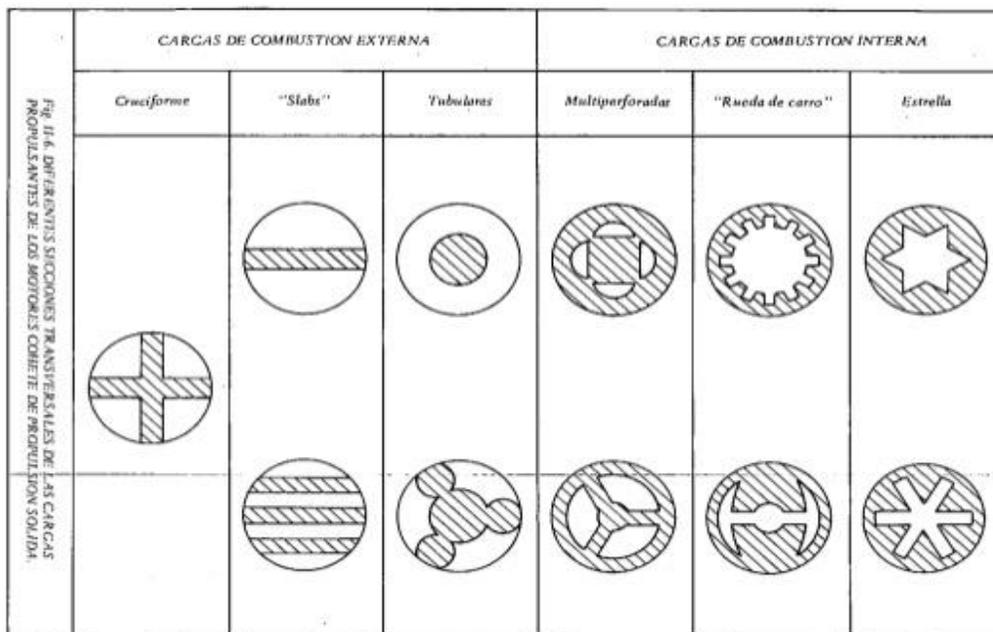
El proceso de la combustión se efectúa por la propagación del calor de la capa superficial del cohete hacia el interior de la masa de propelente sólido, por esta razón depende de la temperatura y de la presión. Si el grano tiene ya alta temperatura, se propaga más rápidamente.

De todo esto se concluye que, dentro de los límites de las posibilidades de funcionamiento, para mantener constante la presión en la cámara de combustión, debe ser constante la superficie de emisión.

Vemos aquí, que, como en las cargas impulsivas de los cañones la *forma* de los granos es de capital importancia, pero en este caso se trata de buscar únicamente propulsores sólidos de superficies de emisión constante. Las formas de los granos más convenientes en uso son las que se ven en la figura Fig.No.2.20, y de su estudio se observará como se ha resuelto el problema de mantener la superficie del grano prácticamente constante durante la combustión de distintas maneras.

Figura 20

Secciones transversales de los motores cohete de propelente sólido.



(Fuente: Cuesta Álvarez M. Motores a reacción. Edit. Paraninfo. p.68)

Para lograr el régimen constante de combustión en algunos casos (por ejemplo, en la cruz decreciente) se cubren partes de las caras del material incombustible, que retarda la combustión en esas zonas tal como puede verse en la figura Fig.No.2.20.

2.3.1.8. Velocidad óptima de combustión. La cantidad de gas que se produce en la unidad de tiempo (velocidad de emisión) debe pasar totalmente por la tobera. Si por cualquier razón esa cantidad se incrementa en tal forma que no pueden pasar todos los gases producidos, aumentará la presión en la cámara de combustión, y si esta presión sobrepasa el límite de resistencia de la cámara de combustión (generalmente un tubo de acero sin costura), ésta explotará y por lo tanto se producirá la destrucción del cohete.

Por otro lado, cuanto mayor sea la velocidad de pasaje de los gases por la tobera, mayor será la velocidad del cohete, de tal manera que lo que debemos lograr es el mayor valor posible de esta velocidad de pasaje, que se logra o bien aumentando la velocidad de combustión (velocidad de emisión) o bien disminuyendo la sección mínima de la garganta de la tobera (aumentando la convergencia). Vemos pues que la relación entre la superficie del grano de propulsor sólido y la sección determinante de la tobera, es un valor *decisivo*, ya que existe siempre un valor óptimo de estrangulamiento para cada valor de la presión que hace que se logre la mayor velocidad del chorro (velocidad del pasaje de los gases por la sección mínima de la tobera) con el menor consumo de combustible. En realidad, no se eligen valores que produzcan el máximo rendimiento porque en esos puntos de trabajo, por cualquier anomalía, se pueden producir sobrepresiones nocivas, de tal manera que se adoptan varios valores de convergencia de tobera que permitan un margen de trabajo dentro de los límites aceptables, que permitiendo una alta presión (gran velocidad), producen también un buen desalojo de gases.

A la velocidad de combustión que permita el funcionamiento del cohete en esas condiciones se la denomina “*Velocidad óptima de combustión*”. Martínez D.J. 20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina. Ed. Escuela Naval Militar. 2010.

2.3.1.9. Colocación del grano en las cámaras de combustión. Para la colocación del grano de propulsante sólido en el interior de la cámara de combustión deben considerarse muy particularmente los siguientes factores:

- a) Hay que centrar perfectamente el grano (su excentricidad ocasiona dispersión e irregularidades serias en el vuelo del proyectil).

- b) El cuerpo y el grano deben soportar la aceleración del cohete que normalmente está comprendida entre 30 y 100g. (es decir entre 30 y 100 veces la aceleración de la gravedad que se toma como unidad de las aceleraciones en todos los problemas de este tipo).
- c) El cuerpo de la cámara de combustión debe ser resistente a las altas temperaturas, no debiendo quemarse ni deformarse por ello.
- d) Se debe prever la posibilidad de expansión del grano a temperaturas elevadas, inclusive para su almacenaje.
- e) Los combustibles sólidos se ablandan con las altas temperaturas y sufren deformaciones. Ellas no deben incidir en la trayectoria del cohete.
- f) Aislar las secciones que sea necesario mediante la colocación de los inhibidores plásticos (Fig.No.2.14) para evitar las consecuencias peligrosas que ello pueda ocasionar.

2.3.2.10. Aplicación de los cohetes de propelente sólido. Usos civiles:

- a) Estudio de las capas superiores de la atmosfera.
- b) Despegue adicional de aviones de carga en aeropuertos difíciles (cartuchos JATO).
- c) Lanzadores satelitales (de 3 o 4 etapas para alcanzar la velocidad necesaria para satelizar).
- d) Competencias deportivas (Cohetería amateur).
- e) Manipular el clima (Propuesta de esta Tesis).
- f) Investigación aeroespacial.
- g) Usos militares:
- h) Lanza guías.
- i) Cohetes de artillería disparada desde aviones.
- j) Despegue de aviones militares (cartuchos JATO).
- k) Propulsión de bombas y proyectiles con o sin Sistema de guía.

- l) Cohetes de artillería de pequeño calibre (terrestres transportadores y lanchas torpederas).
- m) Artillería antitanque (RPG-7, bazooka, Panzerfaust, misiles antitanques, etc.).
- n) Misiles: antitanques, anti buque, antiaéreos, etc.

2.3.2.11. Impulso específico y consumo específico de propelente:

De la fórmula (ecu. 2.1) vemos qué:

$$I = m_c c = \frac{p_c}{g} c \quad (2.3)$$

Donde p_c es el peso del chorro de gases. Se define como *impulso específico "i"* al factor $\left[\frac{c}{g}\right]$.

$$i = \frac{c}{g} \quad (2.4)$$

Y se mide en:

$$\left[\frac{m \cdot s^2}{s \cdot m}\right] = s$$

Al valor inverso se lo designa con "*f*" y se llama "*consumo específico*".

$$f = \frac{g}{c} \quad (2.5)$$

Se mide en: $\frac{1}{s}$

2.3.2.12. Velocidad del chorro de gases. Para el período de movimiento acelerado que se produce durante la combustión del grano, según la Ley de Newton, la fuerza es:

$$F = m_p b = \frac{p_p}{g} b = \frac{p_p}{g} \frac{v}{\tau} \quad (2.6)$$

Donde:

F : Fuerza

m_p : Masa del proyectil autopropulsado (cohete).

b : aceleración del cohete

- p_p : Peso del cohete
 g : 9,81 m/s² aceleración de la gravedad
 v : velocidad del cohete
 τ : Tiempo de combustión

Y también es esta fuerza, de acuerdo con la ley de acción y reacción. Igual a la fuerza que imprime la aceleración de la masa de los gases del chorro:

$$F = m_c a_c = \frac{p_c}{g} a_c = \frac{p_c}{g} \frac{c}{\tau} \quad (2.7)$$

Donde:

- m_c : Masa del chorro de gases.
 a_c : Aceleración del chorro de gases.
 c : velocidad del chorro de gases.

Por lo tanto el impulso que produce este chorro de gases es:

$$I = F \tau = \frac{p_c}{g} c \quad (2.8)$$

Un adecuado diseño de la tobera es de gran importancia para obtener el máximo rendimiento de la energía contenida en los gases de la combustión y el método de cálculo es, en síntesis, el mismo aplicado para diseñar toberas de turbinas a gas o a vapor. Para las condiciones del proyectil autopropulsado, el fenómeno termodinámico que se produce, se considera adiabático y por lo tanto llamando:

- P : Presión Interna (presión que existe en la cámara de combustión).
 T_1 : Temperatura Absoluta que existe en la cámara de combustión.
 x : Relación de calores específicos.

El volumen específico de los gases contenidos en la cámara de combustión será:

$$V_1 = \frac{RT_1}{P} \quad (2.9)$$

La presión en la cámara de combustión para la cual se produce el máximo gasto o caudal a través de la sección mínima de la tobera se llama “**presión crítica P_c** ” y es:

$$P_c = P \left(\frac{2}{x+1} \right)^{\frac{x}{x-1}} \quad (2.10)$$

A la que corresponde un volumen específico llamado “**volumen específico V_c** ”.

$$V_c = V_1 \left(\frac{x+1}{2} \right)^{\frac{1}{x-1}} \quad (2.11)$$

Si el gasto de la tobera es igual a la velocidad de emisión del grano, o sea el peso de los gases producidos en la unidad de tiempo, la presión en la cámara de combustión se mantendrá constante.

A fin de aumentar la velocidad de salida de los gases (velocidad de chorro), sin aumentar la presión interior es necesario adoptar un conducto divergente a partir de la sección mínima de la tobera, con lo cual se aprovecha la expansión de los gases (esto es lo que explica la forma peculiar de una tobera) (Fig. No2.10).

Según las leyes de la termodinámica se determina que en un instante cualquiera donde la presión de los gases en el interior del cohete es P y la presión exterior es P_e , la velocidad de pasaje de los gases por la tobera (chorro) es:

$$\frac{c^2}{2g} = EC_p T_1 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{\frac{x-1}{x}} \right] \quad (2.12)$$

Donde:

E : equivalente mecánico de la caloría

C_p : Calor específico de los gases a presión constante.

p_e : Presión exterior que se opone o favorece la salida de los gases según sea mayor o menor

Que (P).

Recordando, lo que se estudió anteriormente que:

$$C_p - C_v = \frac{R}{E}$$

$$x = \frac{C_p}{C_v}$$

$$C_p \left(1 - \frac{1}{x}\right) = \frac{R}{E}$$

$$E C_p = R \frac{x}{x-1}$$

La (ecu. 2.9) quedaría así:

$$C = \sqrt{2gT_1 R \frac{x}{x-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P}\right)^{\frac{x-1}{x}}\right]} \quad (2.13)$$

Y recordando la ecuación general de los gases es $PV_1 = RT_1$ que reemplazado en la (ecu. 10)

resulta:

$$c = \sqrt{2gPV_1 \frac{x}{x-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P}\right)^{\frac{x-1}{x}}\right]} \quad (2.14)$$

Las (ecu.10) y (ecu.11) representan la expresión general de la velocidad de los gases de la combustión medidos al pasar por la tobera durante el período de la combustión. Esta es la expresión que se conoce con el nombre de “**velocidad del chorro**”. Para $P_e=0$, es decir, el cohete funcionando en el vacío es cuando se obtiene el, máximo valor de la velocidad del chorro y por lo tanto el máximo impulso. Su expresión es:

$$C_{m\acute{a}x} = \sqrt{2g \frac{x}{x-1} RT_1}$$

O sino:

$$C_{mx} = \sqrt{2g \frac{x}{x-1} PV_1}$$

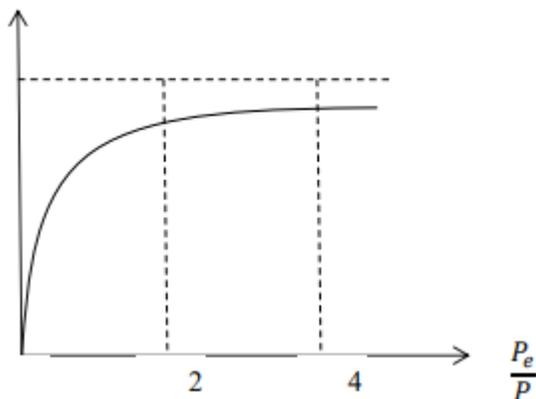
En las expresiones (ecu.10) Y (ecu. 11) se puede observar que para $\frac{P_e}{P} = 1$ es $C=0$ (estado inicial) y por lo tanto el cohete no se mueve; al aumentar el valor $\frac{P}{P_e}$ es decir, disminuir el $\frac{P_e}{P}$, aumenta el término $\left[1 - \left(\frac{P_e}{P}\right)^{\frac{x-1}{x}}\right]$ hasta alcanzar el máximo cuando $\frac{P}{P_e} = \infty$ o sea $\frac{P_e}{P} = 0$ (cohete volando en el vacío).

Graficando estos valores, resulta la figura (Fig.No.2.21)

$$\left[1 - \left(\frac{P_e}{P}\right)^{\frac{x-1}{x}}\right]$$

Figura 21

Variación de la velocidad del chorro de gases de salida por la tobera en función a la relación de presiones de salida e inferior (P_e/P) de un cohete



(Fuente: Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina.

Ed. Escuela Naval.2010).

Cuando la relación $\frac{P}{P_e}$ llega a un valor comprendido entre 20 y 40, ya la influencia de la variación de presión es pequeña y la velocidad del chorro no aumenta mucho por la disminución de la presión exterior.

2.3.2.13. Velocidad del cohete:

El rendimiento de propulsión del cohete es pobre para velocidades inferiores a los 800 km/h, lo cual nos dice que las aplicaciones favorables del cohete son a grandes velocidades. Cuando el cohete alcanza la velocidad del chorro, es decir cuando las partículas de la estela se mueven a velocidad nula con respecto al cohete, toda la energía mecánica pasa a la propulsión del proyectil y prácticamente ninguna a la propulsión de la materia expelida. El rendimiento de la propulsión es entonces del 100%. Cuando el cohete sobrepasa la velocidad de su propio chorro, parte de la energía mecánica pasa a las partículas del gas expelido que se mueven hacia adelante con respecto a la tierra y el rendimiento de propulsión disminuye nuevamente un tanto.

Recordando la ley del Impulso (acción y reacción) (ecu. 1) podemos decir:

$$mdv = -dmc \quad (2.15)$$

Que es la expresión rigurosamente exacta para el movimiento del cohete.

Es por lo tanto:

$$\frac{dv}{dm} = -\frac{c}{m} \longrightarrow -\frac{dm}{m} = \frac{dv}{c}$$

Integrando resulta:

$$\int_m^{m_1} \frac{dm}{m} = \int_0^v \frac{dv}{c} = \frac{v}{c}$$

$$\frac{v}{c} = -(\ln m_1 - \ln m)$$

$$\frac{v}{c} \ln m - \ln m_1 = \ln \frac{m}{m_1}$$

$$v = c \ln \frac{m}{m_1} \quad (\text{ecu. 15})$$

Dónde: m : masa inicial del cohete

m_1 : Masa del cohete en un instante cualquiera del período de la combustión.

La (ecu.15) es la expresión general de la “velocidad final que alcanza el cohete” (ecuación de Tsiolkovski). Es muy interesante ver que en determinadas condiciones, la velocidad (V) del cohete es mayor que la velocidad C del chorro.

Graficando el $\{\ln = \frac{m}{m_1}\}$ en función de $\{\frac{m}{m_1}\}$ se ve que cuando la expresión

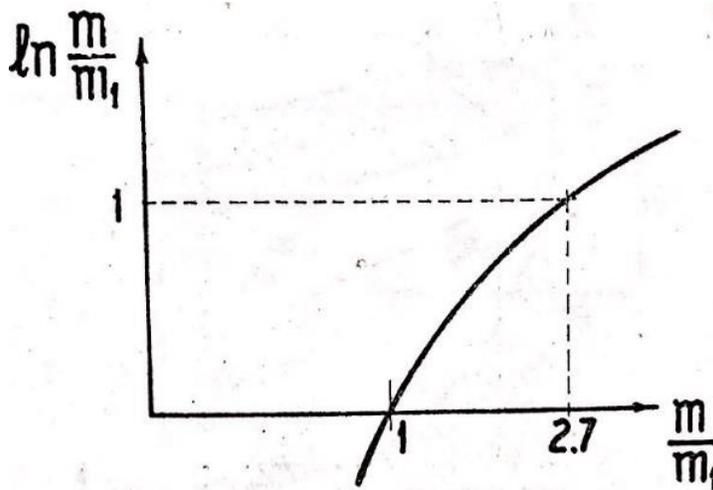
$\{\frac{m}{m_1}\}$ Es mayor que 2.7 (valor de e , base de los logaritmos naturales) el $\ln \{\frac{m}{m_1}\}$ es

mayor que la unidad y por lo tanto $v > c$.

Se debe tener en cuenta que siempre es $\frac{m}{m_1} > 1$.

Figura 22

Variación del $\ln (m/m_1)$ en función a la relación de masas del cohete:



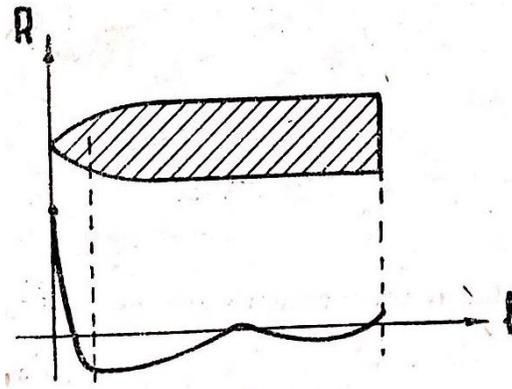
masa inicial sobre masa final (m/m_1).

2.3.2.12. Estabilización: Con los cohetes sucede un problema similar al de los proyectiles ya que deben estabilizarse, a fin que lleguen de punta por un lado y por otro para evitar que se desvíe de su trayectoria.

El problema de la estabilización de los cohetes es todavía más grave que en los casos de los proyectiles de los cañones, porque éstos una vez lanzados por lo menos siguen su trayectoria aun dando vueltas, mientras que el cohete, durante el tiempo de combustión, en caso de no ser estabilizado, cambia completamente su dirección (pues produce su impulso propio) y sale linealmente en una dirección absolutamente indefinida, mientras que continuará con una trayectoria similar a la de los proyectiles lanzados por cañones según la dirección que tendrá en el último momento del tiempo de combustión.

Figura 23

Flujo simétrico de las fuerzas radiales, el componente axial da el valor de la Resistencia Las presiones del aire actúan esencialmente en la siguiente forma sobre un proyectil fusiforme.

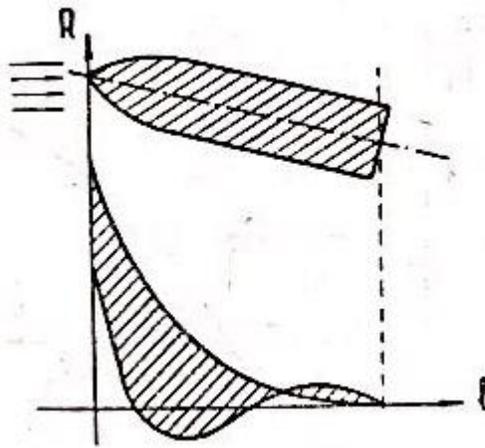


Para el flujo simétrico las fuerzas radiales se componen por la simetría, quedando solamente el componente axial que da el valor de la resistencia (fig.No.2.23).

Pero una inclinación muy pequeña del proyectil con respecto a la dirección del flujo relativo (la velocidad del proyectil), hace que la resultante de las fuerzas resistentes accione en la parte delantera. Si el centro de gravedad está aproximadamente en la mitad, estas fuerzas producen un momento, que trata de aumentar la inclinación principal, es decir el proyectil es inestable.

Figura 24

Estabilidad de un cohete colocando el centro de gravedad por delante del cohete (físicamente y prácticamente no es posible).



Para evitar esto, es decir estabilizar el proyectil, existen tres métodos:

- 1º) Poner el centro de gravedad adelante; esto, en general, no es posible. Se encuentra a veces en las flechas y lanzas de los indios que intuitivamente las estabilizaban por este sistema.

Figura 25

Estabilidad por aletas de un cohete.

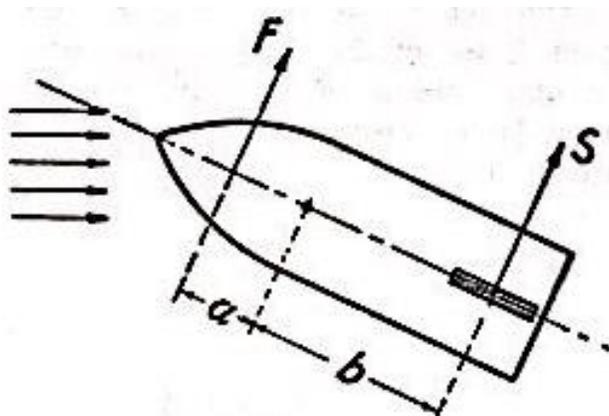


Fig. No.2.25. Estabilidad por aletas de un cohete.

(Fuente: Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina. Ed. Escuela Naval.2010).

2º) Estabilidad por aletas de un cohete:

Las aletas producen un momento que está dado por:

$$S_b = M_r \quad S_b > F_a$$

Tiene la ventaja de que se puede construir fácilmente.

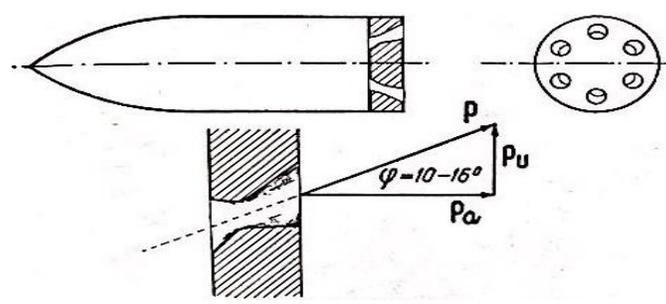
La desventaja de las aletas es que sobresalen del calibre y la cureña resulta entonces muy voluminosa.

3º) Estabilidad por giro de un cohete:

El problema de la estabilidad es más precario en la primera etapa del vuelo, es decir poco antes de la salida de la lanza-cohete.

Figura 26

Estabilidad por giro o rotación de un cohete.



(Fuente: Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina.

Ed. Escuela Naval.2010).

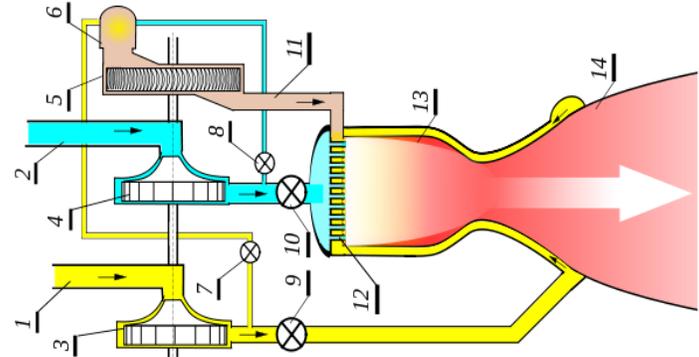
En los primeros instantes la velocidad del cohete es pequeña y por eso en caso de estabilidad por aletas la fuerza estabilizante de las aletas es pequeña, mientras ya acciona el empuje total, con una cierta excentricidad inevitable, que trata de volcar el cohete.

Además, el cohete por la gravedad cae de la guía abajo (como el torpedo).

Por estas razones el cohete no hace una trayectoria recta sino curvada y por las fuerzas centrífugas recibe aceleraciones transversales. Estas junto con las fuerzas estabilizadoras

Figura 27

Detalle del Sistema de Inyección de Combustible de un Cohete Líquido



(Fuente: Gran Enciclopedia SARPE).

Crecientes de las aletas, producen oscilaciones del eje longitudinal, que tienen el máximo de su amplitud inmediatamente después de la salida y se va amortiguando en el camino.

2.3.2.14. Materiales de las cámaras de combustión: El problema de los materiales que se deben usar en las cámaras de combustión de los proyectiles autopropulsados es más agudo aún que el de los materiales que se utilizan en la construcción de los cañones terrestres o navales, ya que en éstos el periodo que deben soportar altas presiones y temperaturas es sumamente reducido, mientras que en los cohetes estos tiempos son más prolongados y a la vez influye mucho en el peso, pues ello trae aparejado un enorme gasto de energía que se pierde en el transporte del móvil y que se podría aprovechar para dar mayor empuje y por ende mayor alcance.

Figura 28

Proceso de recarga de cohetes (Marina de USA).



Tienen en cambio la ventaja de que como los cohetes se utilizan una sola vez se puede trabajar en un punto próximo al límite de fluencia, con lo que se les puede hacer soportar grandes esfuerzos. Para los cohetes de propulsor sólido los tiempos de combustión son cortos en general y no dejan que el tubo sobrepase los 300°C de tal manera que la resistencia no se vea afectada,

Figura 29

Lanzamiento de cohetes Rusos BM-21 en salva.



(Foto: Ejército Peruano)

Sin embargo, para tiempos relativamente largos de combustión, donde a su vez por la velocidad aumenta el roce con el aire, el problema del calentamiento del tubo es grave.

Figura 30

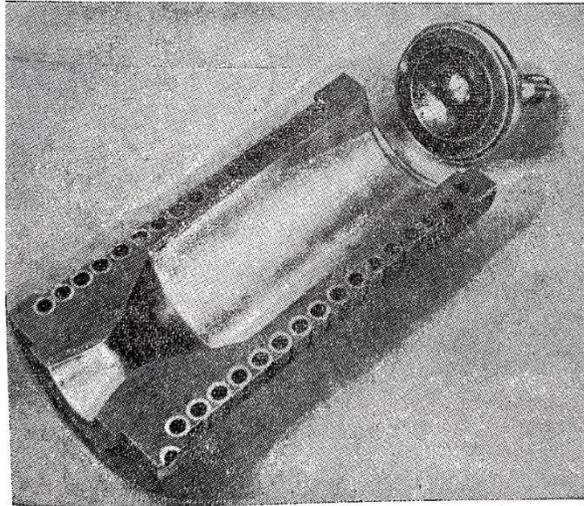
Lanzamiento de un Misil Aire – Aire desde un Mig-29 peruano.



(Foto: Fuerza Aérea Peruana)

Figura 31

Sección longitudinal de la cámara de combustión de un proyectil autopropulsado.



(Fuente: Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina. Ed. Escuela Naval.2010).

Se puede ver claramente la tobera central y los orificios circulares que corren por las paredes de la cámara que son los conductos de refrigeración por donde circula el carburante líquido.

Cuando el funcionamiento es prolongado deben usarse carburantes líquidos que permitan a su vez la refrigeración de la cámara de combustión. Esta refrigeración se logra haciendo circular el carburante alrededor de la cámara de combustión a gran velocidad. Por lo tanto, los materiales que se utilicen en la construcción de las paredes de la cámara de combustión deben tener un elevado punto de fusión y una buena conductibilidad térmica, y a su vez que dichos materiales no sean atacables por el carburante ni por los gases de la combustión.

Todas estas exigencias reducen el campo de los materiales aptos para el logro de la solución de este problema, siendo el duraluminio y los aceros aleados los que mejor responden a las

exigencias aludidas. También resultan aptos el Titanio, el tungsteno, las fibras de carbono, pero no son materiales comunes, lo que hace que su utilización se efectúe en pequeña escala.

2.3.2.15. Lanzamiento: En el momento del lanzamiento el problema de la estabilidad es muy importante, ya que ello influirá en todo el recorrido del cohete en el aire.

Figura 32

Coheteras para instalarse en un avión o un helicóptero.



(Foto: Gran enciclopedia SARPE)

El lanzamiento de los cohetes se efectúa por medio de guías, que dirigen el cohete hasta que tenga una velocidad suficiente para su estabilización. Para el cohete con aletas fijas, las guías deben proveer el lugar necesario para las aletas y por ello la rampa de lanzamiento debe ser bastante voluminosa. Para evitar esto se hacen algunos cohetes con aletas plegables. En los cohetes giroscópicos (que tienen toberas radiales inclinadas que le proveen movimiento rotatorio) se utilizan simples tubos, mientras que para los cohetes que se lanzan desde aviones se utilizan unas guías muy pequeñas de 1 cm. de longitud aproximadamente.

La iniciación de la combustión se efectúa eléctricamente por medio de una carga reforzada, el estopín, de adelante o de atrás con una carga adicional adelante. El alambre para la conexión sale por la tobera y se quema después de la iniciación o está introducido por un iniciador propio.

Figura 33

Rampa de Lanzamiento de misiles antiaéreos rusos SAM-6.



Rampa de Lanzamiento de misiles antiaéreos rusos SAM-6.

(Foto: Gran enciclopedia SARPE).

2.3.2.16. Clasificación de los proyectiles Autopropulsados:

- Tamaño: a) Desde el “bazooka” (pequeña), o el RPG-7.
 b) Hasta V-2 (14 metros de longitud) y mayores.
- Combustible: a) Sólido (pólvora, propulsores solidos).
 b) Líquido (alcohol, keroseno, etc.).
 c) Híbrido (mezclas de líquido y solido).

Carburante

- a) Toma oxígeno del aire.
 b) Lleva el oxígeno combinado en forma química (pólvoras).

- c) Lleva el oxígeno por separado (líquido, en forma de oxígeno líquido O de agua oxigenada).

Sistema de propulsión

- a) Cohete puro.
- b) Motor a chorro (turbina de gases).
- c) Tubo Aero-térmico de reacción (el carburante es el aire de la atmósfera).

Forma de Vuelo

- a) Proyectil a reacción puro (V-2).
- b) Proyectil a reacción volador pulsorreactor (V-1 Bombas planeadoras).
- a) Sin mecanismo directo.
- b) Dirección automática (piloto automático similar al de los aviones o Buques, V-1 y V-2).
- c) Teledirigidos

Sistema de dirección

- 1°) Transmisión (alámbrica o por radio).
- 2°) Rayo guía.
- d) Auto buscador
- 1°) Acústico
- 2°) Infrarrojo
- 3°) Electrónico (Radar)
- e) Tripulados (en realidad son pequeños aviones)
- a) Óptico

Sistema de puntería

- 1°) Directo
- 2°) Anteojo
- 3°) Cabeza televisora
- b) Radar.

- a) Projectiles: Tierra – Tierra
- b) Projectiles: Tierra – Aire
- Empleo: c) Projectiles: Aire – Aire
- d) Projectiles: Aire - Tierra
- e) Projectiles: Mar – Aire
- f) Projectiles: Mar - Mar

2.3.2.16. Influencia de los proyectiles autopropulsados en la guerra moderna: Hoy, la relación de fuerzas entre los dos adversarios posibles se establece según la importancia de su stock atómico, de los medios de lanzamiento, del alcance, de la precisión y de la invulnerabilidad de estos medios, de la facultad de asentar los martillazos atómicos primero y finalmente de las posibilidades de recuperarse después de este ataque. Si analizamos la crónica periodística, ya sea en revistas especializadas o en los periódicos comunes, encontramos casi sin interrupción, comentarios sobre dos elementos, que sin lugar a dudas han revolucionado la conducción de la guerra. El primero de ellos, es la bomba atómica con sus variantes, la Bomba H, la bomba de neutrones, posiblemente la bomba de cobalto o plutonio, y otras que están en estudio.

El segundo, como elemento conductor del anterior es el proyectil autopropulsado y teledirigido. Si bien la energía atómica puede ser trasladada por cualquier sistema de transporte el

empleo de los proyectiles teledirigidos para este fin acusa ventajas tan amplias que se puede afirmar que la puja entre Oriente y Occidente para imponer su supremacía, se base en los progresos alcanzados en ambos. En lo referente a los proyectiles autopropulsados, ellos han alterado la fisonomía de la guerra y también la paz mundial actual.

En la actualidad estos proyectiles están volando sobre el cielo de todas las naciones adelantadas. A 20 millas de Washington, cerca de New York y otras ciudades norteamericanas del Atlántico y del Pacífico, existen nidos de proyectiles guiados antiaéreos, destinados a localizar y destruir con extraordinaria exactitud a los bombarderos enemigos y a los misiles balísticos intercontinentales. Los proyectiles teledirigidos soviéticos atraviesan el Mar Báltico desde Peenemunde. Sobre el gran desierto australiano pueden verse volar extraños objetos que brillan a la luz del sol. Un proyectil teledirigido puede ser definido como un arma surcadora del espacio, no tripulada, que lleva dentro de sí misma un medio para regular su trayectoria de vuelo.

La conducción y puntería se basa esencialmente en medios electrónicos, como son radar, laser, electróptico, televisión o visual directa conducida por radio.

Hay ciertas operaciones que pueden ser cumplidas con más eficacia por una máquina que por un hombre y, del mismo modo, hay cosas en que un hombre puede superar a la máquina. Esta puede ir adonde no puede hacerlo el hombre. No es necesario que una máquina regrese. Una máquina puede no necesitar condiciones especiales de visibilidad, ambiente, etc.

El hombre puede soportar como máximo una aceleración aproximada de 6 g. Las aceleraciones iniciales de estos proyectiles son del orden de 30 g. para poder lograr la velocidad de régimen en un tiempo razonable. Actualmente estos proyectiles están suplementando la artillería antiaérea, pero fácilmente podrán asumir el papel principal en la defensa antiaérea de una nación. La misión del proyectil ofensivo “superficie–superficie” es atacar objetivos de superficie

cuando la aviación o la artillería no puedan ser usados o son menos eficientes por inconvenientes propios de las circunstancias. En estas condiciones el portaaviones, resultaría el buque tipo para el uso operativo de los proyectiles teledirigidos en el mar. La precisión del bombardero desde un avión convencional es limitada, especialmente desde grandes alturas. Para mejorar esta precisión, se tiene que recurrir a un ataque de cerca, lo cual es prohibitivo si el objetivo está bien defendido. Por lo tanto, es deseable lanzar la bomba desde una distancia fuera del alcance del fuego antiaéreo sin sacrificar la precisión. El proyectil “aire-a-superficie” llena estos requisitos ya que puede ser eficaz contra buques, puentes, tanques, trenes o contra cualquier blanco bien definido y bien defendido que pueda ser fácilmente distinguido.

El proyectil teledirigido “aire-a-aire”, sirve para ser lanzado desde un avión madre, desde donde se los guía contra el avión enemigo. Por lo tanto, sus requerimientos son diferentes a los primeros que mencionamos. Son más pequeños, tienen menos peso y menos alcance, pero son muy peligrosos y eficaces.

Los portaaviones hacen del mar la base desde donde pueden atacar, con las armas del futuro, a todo aquello que amenaza las rutas vitales del mundo. Con su gran movilidad constituyen una formidable amenaza para el enemigo. Con el avión y las armas con que se proyecta dotarlos, ellos son parte íntegramente indispensable de los preparativos de la Marina para hacer frente a esta tarea vital en la guerra, tienen un futuro tan firme como el de cualquier aeródromo. Pero además de los portaaviones y de los escoltas integrantes de esa flota del futuro es necesario contar con buques que, en vez del actual cañón convencional y a pesar de su poder, lleven proyectiles dirigidos. La Marina Norteamericana y las marinas de otras potencias, junto con la propulsión atómica han estado desarrollando, no solamente proyectiles guiados.

Se han equipado las grandes unidades de superficie para el lanzamiento de proyectiles guiados, y también los submarinos ya que existe una ventaja material en una aproximación en inmersión hasta el punto en el que se emergerá y desde el que una instalación enemiga, ubicada a cientos de millas de distancia, es vulnerable.

El plan general consiste pues en la transformación de algunos de los buques convencionales, en buques dotados de proyectiles teledirigidos superficie-aire (antiaéreos), subacuáticos (antisubmarinos) y superficie-superficie (combate en superficie) para protección de convoyes, aparte de nuevos buques, diseñados convenientemente para la guerra con proyectiles autopropulsados, los cuales día a día van modificando la fisonomía general de las naves así como creando a una nueva conciencia de lo que será una guerra en el futuro, concebida bajo nuevas doctrinas y dotada de elementos, que en el avance arrollador de la técnica moderna, sobrepasa las más frondosas apreciaciones del pensamiento.

Pero estos mismos aparatos que se utilizan para las guerras, pueden también ser utilizados con fines pacíficos tales como: lanzadores satelitales, estudios de la alta atmosfera, cohetes sonda, ayuda para el despegue de aviones pesados de carga, modificación del clima (evitar la caída de granizo), producción de lluvias artificiales en las zonas de sequía (que es la propuesta innovadora de esta Tesis) y para otros usos. Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina. Ed. Escuela Naval militar.2010.

2.3.2.17. Conceptos preliminares para un estudio más detenido del problema: A fin de poder encarar el estudio de los proyectiles autopropulsados (Cohetes), debemos profundizar un poco más nuestros conocimientos de termodinámica que se expusieron anteriormente.

Para ello comenzaremos por plantear la ecuación general de la termodinámica e introducir algunos nuevos conceptos, ampliando luego el campo de los conocimientos.

La ecuación Fundamental de la Termodinámica es la (I-22)

$$dQ = du + \frac{1}{E} \cdot P \, dc$$

Y de ella partiremos para nuestra exposición.

Debemos recordar las siguientes expresiones $dv=c_v \, dt$ (I-24) que se puede expresar también, teniendo en cuenta la definición de calor específico a volumen constante como una relación de derivadas parciales, tal que:

$$c_v = \left(\frac{du}{dT} \right)_{c=\text{cte.}} = \left(\frac{dQ}{dT} \right)_{c=\text{cte.}} \quad (2.16)$$

Y análogamente, podemos definir

$$c_p = \left(\frac{dQ}{dT} \right)_{P=\text{cte.}} = \left\{ \frac{d\left(u + \frac{1 \cdot P \, c}{E}\right)}{dT} \right\}_{P=\text{cte.}} \quad (2.17)$$

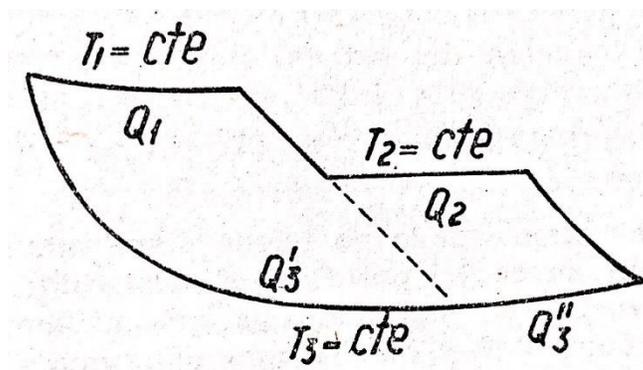
2.3.2.18. Entropía: Para cada cuerpo resulta, durante una transformación que la relación de los calores absorbidos por un mismo cuerpo a lo largo de dos isothermas comprendidos entre dos adiabáticos cualquiera es igual a la relación de las temperaturas absolutas de las dos isothermas “Temperatura termodinámica” (ciclo de Carnot)

$$\frac{Q_1}{T_1} = \frac{Q_0}{T_0} \quad \frac{Q_1}{T_1} + -\frac{Q_0}{T_0} = 0 \quad (2.18)$$

Esta relación se interpreta diciendo que en un ciclo reversible de Carnot, es nula la suma de las relaciones entre el calor absorbido en cada transformación isotérmica y la temperatura absoluta de dicha transformación.

Figura 34

Arcos de isotermas y cercos de adiabáticas.



Lo enunciado precedentemente es cierto para cada ciclo reversible formado por arcos de isotermas y cercos de adiabáticas, tal como el que se ve en la figura 2.34.

$$\frac{Q_1}{T_1} = \frac{Q'_3}{T_3} = 0 \quad , \quad \frac{Q_2}{T_2} = \frac{Q''_3}{T_3} = 0$$

$$Q_3 = Q'_3 + Q''_3$$

$$\frac{Q_1}{T_1} + \frac{Q'_3}{T_3} + \frac{Q''_3}{T_3} + \frac{Q_2}{T_2} = \frac{Q_1}{T_1} + \frac{Q_2}{T_2} + \frac{Q_3}{T_3} = 0$$

En general si un ciclo reversible está formado por (n) arcos de adiabáticas y (n) arcos de isotermas, llamando (T) a la temperatura de la isoterma (i) y con (Q) a la cantidad de calor absorbida por el cuerpo que se recorre es:

$$2 \times \frac{Q_1}{T_1} = 0$$

Sustituyendo ahora en un ciclo genérico (γ) reversible un ciclo formado por arcos infinitesimos de adiabáticas e isotermas, resulta:

$$\int_{\gamma} \frac{dQ}{dT} = 0$$

Que significa que si (l) es una transformación reversible $\int \gamma \frac{dQ}{dT}$ no depende de la transformación (l), sino solamente del estado inicial y final del sistema. La expresión diferencial $\left(\frac{dQ}{dT}\right)$ es una diferencial total exacta, y el diferencial de una función (S) del estado del cuerpo.

$$ds = \frac{dQ}{dT} \quad (2.19)$$

La función (S) definida a menos de una constante aditiva, indica en una transformación isotérmica, incrementos que tienen el mismo signo que el calor absorbido, tiene carácter aditivo, y se puede llamar “entropía”. Esta entropía, a la cual, generalmente se refiere, permite considerar el calor elemental como producto de dos factores: $dQ = T ds$.

El primer término es finito y representa la temperatura termodinámica; el segundo es el diferencial de la entropía. De esta manera la expresión diferencial de un elemento de esta forma de energía que hemos llamado calor, resulta análoga a la expresión diferencial que da el trabajo elemental de una fuerza. La entropía es una función del estado de un cuerpo, definida para una transformación genérica reversible infinitesimal. Si esta transformación es irreversible el calor absorbido es menor y será $dQ \leq \theta ds$ que es el caso real de las transformaciones.

La entropía de un sistema aislado no puede disminuir (por lo tanto, la entropía del universo) que surge del postulado de Ostwald: “Es imposible realizar el movimiento perpetuo de una máquina que utilice una sola fuente de calor a temperatura constante” y que es una consecuencia de la proposición de Thompson que dice: “Es imposible absorber calor de una fuente y transformarlo en trabajo con un proceso cíclico, sin transportar calor de una fuente más cálida a una más fría”. La entropía es una función (S) del estado de un cuerpo o de un sistema definida así:

1°) La Función (S) es aditiva. Para el sistema formado por dos cuerpos A y B,

$$S_{AB} = S_A + S_B$$

2°) En una transformación en la que no varía la temperatura, el incremento (ΔS) de (S) tiene el mismo signo que el calor absorbido.

Si consideramos un sistema aislado, formado por una fuente (A) mantenida a temperatura constante y un cuerpo (B) que recorre un ciclo en el cual $\Delta S_B = 0$, el incremento de entropía del sistema se reduce a ΔS_A . Si fuera $\Delta S < 0$ sería $\Delta S_A < 0$ y por lo tanto negativo el calor absorbido por (A) en el ciclo, positivo resultaría el calor que (A) cede a (B) y que éste en su ciclo podría

transformar en trabajo: no se podría utilizar este trabajo para vencer resistencias inevitables siempre presentes para realizar el movimiento perpetuo de una máquina con una sola fuente de calor, a temperatura constante. Esto está en contradicción con la proposición de Ostwald y por lo tanto no puede ser $\Delta S < 0$.

Con la introducción del concepto de entropía (ecua.2.19) podemos escribir la ecuación fundamental de la termodinámica de la siguiente manera:

$$Tds = du + \frac{1}{E} \cdot P \, dc \quad (2.20)$$

Y también de la ecuación (2.17)

$$cp = \left(\frac{dTds}{dT} \right) = T \left\{ \frac{dS}{dT} \right\} \quad (2.21)$$

$$P = \text{cte.} \quad P = \text{cte.}$$

De la ecuación (2.20) podemos expresar:

$$T = \frac{du}{ds} + \frac{1}{E} \cdot P \cdot \frac{dc}{ds}$$

$$\frac{du}{ds} = T \quad (2.22)$$

$$c = \text{cte.}$$

Y en forma análoga:

$$\frac{T \, ds}{dc} = \frac{du}{dc} + \frac{1}{E} \cdot P$$

$$\frac{du}{dc} = \frac{Tds}{dc} - \frac{1}{E} \cdot P$$

$$\left(\frac{du}{dT}\right)_{s = \text{cte}} = -\frac{1}{E} \cdot P \quad (2.23)$$

$$\frac{du}{Tdc} = \frac{ds}{dc} - \frac{1}{E} \cdot P$$

$$\frac{ds}{dc} = \frac{du}{Tdc} + \frac{1}{E} \cdot P$$

$$\left(\frac{ds}{dc}\right)_{u = \text{cte}} = \frac{1}{E} \chi \frac{P}{T} \quad (2.24)$$

2.3.2.19. Entalpía: En la expresión (2.17) vemos que aparece el término $U + \frac{1}{E} \cdot PC$ que, por su frecuencia y uso, es conveniente asignarle un nombre. Se lo llama entalpía y si bien, por ahora es una mera sustitución matemática, que señalaremos por medio del símbolo (H), buscaremos luego su significado físico.

$$H = U + \frac{1}{E} \cdot PC \quad (2.25)$$

Derivando esta expresión, resulta:

$$dH = du + \frac{1}{E} \cdot Pdc + \frac{1}{E} c dP$$

Y de la ecuación (XV-20)

$$dH = Tds + \frac{1}{E} c dP \quad (2.26)$$

En una transformación a presión constante, resulta $dP=0$ y por lo tanto $dH = T ds = dQ$ o sea que la variación de entalpía en una transformación a presión constante, corresponde al calor absorbido en la transformación, siendo este su significado físico y de allí su importancia.

Recordando la definición de calor específico a presión constante, resulta:

$$c_p = \left(\frac{dH}{dT}\right) \quad (2.27)$$

$$P = \text{cte}$$

El rol que juega la entalpía en las transformaciones isobáricas es el mismo de la energía interna en las iso volumétricas.

2.3.2.20. Energías libres de Hemholts y Gibbs: Se denomina energía libre de Hemholtz

(A) a la relación definida por la siguiente expresión:

$$A = U - T S \quad (2.28)$$

$$d A = d u - T d s - S d T$$

Pero de la ecuación (2.20) resulta:

$$d A = d u - d u + \frac{1}{E} P d c - S d T$$

$$d A = - \frac{1}{E} P d c - S d T \quad (2.29)$$

De donde resulta:

$$\frac{dA}{dc} = -\frac{1}{E} P - \frac{S dT}{dc}$$

$$\left(\frac{dA}{dc}\right)_{T = \text{cte}} = -\frac{1}{E} P \quad (2.30)$$

$$\frac{dA}{dT} = -P \frac{dc}{dT} - S$$

$$\left(\frac{dA}{dT}\right)_{c = \text{cte}} = -S \quad (2.31)$$

$$\frac{dA}{dP} = -\frac{1}{E} P \frac{dc}{dP} - S \frac{dT}{dP}$$

$$\left(\frac{dA}{dcP}\right)_{T = \text{cte}} = -\frac{1}{E} P \frac{dc}{dP} \quad (2.32)$$

Se denomina energía libre de Gibbs (G) a la relación definida por la siguiente expresión:

$$G = H - T S \quad (2.33)$$

De donde salen, recordando la definición de (H) y (A).

$$G = U + \frac{1}{E} P C - T S \quad (2.34)$$

$$G = \frac{1}{E} P C + A \quad (2.35)$$

Derivando, resulta:

$$dG = dH - T ds - S dT$$

$$dG = du + \frac{1}{E} P dc + \frac{1}{E} c dP - T dS - S dT$$

$$dG = \frac{1}{E} P dc + \frac{1}{E} c dP + dA$$

$$\frac{dG}{dP} = \frac{1}{E} P \frac{dc}{P} + \frac{1}{E} c + \frac{dA}{dP}$$

Y de la ecuación (2.32) resulta:

$$\left(\frac{dG}{dP}\right)_{T = \text{cte}} = \frac{1}{E} C \quad (2.36)$$

$$\frac{dG}{dT} = \frac{dH}{dT} - \frac{TdS}{dT} - S$$

Y teniendo en cuenta las ecuaciones (2.21) y (2.27) resulta:

$$\left(\frac{dG}{dP}\right)_{P = \text{cte}} = -S \quad (2.37)$$

$$dG = TdS + \frac{1}{E} c dP - T dS - S dT$$

Por otro lado, resulta que (ver la ecua. 2.26)

$$dG = \frac{1}{E} C dP - S dT \quad (2.38)$$

Tanto una como otra expresión de la energía libre representan la energía que es capaz de liberarse en la transformación, de tal manera que la diferencia entre la energía total y la libre es la parte de energía que no está facultada para realizar trabajo externo. Dicho con otras palabras, la energía libre representa la parte de la energía total que se transforma en trabajo durante una transformación. Ambas expresiones son funciones de estado y por lo tanto, al igual que la entropía son diferenciales totales exactas, es decir que integradas a lo largo de un ciclo cerrado se anula y en una transformación abierta dependen exclusivamente de sus valores extremos.

2.3.2.21. Relaciones Termodinámicas: Son las que se pueden formar de la derivación y combinación de las ecuaciones ya vistas y forman un número sumamente elevado. Brevemente veremos algunas, que por otro lado son más que suficientes para el alcance de esta Tesis..

Sean:

$$d u = T d S - \frac{1}{E} P d c$$

$$d H = T d S + \frac{1}{E} c d P$$

$$d A = - \frac{1}{E} P d c - S d T$$

$$d G = \frac{1}{E} c d P - S d T$$

Y recordando las expresiones matemáticas siguientes:

$$d x = K d y + L d z \quad (2.39)$$

$$\left(\frac{d x}{d u}\right)_w = K \left(\frac{d y}{d u}\right)_w + L \left(\frac{d z}{d u}\right)_w \quad (2.40)$$

Si: $u = y$ y $z = K$

$$\left(\frac{d x}{d y}\right)_z = K \quad , \quad y \quad , \quad \left(\frac{d x}{d z}\right)_y = L$$

Y podemos poner la (2.22) en la siguiente forma:

$$d x = \left(\frac{d x}{d y}\right)_z d y + \left(\frac{d x}{d z}\right)_y d z \quad (2.41)$$

Siendo

$$\frac{d x}{d y} = \frac{d x / d u}{d y / d u}$$

Se puede poner:

$$\left(\frac{d x}{d y}\right)_z = \frac{\left(\frac{d x}{d u}\right)_z}{\left(\frac{d y}{d u}\right)_z} \quad (2.42)$$

De la ecuación (2.41) se obtiene:

$$\frac{dx}{dz} = \left(\frac{dx}{dy}\right)_z \frac{dy}{dz} + \left(\frac{dx}{dz}\right)_y \frac{dz}{dz}$$

Y si se hace $x = \text{cte.}$ Y $dx=0$ resulta:

$$0 = \left(\frac{dx}{dy}\right)_z \left(\frac{dy}{dz}\right)_x + \left(\frac{dx}{dz}\right)_y$$

$$\left(\frac{dy}{dz}\right)_x = - \frac{\left(\frac{dx}{dz}\right)_y}{\left(\frac{dx}{dy}\right)_z} \quad (2.43)$$

$$- \left(\frac{dx}{dz}\right)_y = \left(\frac{dy}{dz}\right)_x \left(\frac{dx}{dy}\right)_z$$

Dividiendo a la unidad, miembro a miembro, resulta:

$$- \left(\frac{dz}{dz}\right)_y = \left(\frac{dz}{dy}\right)_x \left(\frac{dy}{dx}\right)_z$$

$$\left(\frac{dz}{dy}\right)_x = - \frac{\left(\frac{dz}{dx}\right)_y}{\left(\frac{dy}{dx}\right)_z}$$

De donde resulta, dividiendo por la unidad:

$$\left(\frac{dy}{dz}\right)_x = - \frac{\left(\frac{dy}{dx}\right)_z}{\left(\frac{dz}{dx}\right)_y} \quad (2.44)$$

Reemplazando valores se obtiene:

$$\begin{aligned} \left(\frac{dx}{dy}\right)_z \left(\frac{dy}{dz}\right)_x \left(\frac{dz}{dx}\right)_y &= - \frac{\left(\frac{dx}{dz}\right)_y \left(\frac{dy}{dx}\right)_z \left(\frac{dz}{dx}\right)_z}{\left(\frac{dy}{dz}\right)_x \left(\frac{dz}{dx}\right)_y \left(\frac{dy}{dz}\right)_z} = - \frac{\left(\frac{dx}{dz}\right)_y \left(\frac{dy}{dx}\right)_z \left(\frac{dy}{dx}\right)_z}{\left(\frac{dy}{dx}\right)_z \left(\frac{dy}{dz}\right)_x} = \\ &= \left(\frac{dy}{dx}\right)_z \left(\frac{dx}{dy}\right)_z = - \frac{\left(\frac{dy}{dx}\right)_z}{\left(\frac{dy}{dx}\right)_z} = -1 \end{aligned}$$

Es decir:

$$\left(\frac{dx}{dy}\right)_z \left(\frac{dy}{dz}\right)_x \left(\frac{dz}{dx}\right)_y = -1 \quad (2.45)$$

Y derivando nuevamente la expresión original y recordando las propiedades de las segundas derivadas se obtiene:

$$\left[\frac{d}{dz} \left(\frac{dx}{dy}\right)_z\right]_z = \left[\frac{d}{dy} \left(\frac{dx}{dz}\right)_y\right]_z \quad (2.46)$$

Aplicando las fórmulas generales deducidas en este párrafo, al caso particular de las expresiones termodinámicas (2.5, 2.11, 2.14 y 2.21) se obtienen todas las relaciones termodinámicas, algunas, como ejemplo, son las que se insertan a continuación:

$$- \left(\frac{dP}{dS} \right)_e = \left(\frac{dT}{dC} \right)_s$$

$$\left(\frac{dC}{dS} \right)_p = \left(\frac{dT}{dP} \right)_s$$

$$\left(\frac{dP}{dT} \right)_r = \left(\frac{dS}{dC} \right)_T$$

$$- \left(\frac{dC}{dT} \right)_p = \left(\frac{dS}{dP} \right)_T$$

2.3.2.22. Relación de Balística Interior a Balística Exterior: La función principal del motor de un cohete de artillería es impartir una deseada velocidad a un proyectil en un tiempo de reacción determinado. No es nuestro propósito considerar extensivamente el movimiento de un proyectil en relación a las fuerzas aplicadas sino simplemente presentar las fundamentales y más importantes relaciones, así como indicar los requerimientos que el motor de un cohete debe tener desde el punto de vista de la balística interior. Si nosotros consideramos un proyectil que contenga una masa (m_p) de material inerte y una masa (m) de propulsor viajando a una velocidad (v) con un empuje (F) aplicado, la aceleración del proyectil, despreciando los efectos menores debidos a la gravedad y a la resistencia del aire, está dada por:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{m_p + m} \quad (2.47)$$

Al comienzo de la combustión la masa de propulsor es igual a la masa inicial (m_x) y al final es igual a cero. Si, como ocurre generalmente (m_x) es pequeña con respecto a (m_p), el denominador del miembro de la derecha de la ecuación (1) puede ser reemplazado por un término constante, ($m_p + m_x$) y la ecuación se puede integrar en la siguiente forma, donde (v_0) representa la velocidad

del proyectil al final de la combustión, sin considerar los efectos de la gravedad y la resistencia al aire.

$$v_o = \frac{\int F \cdot dt}{mp + mx/2} \quad (2.48)$$

Si (mx) fuera de la misma magnitud que (mp), la aproximación anterior no sería válida y sería necesario encontrar alguna relación entre la masa del propulsor (m) y la velocidad. La forma en general adoptada para dicha relación es la siguiente, donde (VE) es una constante para cada propulsor y motor de cohete y se llama velocidad efectiva de salida del gas:

$$F = \left(- \frac{dm}{dt} \right) \cdot V_E \quad (2.49)$$

Usando esta hipótesis, puede ser integrada la ecuación (1) dando la siguiente relación:

$$v_o = V_E \operatorname{Ln} \left(1 + \frac{mx}{mp} \right) = \frac{\int F \cdot dt}{mx} \operatorname{Ln} \left(1 + \frac{mx}{mp} \right) \quad (2.50)$$

Para valores de $\left(\frac{mx}{mp} \right)$ menores que 0,3 los valores de (v_o) correspondientes a los de (dt) según las ecuaciones (2) y (4) difieren en menos del (1%). Como para todos los cohetes de artillería actualmente en uso es (mx/mp) menor que 0.25, la ecuación aproximada (2) es generalmente usada.

En ambas ecuaciones (2) y (4) puede notarse que la velocidad (v_o) depende solamente de la masa del proyectil, de la masa del propulsor y del término (F.dt) el cual es denominado impulso. Se deduce de ello que el motor del cohete debe desarrollar el impulso necesario para lograr la deseada velocidad del proyectil. Además, hay otros factores que afectan la trayectoria, aunque en menor grado: la aceleración inicial y el tiempo de combustión total. El problema básico de la balística interior es entonces desarrollar un motor que produzca el impulso requerido y que cumpla además algunos requisitos adicionales tales como aceleración y tiempo de reacción.

2.3.2.3. Característica de los gases propulsores: Los propulsores usados en los cohetes actuales de artillería consisten en la mayoría de los casos en un material sólido que reacciona produciendo un considerable volumen de gas a una temperatura bastante elevada. En su mayoría son pólvoras sin humo de base doble, por ejemplo: una mezcla coloidal de nitrocelulosa y nitroglicerina con pequeñas cantidades de otros materiales tales como enfriantes, plastificantes, estabilizadores impresores de llama y agentes colorantes. También se ha hecho algún uso de propulsores heterogéneos consistentes de una mezcla íntima de dos o más fases cristalinas.

Se estima que bajo las condiciones normalmente existentes en los cohetes el pasaje del gas de la superficie de reacción a la tobera requiere aproximadamente 3 milisegundos. Los conocimientos que se poseen de varias reacciones en tales condiciones indican que bajo tales condiciones (por ejemplo, a una presión del orden de 2,000 libras por pulgada cuadrada) y a temperaturas de 4,000 a 5,000°F) dicho tiempo es suficiente para permitir alcanzar una razonable aproximación al equilibrio químico. La medida de la composición de los gases tomados de motores cohetes también concuerda con la que debe esperarse de las relaciones de equilibrio, particularmente en los casos en que las fases sólidas no están presentes. De acuerdo con esto los cálculos basados en un supuesto equilibrio son en la mayoría de los casos suficientemente cercanos de la realidad como para ser tomados en cuenta en los cálculos.

2.3.2.24. Entalpia y entropía de los productos de reacción: Para cada conjunto de condiciones se puede determinar la entalpia específica (h) de los productos de la reacción conociendo la composición de la mezcla gaseosa y los calores de formación y específicos de los componentes. Aunque se puede suponer, sin serio error que la entalpia específica de cada componente es independiente de la presión, hay, sin el suficiente embargo, un efecto considerable

de la presión sobre la entalpia de la mezcla porque con las variaciones de presión ocurren cambios en la composición.

La entropía específica (S) de los productos de combustión se puede calcular como función del estado aplicando la siguiente ecuación:

$$dS = \frac{dh}{dT} - \frac{v \cdot dp}{T} \quad (2.51)$$

Este cálculo se puede efectuar sin gran dificultad usando una combinación de pasos isobáricos e isotérmicos para lograr el cambio de estado deseado y usando los métodos gráficos reducidos se puede obtener la suficiente aproximación.

2.3.2.25. Entalpia de propulsores sólidos: La entalpia de los propulsores sólidos en relación a las condiciones básicas puede ser determinada de los calores de formación de los productos gaseosos de la reacción y de los componentes de que está hecha la pólvora.

Si la temperatura inicial del propulsor es diferente de (60°F) la entalpia de los productos de la reacción debe, desde luego ser algo diferente. Sin embargo, como el calor específico de las pólvoras de base doble es generalmente del orden de 0,3 BTU/(Lb) (°F) el efecto del cambio de temperatura es relativo pequeño. Por ejemplo, un cambio de (70°F) en la temperatura inicial del propulsor producirá un cambio en la entalpia de los productos de la reacción de (21 BTU/Lb), el cual corresponde a un cambio de la temperatura de la llama de (28°F). Esta diferencia es tan pequeña que puede ser despreciada en los cálculos de ingeniería.

2.3.2.26. Relación de los calores específicos: La relación del calor específico a volumen constante, (x), puede ser determinado de la siguiente relación:

$$x = \frac{c_p}{c_v}$$

Donde (cp) y (cv) son los calores específicos a presión constante y a volumen constante, respectivamente. Para presiones iniciales entre (500) y (1.000) libras por pie cuadrado y temperatura entre (3.000) y (5,500) °F, las cuales determinan la región de nuestra utilización práctica, (x) es relativamente constante y de un valor medio de (1.21).

2.3.2.27. Propiedades de la combustión de los propulsores: Todos los propulsores actualmente usados en los cohetes de artillería queman uniformemente en las superficies expuestas a la combustión a una velocidad que es fundamentalmente función de la temperatura del propulsor y de la presión de los gases circundantes. La combustión se efectúa muy uniformemente en todos los puntos, de modo que las superficies del grano son en todo instante paralelas a las superficies originarias.

2.3.2.28. Dependencia de la velocidad de combustión respecto de la presión y de la temperatura: La velocidad de combustión a una temperatura dada inicial de la pólvora es netamente una función de la presión de gases circundantes. Para la mayoría de los propulsores hasta ahora usados la velocidad de combustión (U) se puede expresar con aproximadamente igual exactitud con una función lineal o con una exponencial es decir por:

$$U = a + bP \quad (2.52)$$

$$U + \beta \left(\frac{P}{1000} \right) \quad (2.53)$$

Donde (P) es la presión en libras por pulgada cuadrada y (a), (b), (β) y (n) son constantes para una temperatura dada. Aunque no hay en particular ninguna justificación teórica para tomar uno u otro tipo de expresión como más satisfactoria, aquí será usada, en general, la forma exponencial porque ella puede combinarse más fácilmente con otras ecuaciones encontradas en los cálculos de balística interior. El coeficiente (β) de la ecuación (2) representa la velocidad de combustión lineal de la pólvora a una presión de (1.000) libras por pie cuadrado y el exponente (n)

es una medida de la sensibilidad de la velocidad de quemado con la variación de la presión. En general para las pólvoras sin humo de base doble el valor de (n) está comprendido entre (0.6) y (0.8) . El efecto de la temperatura en la velocidad de quemado es fundamentalmente reflejado por el cambio en el coeficiente (β) . En muchos casos la temperatura afecta también al exponente (n) , pero para las presiones a las cuales normalmente funcionan los motores de los cohetes, el cambio de (n) tiene un efecto considerablemente menor en la velocidad de combustión que el cambio de (β) .

2.3.2.29. Variaciones de la velocidad de combustión con la posición en el grano.

Numerosas observaciones experimentales han mostrado que la velocidad de quemado, en algunas pólvoras, es mayor hacia el centro del grano, en el fin del quemado, que en la superficie del mismo. El aumento parece resultar en parte debido al calentamiento del grano por la energía radiada por los gases en combustión y en un menor grado por la radiación de las paredes del motor correspondiendo mayor radiación a medida que la combustión avanza. La variación de la velocidad de combustión varía considerablemente al variar la posición. Por ejemplo, la velocidad de quemado en el centro del grano para una temperatura inicial de (0°F) es mayor que la de la superficie para una temperatura de (70°F) . Un aumento de la velocidad de combustión debido al calentamiento del interior del grano debe ser presumiblemente una función de la distancia quemada a partir de la superficie, independientemente de la fracción de espesor que dicha distancia representa. Además, debe esperarse también un aumento debido a la estructura, como función de la posición relativa en el grano e independientemente del tamaño absoluto de este.

2.3.2.30. Efecto erosivo del flujo de gas: Cuando la organización del motor del cohete es tal que el gas fluye a gran velocidad sobre parte de la superficie en combustión, la velocidad de combustión en estas regiones es considerablemente acelerada. Este fenómeno es posiblemente

atribuible al aumento de la transferencia de calor desde el gas a la fase sólida como resultado de la alta velocidad.

2.3.2.31. Efecto del proceso en la velocidad de combustión: Ya se ha hecho notar que el proceso de manufactura tiene una marcada influencia en la variación de la velocidad de combustión con respecto a la posición para los granos de pólvoras extrusionadas sin solventes. No se han observado cambios de esa magnitud como consecuencia de variaciones en las condiciones del proceso de extrusión sin solvente. Sin embargo, en una serie de experiencias en las cuales las condiciones de extrusión fueron expresadamente variadas en una gran extensión, se encontró que la pólvora en alaminas precalentadas a baja temperatura y extrusionada usando una alta temperatura tiene una velocidad de combustión media aproximadamente (3%) mayor que cuando el mismo material se precalienta a alta temperatura y luego se extrusiona usando una baja temperatura. Tales variaciones son de magnitud considerablemente menor, sin embargo, que las producidas por las otras variables del proceso de manufactura. Por consiguiente, ellas se pueden despreciar al efectuar los cálculos de balística interior.

2.3.2.32. Combustión intermitente: Cuando las presiones de reacción son pequeñas, las velocidades de las varias reacciones que se producen son tan lentas, que los gases salen de la tobera antes que se alcance el equilibrio. Esta reacción incompleta se pone en evidencia por el coeficiente de descarga de la tobera anormalmente elevados y por las bajas velocidades efectivas de los gases y representan una considerable disminución en el funcionamiento del cohete.

A presiones todavía menores las velocidades de reacción relativamente bajas unidas a las disminuciones de la presión conduce a una situación en la cual el calor transferido a la pólvora por los gases es insuficiente para mantener la reacción y la combustión se para. En algunos casos el grano parcialmente quemado se puede sacar del motor. Más frecuentemente, sin embargo, la

pólvora se vuelve a encender por el calor que le transmiten las paredes del motor y otras partes estructurales y se produce otro periodo de combustión más o menos normal. Este proceso puede repetirse y se llaman comúnmente “combustión retardada”. El tiempo que transcurre entre dos interrupciones sucesivas puede variar entre medio y varios segundos y muy raras veces han transcurrido periodos mayores de un minuto entre el primer periodo de combustión y el primero de interrupción.

La combustión intermitente es una cosa seria porque el tiempo de combustión efectivo de un cohete se alarga tanto que la trayectoria resulta seriamente afectada. Si ocurre en los cohetes disparados desde tierra, el primer impulso puede ser suficiente para sacar el cohete de la lanza cohetes. La combustión retardada produce entonces direcciones imprevisibles en el cohete. La combustión intermitente de este tipo es originada principalmente por presiones de reacción demasiado bajas. La combustión intermitente está en general asociada a bajas temperaturas de fuego, pero únicamente porque con tales temperaturas se obtienen bajas presiones de reacción. Otros factores tienen pequeños efectos: la tendencia a la combustión intermitente disminuye a medida que aumenta el tamaño del grano o el potencial de la pólvora y para una dada presión, la combustión intermitente se produce más comúnmente cerca del comienzo de la combustión que hacia el fin del periodo normal de reacción.

2.3.2.33. Flujo en equilibrio de fluidos compresibles. La consideración teórica de la balística interior de los motores de cohetes se complica por el hecho de que las condiciones en cada punto del motor varían con el tiempo. En tales condiciones las relaciones usuales relativas a flujo en equilibrio no son estrictamente aplicables. Sin embargo, durante la mayor parte del periodo de reacción de los actuales tipos de cohetes que usan propulsores sin solvente, las variaciones de las condiciones en cada punto con respecto al tiempo, son usualmente bastante pequeñas,

comparadas con las variaciones con respecto a la posición. Por consiguiente, se puede considerar que el flujo obedece en todo instante a las relaciones correspondientes al flujo en equilibrio. Esta situación en la cual las variaciones de las condiciones respecto del tiempo son pequeñas en relación a las variaciones con respecto a la posición se llama estado de casi equilibrio.

La mayoría de las aproximaciones normalmente utilizadas en los problemas relacionados con los flujos hidráulicos, considera solamente una corriente en la cual la velocidad másica del flujo permanece constante de sección a sección a lo largo de toda la corriente. Sin embargo, con los motores de cohetes es frecuentemente necesario considerar situaciones en las cuales a la corriente se le añade constantemente material. Esta parte está destinado a la deducción de las principales relaciones que gobiernan la acción de los fluidos compresibles de masa variable.

En todas las consideraciones de los problemas de flujo, se supondrá que la velocidad del fluido a lo largo de los filetes que pasan por una sección recta, es la misma. Actualmente se ha encontrado que en las condiciones de flujo turbulento que prácticamente siempre existe en los motores de cohetes, la distribución de la velocidad en cualquier sección es casi uniforme, de modo que no se comete gran error al hacer la hipótesis antes mencionada. Se impondrá también que la dirección del recorrido de todo el material a lo largo a cualquier canal es esencialmente paralela al eje y que las propiedades del fluido en cada sección recta son uniformes en toda la sección.

2.3.2.34. Funciones de la tobera en un motor a reacción para cohetes. La tobera en un motor para cohete desempeña dos funciones esenciales. Una es restringir la velocidad de escape de los gases de la cámara de reacción para mantener la presión dentro de la cámara en un valor adecuado para la reacción del propulsor. La otra es la de cambiar la energía interna del gas propulsor en energía cinética de movimiento. Como el flujo de fluidos compresibles a través de toberas de alta velocidad ha sido investigado con algún detalle particularmente en lo que respecta

a turbinas a vapor y gas, no se desarrollan aquí todo el aspecto en lo que a su comportamiento se refiere solamente se consideraran aquellos aspectos que afectan su comportamiento como motor de los cohetes.

2.3.2.35. Área de la sección transversal recta de la tobera. Luego el área de la tobera debe disminuir o sea que la tobera a fin de aumentar la velocidad del fluido mientras esta es de la menor que la velocidad local del sonido. A velocidades mayores que la velocidad local del sonido, por el contrario, la tobera debe ser divergente. En el punto del área mínima de la tobera, o sección contraída la velocidad del gas es exactamente igual a la velocidad local del sonido. Es importante hacer notar volumétrico del fluido, sino que únicamente requieren que la evaluación sea esencialmente adiabática y sin fracción.

2.3.2.36. Forma de la tobera: Si bien los cálculos establecen el área de la sección recta de la tobera en función de la presión, ellos no la determinan en relación a la distancia a lo largo del eje de la tobera. La forma de la tobera esta generalmente gobernada por los requerimientos de que la aceleración a lo largo del eje debe ser completamente uniforme y que la convergencia y divergencia deben ser suficientemente graduales como para que el gas es no tenga una componente de la velocidad, normal al eje de la tobera, demasiado grande. Es obvio que cualquier componente de la velocidad perpendicular al eje del cohete, consume energía, pero no contribuye al empuje útil según el citado eje. Hasta ahora en las consideraciones de la balística interior de los cohetes se ha impuesto que el menor está lleno con un gas a presión constante de un extremo al otro y que su velocidad es despreciable. Pero en la realidad el grano propulsor ocupa una porción considerable del motor del cohete durante la mayor parte de la reacción y el gas es forzado a través del espacio remanente a considerable velocidad.

2.3.2.37. Requerimiento de los granos propulsores: Se ha visto que la función principal de un motor-cohete es desarrollar un impulso $F \cdot dt$ y que la forma de la curva $F = f(T)$ es de importancia secundaria. No obstante las características de combustión de los propulsores usados ponen limitaciones definidas a la forma de la curva $P = f(t)$ y por consiguiente a la de $F = f(t)$ se ha hecho notar que la presión de reacción de un motor-cohete aumenta considerablemente con la temperatura inicial de la pólvora, además la presión máxima desarrollada, en cada instante de la combustión, no debe exceder la presión de trabajo de seguridad del motor a la más alta temperatura en que el propulsor se encuentra en servicio. Por otro lado para mantener una combustión satisfactoria de la pólvora, la presión de reacción, a la temperatura de fuego más baja, no debe ser inferior un cierto límite. De estas consideraciones se infiere que la máxima zona de temperaturas dentro de las cuales el funcionamiento del motor es satisfactorio se obtiene cuando la presión máxima de reacción a una dada temperatura es tan baja como sea posible y la presión mínima de reacción a dicha temperatura sea tan alta como posible. Esta condición se obtiene cuando la presión de reacción permanece esencialmente constante durante el periodo de reacción.

Esta situación la modifica ligeramente el hecho de que los gases de la combustión calientan las paredes del motor lo suficiente como para disminuir su resistencia hacia el fin de la combustión y la presión máxima permitida es así entonces menor al final de la combustión que durante la primera parte de esta. Pero también se ha encontrado que la presión mínima la cual se debe obtener una combustión continua satisfactoria disminuye a medida que las paredes del motor se calientan y por lo tanto durante la última parte de la reacción dicha presión es menor que la necesaria para iniciar la combustión del grano. De acuerdo con estas dos consideraciones, las curvas de la presión en función del tiempo más deseable deben ser regresiva, es decir que la presión debe disminuir un poco desde el principio hasta el final de la combustión. La exacta cantidad que

debe ser regresiva para producir resultados óptimos en la o aplicación debe por lo común determinarse experimentalmente.

2.3.2.38. Granos tubulares: En los granos tubulares de longitud infinita o de longitud finita cuyas superficies de los extremos están inhibidos por la aplicación un material incombustible, como el aceptado e celulosa, la relación entre el área de combustión y la cantidad quemada es exactamente neutral. El área de combustión inicial de tales granos está dada por las siguientes ecuaciones donde L es la longitud del grano y D_o y D_i son su diámetro exterior y su interior respectivamente:

$$A_c = \pi \cdot L (D_o + D_i)$$

Cuando se ha quemado un espesor (x), el área de combustión es la misma en efecto es:

$$A_c = \pi \cdot L [(D_o - 2 x) + (D_i + 2 x)] = \pi \cdot L (D_o + D_i)$$

3.2.2.39. Granos macizos longitudinales: La forma tubular simple generalmente no se usa para motores de cohete de un solo grano porque este tiene que estar colocado en la recámara de tal manera que deje suficiente espacio para que los productos de la reacción fluyan de la superficie de combustión hacia la tobera. Los granos tubulares para lograr eso, tienen por lo general tres macizos longitudinales. A medida de la combustión avanza estos masivos se van quemando hasta que su tamaño es casi despreciable.

2.3.2.40. Granos con agujeros radiales. Es frecuentemente deseable proveer a los granos tubulares, particularmente a los de pólvora de combustión rápida, tales como los propulsores JP 0 JPN, de agujeros radiales que atraviesan la menor dimensión, a intervalos de aproximadamente 1 pulgada a lo largo del eje, con el fin de estabilizar la combustión. Cada agujero radial altera la el área total de combustión del grano debido a que se suma el área de combustión la superficie lateral del agujero y se resta la de sus extremos. Aunque la variación efectiva del área se puede determinar

con toda precisión mediante consideraciones geométricas, se han encontrado que el error que se comete calculando el área efectiva de un agujero radial como se estuviera practicando con el mismo diámetro, perpendicularmente a dos planos paralelos separados por una distancia igual al espesor del tubo, despreciable. Esta hipótesis conduce a la siguiente del área efectiva A_h de un agujero radial de diámetro inicial D_h cuando el grano se ha quemado un espesor (x).

$$A_h = \pi (D_h + 2x) [1/2 (D_o - D_i) - 2x] - 1/2 \cdot \pi (D_h + 2x)^2$$

2.3.2.41. Efectos finales. Cuando la combustión de las superficies de los extremos del grano no está inhibida, se introduce un efecto regresivo adicional que se muestra con la siguiente relación:

$$A_c = 1/4 \pi [(D_o - 2x)^2 - (D_i + 2x)^2] - \pi (D_o + D_i) x$$

$$A_c = \pi (D_o + D_i) [1/4 (D_o - D_i) - 2x]$$

Cuando el espesor quemado es igual a la mitad de la menor dimensión es: $x = \frac{D_o - D_i}{8}$

Y el área efectiva de cada extremo del grano es igual a cero: en consecuencia, en este punto medio de la reacción, el área total de combustión de un grano tubular no está afectada por la inhibición de las superficies de los extremos del grano. Sin embargo la no inhibición de estas superficies proporciona a principio de la combustión un área de combustión adicional igual al área de la sección recta del grano, mientras que al final de la combustión, la citada inhibición produce una disminución del área total de la combustión igual a la de la sección mencionada. Así se obtiene otro método de controlar la regresión del área de combustión ya que se puede inhibir una ninguna o las dos superficies extremas.

2.3.2.42. Diseño de Granos Tubulares. Al diseñar un grano tubular, para una dada aplicación, en general se especifican el impulso requerido y el diámetro del motor. En muchos casos se especifica también el tiempo de reacción ya sea como un máximo que no se debe exceder

o bien con un determinado valor. Como el impulso específico de la pólvora depende principalmente de su composición y no es muy afectado por alteraciones normales de las otras variables, el impulso total requerido fija aproximadamente el peso total del grano. La presión de funcionamiento y por consiguiente la velocidad de combustión a una dada temperatura, está en general bastante estrechamente limitada por la resistencia del tubo motor y por la zona especificada para el funcionamiento del proyectil. Por lo tanto, la limitación del tiempo de reacción impone una correspondiente limitación al espesor de la menor dimensión del grano. Una vez que se ha fijado el espesor de la menor dimensión, la única variable geométrica que queda es el diámetro medio del grano, el cual se puede variar para alterar la longitud total del grano. El exacto diámetro medio óptimo, para cada aplicación particular debe ser determinado por experiencia. Cuando se ha establecido el diámetro óptimo en la forma indicada, en base al peso calculado teóricamente para obtener el impulso exacto es generalmente necesario, ajustar otra vez el peso total del propulsor, en base a medidas experimentales. En algunos casos puede ser deseable poner en un motor de diámetro interior especificado, el máximo peso de propulsor sin considerar la longitud del motor o el tiempo de combustión. En tales casos es generalmente conveniente hacer el diámetro interior del grano tan pequeño como sea compatible con una razonable facilidad de manufactura. Después se debe ajustar el diámetro exterior hasta obtener el óptimo de la solución de compromiso de grano más corto posible con menos valor posible de K_i / K_m . Se ha encontrado que, cuando con una pólvora JPN se quiere tener una acción satisfactoria a una temperatura de fuego estático, superior a 140° F, es una buena regla de trabajo hacer el diámetro exterior tan grande como sea posible sin exceder un valor de 0.6; pero el óptimo exacto, debe ser determinado experimentalmente. Una vez que se han establecido las dimensiones más convenientes de la sección recta del grano se debe

determinar con pruebas de fuego, el peso máximo del propulsor compatible con un buen comportamiento a la temperatura inferior que se haya especificado.

2.3.2.43. Granos Cruciformes. En muchas aplicaciones, particularmente en cohetes disparados hacia adelante, desde aviones, es necesario que en motores de una dada sección recta se use un peso de propulsor mayor que el que se puede usar con un grano tubular cuyo funcionamiento a alta temperatura de fuego sea satisfactorio, para lo cual es necesario emplear granos de alguna otra forma. Una sección recta que se ha usado con mucho éxito es la cruciforme. Contrariamente al grano tubular, la función de área del grano cruciforme no es neutral ó ligeramente regresiva, sino que es fuertemente regresiva.

2.3.2.44. Control del área de combustión mediante la inhibición. Esa regresión del área de combustión se puede salvar inhibiendo parte de la superficie del grano. Si se inhiben todas las superficies periféricas de los cuatro brazos del grano cruciforme, el área de combustión en vez de ser regresiva, aumentará desde un valor inicial hasta un valor final mayor. Regulando fraccionadamente dicha superficie, se puede variar la función de área del grano o cualquier valor que se desee, entre los extremos de progresiva y regresiva.

2.3.2.45. Maneras o formas de Inhibir. Aunque resulta evidente que los granos cruciformes de seis libras del tipo antes mencionado, funcionan satisfactoriamente cuando se aplican tiras inhibidoras continuas a las superficies periféricas de dos brazos, se ha encontrado que cuando se usa el máximo de peso de pólvora permitido por la consideración de K_i , el modo de aplicar las tiras es muy importante. Se han investigado los siguientes modos de aplicar las tiras inhibidores a las superficies periféricas de los brazos, de modo de inhibir alrededor de la mitad de la superficie curva total.

- 1) Inhibir continuamente todo el ancho y toda la longitud de dos brazos opuestos.

- 2) Inhibir continuamente todo el ancho, pero solamente alrededor del 80% de la longitud de dos brazos opuestos.
- 3) Inhibir continuamente los cuatro brazos en toda su longitud, pero con tiras centrales cuyo ancho sea solamente la mitad de la superficie curva.
- 4) Inhibir continuamente los cuatro brazos en todo su ancho, pero únicamente en la mitad de su longitud más próxima a la tobera.
- 5) Inhibir secciones de los cuatro brazos con tiras separadas y arregladas en forma simétrica.
- 6) Inhibir secciones de los cuatro brazos con tiras separadas arregladas en forma helicoidal.

2.3.2.46. Granos Triformes. El grano triforme se propulsó como una alternativa del cruciforme para los motores de gran potencia pues parecía ofrecer ciertas ventajas. Cuando este grano está inhibido en toda la longitud de las superficies curvas de sus tres brazos, el área de combustión permanece constante durante toda la reacción y se esperaba que el uso de una faja inhibidora continua en cada brazo en vez de las tres separadas que requiere el cruciforme, daría lugar a que el grano tuviera una estructura más fuerte hacia el final de la combustión. Además el grano triforme se puede adaptar mejor a la producción en gran escala porque la tira continua se prestaría por sí misma a su aplicación mecánica más fácilmente que numerosas tiras cortas. Sin embargo, en pruebas de fuego estáticas este grano, inhibido en la forma indicada dio curvas de presión en función del tiempo, que, en lugar de ser neutras, fueron decididamente progresivas, presumiblemente debido al aumento de la velocidad de combustión durante la reacción.

La progresividad de los granos triformes hacia el fin de la combustión se puede eliminar proveyendo a los brazos, de canaletas, transversales antes de aplicarles los inhibidores.

2.3.2.47. Granos hexaformes. El primer grano que se desarrolló para reemplazar el grano tubular, fue un grano de sección recta hexaforme. Un grano cruciforme del mismo peso habría sido adecuado, excepto que hubiera sido demasiado largo para el espacio disponible para la carga, ya que los requerimientos respecto del tiempo de quemado, limita el espesor de la menor dimensión.

2.3.2.48. Granos octaformes. Para reemplazar los cuatro granos cruciformes corrientemente usados, se diseñó un solo grano octaforme.

2.3.2.49. Méritos comparativos de los granos tubulares y de los de combustión externa. La elección de un grano determinado para una aplicación particular depende de tantos factores que no se pueden formular reglas definidas.

La elección de un grano determinado para una aplicación particular depende de tantos factores que no se pueden formular reglas definidas.

Sin embargo, las consideraciones generales que se han encontrado aplicables se pueden resumir como sigue:

- 1) Un grano cruciforme permite usar en un motor de diámetro interior dado, un peso de propulsor mayor que cualquier otro grano.
- 2) La disminución del impulso con el aumento de la temperatura de fuego, es menor para los granos de combustión externa, tales como los cruciformes y hexaformes que para los tubulares, porque los granos de combustión externa están mejor soportados por la paredes del motor durante la última parte de la reacción.
- 3) Para aplicaciones especiales los granos de combustión exterior se pueden inhibir de modo que sean progresivos.
- 4) La manufactura de los granos tubulares es casi siempre más simple que la de los cruciformes, los cuales presentan problemas especiales de inhibición.

5) Cuando se desee la máxima densidad lineal sin que importe el tiempo de combustión se preferirá en general un grano tubular.

Los granos tubulares se preferirán entonces siempre que, en un motor de diámetro interior dado, sea posible obtener el peso de combustible conveniente sin exceder el límite de la razón de área interna o el de la longitud. En general los granos de este tipo se usan en motores cohetes de poco poder, tales como los de barraje o subcalibres de ejercicio. Pero cuando se quiere usar un mayor peso de pólvora, generalmente hay que elegir granos de combustión externa.

2.3.2.50. Cargas de granos simples para cohete roto-estabilizados. Al diseñar los granos para motores de cohetes roto estabilizados hay que considerar algunos factores especiales. En primer lugar, para que estos proyectiles sean estables durante el vuelo, deben ser relativamente cortos en relación a sus diámetros de modo que la longitud del grano está definitivamente limitada. En la práctica se ha encontrado que, a causa de esa limitación, la razón de área es casi siempre suficientemente pequeña como para ser considerada como de poca importancia; por lo tanto, el principal problema es en general el de obtener una densidad de carga lo suficientemente grande, para satisfacer los requisitos de balística exterior.

Todos los cohetes roto estabilizados actualmente en uso, tienen un anillo de pequeñas toberas que forman un ángulo con el eje del proyectil con el objeto de obtener la velocidad de rotación conveniente y estas toberas a causa del pequeño diámetro de su sección contraída están sujetas a un gran aumento relativo de su área, a causa de la erosión durante la combustión.

La erosión de las toberas altera mucho la forma de la curva de presiones en función del tiempo, aunque no parece que ella afecte perjudicialmente toda acción del motor cohete. En cambio, el efecto de la temperatura sobre el tiempo de reacción y sobre la aceleración media resulta en realidad disminuido porque la magnitud de la erosión es mayor, a mayor temperatura de fuego.

Para los motores de este tipo, la máxima presión de seguridad de trabajo es mucho menor al final que al principio de la reacción, porque durante la combustión, las tensiones centrífugas en las paredes aumentan continuamente con la rotación del proyectil y por consiguiente disminuye el esfuerzo permisible debido a la presión interna. Cerca del final de la combustión, la rotación del proyectil somete al grano a severos esfuerzos, los cuales a veces originan la dispersión de los gases con la consiguiente falla del motor. Aunque es poco lo que se sabe definitivamente con respecto a la naturaleza de estos esfuerzos, parece que el único factor limitativo es la resistencia del grano a la tracción.

2.3.2.51. Cargas con granos múltiples. Las cargas de granos múltiples consistentes de varios granos pequeños montados paralelamente ofrecen algunas ventajas en casos particulares. En los cohetes roto-estabilizados las cargas de grano múltiples son en general menos convenientes que las de un solo grano porque a causa de sus características geométricas, para un dado peso de pólvora la razón de área es mucho más grande.

La menor dimensión de la carga de granos múltiples, posibilita una duración de combustión corta y, por lo tanto, mejora la precisión del tiro.

2.3.2.52. Inestabilidad de la combustión en los granos tubulares. Superficialmente parece que el grano tubular simple, es la forma casi ideal para granos propulsores. Cuando este grano no está inhibido en ninguna parte, la razón del área de combustión al espesor quemado, es casi constante. Sin embargo, se ha encontrado que las curvas de presión en función del tiempo que se han obtenido con tales granos tubulares, con la mayoría de las pólvoras, son mucho más irregulares que lo que sería de espesar por consideraciones geométricas.

Cuando se dispara un grano sin perforar, en condiciones similares, se obtiene una curva de presión en función del tiempo que es uniforme y de la forma que es dable esperar. Por otra parte, si se

inhibe la superficie lateral exterior de un grano tubular, de modo que la combustión sólo se efectúe en la perforación, la correspondiente curva de presiones en función del tiempo es muy irregular y está caracterizada por máximos secundarios. Otra evidencia de que la perforación central es la causa de la combustión inestable, la constituyen los resultados de las pruebas de combustión parcial. Cuando se disparan granos tubulares simples bajo condiciones normales y se interrumpe la combustión poco después de haberse producido los máximos secundarios, se observa que algunos granos tienen grietas longitudinales y partes de la superficie interior de los granos que se seccionan para ser examinados son irregulares y están arrugadas; en cambio la superficie exterior permanece lisa. La aparición del máximo secundario en la curva de presión en función del tiempo y la de las irregularidades en la superficie interior del grano están también acompañadas de un aumento anormal de la velocidad de combustible.

2.3.2.53. Estabilización de la combustión con agujeros radiales. Con métodos enteramente empíricos se ha encontrado que existen numerosos artificios que se puede usar para estabilizar la combustión en la perforación central de los granos tubulares. La más común es practicar agujeros radiales a intervalos, a lo largo del eje que abarquen todo el espesor del grano. Como los taladros radiales tienen un efecto regresivo sobre el área de combustión, conviene evitar el uso de demasiados taladros, a fin de evitar una excesiva regresión en la curva de presión en función del tiempo. A pesar de estas incertidumbres con respecto al espaciado crítico de los agujeros radiales, se ha encontrado que se pueden aplicar los siguientes principios generales.

- 1) El efecto estabilizador de dos o más agujeros a 90° en un mismo plano no es mayor que el de un solo agujero en ese plano.
- 2) El efecto estabilizador de un agujero disminuye ligeramente, si su diámetro es muy pequeño en relación al diámetro interior del grano. Sin embargo, no se aumenta el efecto

estabilizador de un agujero radial aumentando su diámetro más allá de 0.4 veces el diámetro de la perforación axial.

3) El espaciado crítico de los agujeros es casi independiente de la menor dimensión del grano y de su diámetro interior, aunque en algunos casos se puede aumentar ligeramente el espacio entre agujeros radiales, cuando se aumenta el diámetro de los mismos.

4) El espacio crítico entre los agujeros radiales es función de la composición de la pólvora y aumenta con el calor de explosión y la disminución de la velocidad de combustión, tal como lo evidencia la tabla 9.1. Parece que las pólvoras de combustión muy lenta no requieren agujeros radiales.

5) La posición radial de los agujeros no tiene importancia en lo que respecta a su efecto estabilizador, pero en general se evita colocarlos en una sola línea recta porque una disposición radial disimétrica podría afectar adversamente la balística exterior del cohete.

2.3.2.54. Estabilización con varillas axiales no combustibles. En ausencia de los agujeros radiales se puede conseguir la estabilidad de combustión montando una varilla de material incombustible en el centro del agujero longitudinal del grano.

2.3.2.55. Estabilización con perforaciones axiales no circulares. Un tercer método para estabilizar la reacción de los granos, es hacer la perforación axial de sección no circular. El problema consiste en desarrollar una forma que permanezca tan no circular como sea posible hasta el fin de la combustión, sin que ello produzca una pérdida excesiva de propulsor en forma de astillas.

2.3.2.56. Ignición. En un motor de cohete el encendedor debe desempeñar dos importantes funciones. Una, calentar el grano hasta su temperatura de ignición, la otra aumentar la presión en la recámara hasta el punto en que la reacción de la pólvora se efectúa satisfactoriamente. El

encendedor debe cumplir estas dos funciones con un retardo corto y reproducible, pero sin crear en el motor del cohete presiones indebidamente elevadas o someter el grano a esfuerzos excesivos. En todos los motores de cohetes actuales la ignición es en general eléctrica porque la ubicación del encendedor es tal que un método de percusión sería indebidamente complicado.

2.3.2.57. Material del encendedor (iniciador). Puesto que el encendedor debe llenar la función de calentar la superficie del grano hasta su temperatura de ignición, se deduce que los productos de la reacción de la carga encendedora (iniciadora) principal, deben tener propiedades que faciliten la transferencia de calor al propulsor sólido. A las temperaturas que se producen, la transferencia de energía por radiación es de importancia considerable, luego para obtener una ignición rápida es conveniente que la sustancia encendedora reacciones produciendo una cantidad apreciable de productos sólidos pues la radiación de los gases es relativamente pequeña. Al mismo tiempo es, sin embargo, conveniente que algunos de los productos de la reacción sean gaseosos a fin de que la presión en el motor del cohete aumente rápidamente hasta un valor satisfactorio. Además, la sustancia encendedora debe ser suficientemente estable como para que funcione satisfactoriamente después de un largo almacenamiento y debe ser lo suficientemente reactiva, como para que encienda fácilmente con la pequeña cantidad de energía liberada. Generalmente se adopta para llenar estos requisitos la (**pólvora negra**), la cual es fácil de obtener y se la conoce muy bien por haber sido fabricada desde hace ya muchos años.

También se usa una mezcla de metal reactivo, como el magnesio o aluminio y una sal oxidante como el perclorato de potasio. Con una mezcla de metal oxidante se pueden obtener menores retardos de ignición que los que se obtienen con la pólvora negra.

2.3.2.58. Esfuerzos en el grano. En un motor cohete el grano propulsor está sometido, durante la reacción, a esfuerzos producidos por las variaciones de la presión a lo largo del grano,

por el flujo de gases exterior al grano y por la aceleración del cohete. La combinación de estas fuerzas da lugar a un esfuerzo de compresión aplicado según el eje del grano, esfuerzo que es máximo en las proximidades del extremo de tobera. Bajo estas condiciones, el modo más obvio en que se puede producir la falla física del grano es el de la simple compresión. Pero la experiencia indica que esta falla no ocurre. La observación de los fragmentos de pólvora recobrados de los motores que han estallado, indica que la falla ocurre, mucho antes de que se produzcan deformaciones de esta magnitud.

Hacia el final de la combustión, el esfuerzo axial que soporta el grano es mucho menor que la resistencia a la rotura de la pólvora por compresión, y la expansión lateral del grano es tan pequeña que su efecto sobre la balística interior del tiro no es importante. Sin embargo, con granos largos del tipo generalmente usado en los cohetes roto-estabilizados el espesor disminuye progresivamente durante la combustión, hasta que se llega a un punto en el cual el grano puede romperse por pandeo, como una columna, bajo un esfuerzo axial relativamente pequeño.

Desde el punto de vista de la resistencia física, uno de los factores más importantes en la determinación de las cualidades de una pólvora es el módulo de elasticidad, pues tanto la falla de un grano al principio de la combustión como la falla de un grano al pandeo al final de la combustión son función principalmente de este módulo. La resistencia a la rotura por compresión es importante únicamente en regiones de gran carga local.

El módulo de elasticidad de todas las pólvoras de base doble es suficientemente grande como para soportar los esfuerzos relativamente pequeños producidos por el fuego a bajas temperaturas; pero estas pólvoras, análogamente a lo que ocurre con los materiales plásticos, son frágiles a esas temperaturas y están entonces sujetas a fallas de otra clase.

Las pruebas de combustión parcial han demostrado que tales anomalías son atribuibles a las roturas de los granos al empezar la combustión. Las fracturas se producen a lo largo de una superficie aproximadamente plana, generalmente paralela al eje del grano. En todos los casos se observó que la mayor parte de la superficie fracturada tenía la apariencia característica de las fracturas por fragilidad, pero se observó también que casi siempre había una región ligeramente picada o carcomida indicadora de figuras internas o de falta de homogeneidad de la pólvora.

Las fallas se pueden deber, entonces, en parte a las altas presiones que se desarrollan cuando la combustión confinada se efectúa con defectos internos, como los observados durante las pruebas de combustión parcial. Estos defectos pueden también conducir a una concentración anormal de los esfuerzos usuales durante la ignición.

2.3.2.59. Propiedades físicas convenientes. En base a la discusión de antecedentes se puedan hacer las siguientes generalizaciones respecto de las propiedades físicas convenientes para una pólvora.

- a) La pólvora debe tener una razonable resistencia a la rotura por compresión, a todas las temperaturas de fuego que se usan. No obstante, esta resistencia es menos importante que el módulo de elasticidad.
- b) El módulo de elasticidad debe ser lo más grande posible, sin sacrificar otras propiedades convenientes.
- c) Con el fin de disminuir la distorsión del grano al iniciar la combustión conviene que el coeficiente de Poisson sea pequeño; pero sólo se pueden esperar pequeñas mejoras porque para materiales similares el valor de este coeficiente no difiere grandemente para materiales similares.

2.3.2.60. Granos que se queman por los extremos. Estos granos están en general constituidos de barras sólidas de forma cilíndrica, inhibidas en toda su superficie lateral y algunas veces también en uno de sus extremos, de modo que la combustión se efectúa únicamente en la superficie plana, no inhibida. La distancia quemable depende entonces únicamente de la longitud del grano. La citada distancia está limitada únicamente por otras consideraciones mecánicas.

Para restringir la combustión al extremo o a los extremos deseados hay que aplicar a toda la superficie lateral y al extremo que se quiere inhibir, un material inhibidor apropiado. En contraste con la de un grano que se quema radialmente, tal como el cruce, la superficie inhibida de tal grano es muy grande comparada con la superficie expuesta a la combustión. Por consiguiente, la calidad del inhibidor es más crítica, porque cualquier falla se traduce en un aumento mucho más grande de la superficie de combustión. Además, el inhibidor debe permanecer efectivo durante un tiempo muchas veces más grande que en el caso del grano cruciforme. Por otro lado, en un motor con este tipo de grano las condiciones pueden ser tales que el flujo de gas sobre las superficies inhibidas sea pequeño, y que en consecuencia la transferencia de calor al inhibidor es mucho menor que en los granos que se queman radialmente. Los revestimientos inhibidores más satisfactorios son los termoplásticos a base de celulosa, cuya naturaleza química y cuyas propiedades físicas son semejantes a las de las pólvoras de base doble. El método más satisfactorio es el de envolver la superficie cilíndrica del grano con sucesivas capas de láminas de celulosa de 0.005 de pulgada de espesor uniendo estas capas entre sí y con la pólvora mediante un solvente como la acetona o la metilcelulosa. Después de haber envuelto y secado el grano se le maquinan los extremos de modo que sus superficies planas queden lisas. Si hay que inhibir uno de los extremos, se le puede pegar fácilmente, a su superficie plana, una hoja de acetato de celulosa.

El volumen libre en estos casos, de la recámara, es tal que los gases emplean más tiempo en llegar a la tobera del que emplean en los motores que usan granos de combustión radial. Como consecuencia la temperatura de los gases próximos a la tobera es apreciablemente menor que la de la combustión adiabática. A causa del gran tiempo de reacción de las cargas compuestas de granos que se queman axialmente, los problemas de calentamiento con un poco distintos de los que se representaron al estudiar los granos de combustión radial.

Es necesario usar líquido refrigerador para la recámara, siempre que el espesor de sus paredes sea menor de 0.5". Las paredes de mayor espesor tienen suficiente capacidad calórica para mantenerse a temperaturas satisfactoriamente bajas durante periodos de reacción hasta de 20 s., pero para periodos más largos requieren enfriamiento. Con pólvoras frías, el calentamiento de las paredes no constituye un problema serio y, en general, no es necesario usar líquido refrigerante.

Martínez D.J.20ava.ed. Balística interior. Buenos Aires. Argentina. Ed. Escuela Naval militar 2010.El respaldo teórico está basado en las disciplinas de la Ingeniería Industrial, Ingeniería Mecánica, Ingeniería Aeroespacial, Ingeniería ambiental, ingeniería agroalimentaria y otras ramas afines de la Ingeniería Industrial, en concordancia con el tema motivo de esta Tesis de Doctorado, asimismo se revisó la literatura correspondiente existente a nivel mundial como son:

2.4. Estado del arte de como producir lluvias artificiales.

2.4.1. La producción de lluvias artificiales.

La lluvia puede resultar molesta. Nos moja, nos pone tristes y puede arruinar días señalados. De hecho no es ninguna casualidad que existan empresas que cobren por asegurarse de que no lloverá el día de tu boda. Pero **si hay algo peor que la lluvia es la falta de ella**, y por eso cada vez hay más países que invierten dinero en la siembra de nubes. Aunque pueda parecer algo sacado de un libro de ciencia ficción, lo cierto es que **llevamos más de cincuenta años sembrando**

nubes y haciendo que llueva o nieve en determinados lugares de forma artificial. Hay muchas empresas y gobiernos invirtiendo dinero para desarrollar diferentes técnicas para conseguirlo, aunque todas ellas tienen un origen común.

2.4.2. ¿Quiénes pueden querer que llueva?

Figura 35

Suelo reseco después de mucho tiempo sin lluvias



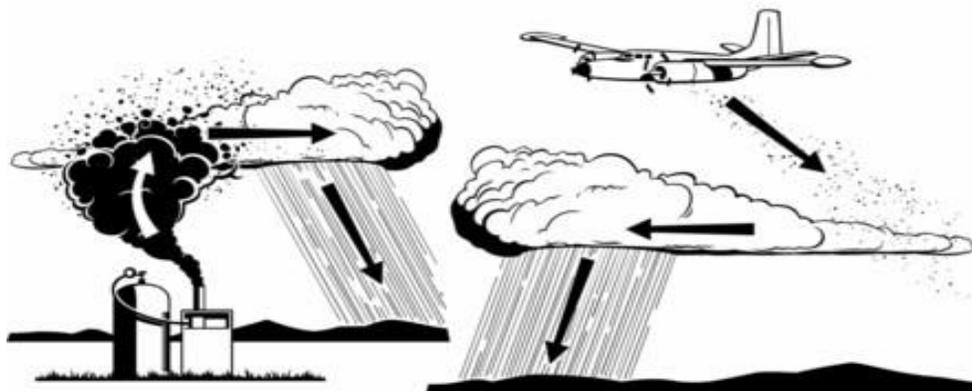
¿Pero para qué hacer que llueva? **Las razones son de lo más variadas**, desde políticos que quieren que parezca que están ayudando más a los agricultores hasta la lucha contra incendios o las evidentes necesidades de aquellas zonas del mundo que sufren continuas sequías que están dejando en la miseria a miles de personas. En julio de 1946, el químico y meteorólogo norteamericano Vincent Schaefer fue **el primero en conseguir producir nieve artificial**. Lo hizo metiendo hielo seco (CO₂ en fase sólida) en una nevera para provocar un descenso de la temperatura, pero se dio cuenta de que el agua enfriada presente en el aire estaba formando nubes de cristales de hielo. Poco después desarrolló su técnica y también fue capaz de hacer que lloviese al aire libre. Desde entonces se han creado hasta un centenar de empresas privadas alrededor del

mundo que viven de la modificación del clima. También están utilizando estas técnicas gobiernos como el chino, que **cosecha nubes en 22 de sus 23 provincias** tanto para combatir la polución en las grandes ciudades como para mejorar las lluvias para la agricultura. Años atrás hubo varios debates sobre si hacer que llueva en una ciudad era robarle la lluvia a otra a la que se dirigía esa nube, pero a día de hoy meteorólogos como el norteamericano Dave Reynolds lo tienen claro: "Las nubes se regeneran continuamente, y se desprenden sólo de una porción de su humedad cuando llueve". Traducido a un lenguaje llano, eso quiere decir que provocar precipitaciones **no hace que llueva menos en otros lugares**, sino que llueva más en varios sitios.

2.4.3. *¿Cómo se puede hacer llover?*

Figura 36

Esquemas de como producir lluvias artificiales.



Dependiendo del clima y del lugar hay varias maneras diferentes para realizar la siembra de nubes. Las más comunes son en las que se utilizan sustancias como el yoduro de plata, o en las que se usa hielo seco o dióxido de carbono congelado. Para que tenga eficacia **es necesario que**

la nube contenga agua sobre enfriada o en estado líquido por debajo de cero grados. La sustancia como el yoduro de plata tiene una estructura en forma de cristal parecida a la del hielo, y actúa provocando **una nucleación de cristales de hielo a partir de esas gotas de agua**. Utilizando hielo seco no hace falta que exista agua por ser un material que, al expandirse, enfría el aire hasta crear hielo a partir del vapor. Aun así, sí que es necesario que haya si lo que queremos es que esos cristales de hielo crezcan tanto como para crear precipitaciones. Estas técnicas preocupan a algunas personas porque el yoduro de plata en grandes concentraciones puede ser perjudicial para la salud. Pero estudios realizados en Estados Unidos han determinado que la cantidad de este compuesto en los copos de nieve creados de forma artificial **es tan pequeña que resulta prácticamente indetectable**. De hecho, se han detectado mayores cantidades en sitios en los que ni siquiera se han utilizado técnicas de cosechado de nubes.

Figura 37

Se pueden sembrar nubes utilizando sal común



En algunas otras zonas más cálidas como La India está ganando en popularidad el realizar la siembra de nubes **utilizando materiales higroscópicos como la sal**. Las moléculas de agua son atraídas por la sal, por lo que sirve para atraerlas, unir las y crear con ellas gotas de agua. Los

empresarios que se dedican a este tipo de actividades advierten de que sus técnicas no son un Santo Grial que puedan provocar lluvia de la nada, e insisten en que "es tan difícil saber si vas a poder provocar que llueva como predecir el clima", ya que **nunca hay dos nubes iguales**. También está el problema de que hace falta que haya nubes, aunque ya se está trabajando en sistemas capaces de crear nubes de lluvia mediante

China provoca lluvia artificial para aliviar la sequía en el noreste del país
Contra la sequía
Voluntarios de una empresa eléctrica local riegan un campo seco en Huaibei, China. La peor sequía que sufre China en 60 años ha elevado de forma alarmante el precio de cereales como el trigo, que ya registró récords de precios por la inflación en 2010. (LU JIAN / EFE) China sufre su peor sequía en más de 60 años. Se usan aviones o cohetes que vierten en las nubes sustancias como el yoduro de plata, que aceleran las precipitaciones. Se teme escasez de alimentos básicos como cereales de trigo, cebada o maíz. ECO Actividad social ¿Qué es esto? 77 % +1 EFE. 26.08.2014 - 08:44h Las autoridades del noreste de China, que sufre su peor sequía en más de 60 años, han decidido recurrir a la lluvia artificial mediante el "bombardero" de nubes con productos químicos, para intentar aliviar la situación que hace temer grandes problemas alimentarios e inflación debido a las malas cosechas. Este método es frecuentemente usado en China en caso de incendios y sequías. La provincia de Liaoning, una de las más afectadas, recibió las primeras lluvias en mucho tiempo el pasado fin de semana, y éstas continuaron este lunes informó hoy la agencia oficial Xinhua. Para provocar la lluvia se usan aviones o cohetes que vierten en las nubes sustancias condensadoras como el yoduro de plata, lo que acelera las precipitaciones, un método usado frecuentemente en China en caso de incendios y sequías. Mediante este sistema se consiguió que cayeran en los pasados días 360 millones de metros cúbicos de agua en las zonas más afectadas por la sequía, especialmente en las inmediaciones de la ciudad de Chaoyang. Al menos 4,39 millones de

hectáreas de campos de cultivo (unos 44.000 kilómetros cuadrados, equivalente al área total de República Dominicana) sufren la sequía, que afecta a 2,35 millones de personas. Sólo en Henan, una de las provincias más pobladas de China, se calculan unas pérdidas provisionales de 1.180 millones de dólares. Muchas de las zonas son principales centros de producción nacional de cereales como trigo, cebada o maíz, lo que hace temer escasez de estos alimentos básicos y que aumente su precio en los próximos meses, lo cual podría disparar la inflación. **Beijing to keep skies clear on games Opening day.BOCOG, 2007.**

2.4.4. Distintas alternativas en el mundo para generar lluvias artificiales.

La sequía en algunos lugares ha obligado a buscar fórmulas para hacer llover de manera artificial, como inyectar energía en las nubes o el lanzamiento de bengalas de yoduro de plata. En Chile, uno de estos métodos comenzó a implementarse hace poco en Atacama y Coquimbo.

Figura 38

Preparando una avioneta comercial para el lanzamiento de bengalas de Yoduro de plata.



La grave falta de precipitaciones que afecta al norte grande de nuestro país ha obligado al ministerio de Agricultura a intervenir las nubes para generar lluvia artificial. Este consiste en la inyección de yoduro de plata, lo que, en el caso de las regiones de Atacama y Coquimbo, permitirá generar precipitaciones artificiales y eventualmente podría aumentar entre un 10 y un 20% las precipitaciones o la nieve, según sea el caso. La decisión de algunos países de intervenir el clima siempre ha desatado controversia, incluso en 1978 la ONU prohibió que los países realicen un control meteorológico, ya que en Vietnam -por ejemplo- hacían llover incesantemente en zonas de conflicto para provocar inundaciones. Esta normativa se encuentra vigente desde 1980 para prevenir que el clima pueda ser manipulado para fines militares.

a. Sembrar las nubes.

El método clásico para generar lluvias es el que se utilizará en cuatro regiones de nuestro país, que consiste en “bombardear” las nubes con cristales de yoduro de plata. Esta estimulación de precipitaciones interviene el ciclo de agua, lo que aumenta los núcleos de condensación al interior de la nube. Para esto se puede utilizar aviones o dispositivos terrestres.

b. Inyectar energía a las nubes.

En las Islas Canarias, de España, existe un microclima muy particular. Un tipo de viento denominado Alisios “rompen” todo tipo de nubes y, en consecuencia, no permiten las precipitaciones. Para revertir esta situación, el servicio meteorológico de la isla utiliza sal para darle mayor fuerza a las nubes y puedan superar la fuerza del viento. Por esta razón, un radar de meteorología monitorea las nubes que pueden generar lluvia y cuando las encuentran, envían un avión que al ingresar a la nube dispersa la sal y permite que este continúe su viaje hacia la isla, generando las vitales precipitaciones.

c. La incógnita Suiza

La empresa suiza Meteo Systems asegura que las inusuales lluvias que cayeron sobre el desértico emirato de Abu Dhabi durante el 2010, país desértico del Medio Oriente, fueron gracias a una máquina creada por ellos y que es capaz de generar precipitaciones. Si bien no existe ninguna prueba oficial de este mecanismo, la empresa asegura haber causado más de 50 tormentas en el desierto. Esta máquina utilizaría torres de diez metro de altura que lanzan ionizadores, lo que permiten emitir partículas cargadas negativamente hacia la atmósfera. Para que esto funcione, la humedad del lugar debe superar el 30%, ya que estos iones atraerían polvo, lo que a su vez atrae partículas de agua, formando nubes y lluvia. De todas formas, la comunidad científica niega que sea posible desarrollar este tipo de tecnología y atribuye las precipitaciones del emirato a la humedad del mar.

d. El caso argentino.

En Mendoza se invierten cerca de 2 millones de dólares al año para en tecnología de punta para controlar el clima y proteger los campos. A diferencia de los lugares con sequía, en Argentina utilizan el convertir el yoduro de plata para prevenir el granizo y convertirlo en lluvia. Para esto, disparan bengalas con yoduro de plata (o bombardean con aviones) cuando se detectan nubes que podrían dejar caer granizo. De todas formas, si la tormenta es de gran magnitud, es imposible transformar el granizo o la nieve en lluvia. Según estimaciones de la Dirección de Agricultura y Contingencias Climáticas, este sistema ha permitido disminuir en un 33% los daños a los cultivos producidos por el clima.⁵⁴ Escuadrón de reconocimiento del tiempo llevando a cabo la operación “Hacer barro, no la guerra”, Julio 2009.

2.4.5. China invierte millones para provocar lluvias artificiales y paliar la sequía.

Figura 39

El Gobierno chino desembolso 155 millones de euros para la construcción de cuatro aviones especiales para el sembrado de yoduro de plata para producir lluvias artificiales



Esta medida ya se utilizó en los juegos Olímpicos de Pekín (JJOO de Pekín) para limpiar el aire de los nubarrones. En China, que sufre problemas relacionados con la escasez de agua de manera recurrente, las autoridades acaban de aprobar uno de los mayores programas de modificación meteorológica de su historia, un plan con el que esperan generar de manera artificial lluvia para paliar la **sequía** que azota a las áridas regiones noroccidentales del país. Para lograrlo, la **Comisión Nacional de Desarrollo y Reforma** desembolsará 1.150 millones de yuanes (155 millones de euros) en la construcción de cuatro aviones, la puesta a punto de otros ocho y el desarrollo de 897 sistemas de lanzamiento de cohetes y 1.850 dispositivos de control. Todo ello,

con un solo fin: el de "sembrar nubes" en los cielos y actuar sobre ellas, de manera que se den las condiciones necesarias para que produzcan las tan ansiadas lluvias. El proyecto responde a un estudio realizado por la **Administración Meteorológica de China**, que determinó que las precipitaciones de agua y nieve podrían aumentar en un área de 960.000 km² (el 10% del territorio chino) si se hicieran las inversiones propuestas. Esta extensión abarca las provincias de Gansu, Qinghai, Ningxia y Xinjiang, hogar de los mayores desiertos del país, en los que habitualmente llueve poco y el clima es caliente y seco en verano y muy frío en invierno. Con menos del 7% de las reservas globales de agua del mundo y una demanda que no para de crecer alimentada por el **desarrollo económico** y el crecimiento de su población, hace tiempo que las autoridades apostaron por echar mano de **métodos artificiales** para influir en su meteorología. Para ello recurren desde hace años al "sembrado de nubes", que consiste en el lanzamiento al cielo mediante cohetes o aviones de productos químicos como el **yoduro de plata**, **sal** o el **hielo seco** (dióxido de carbono congelado), unas sustancias catalíticas que al impactar con las nubes provocan una reacción que acelera la liberación de hidrógeno, el cual entra en contacto con el oxígeno y forma agua para que llueva. En el gigante asiático, además de para paliar sequías, el uso de esta tecnología se ha vuelto con los años cada vez más frecuente para otros propósitos, como mejorar el clima para grandes eventos públicos, enfriar el aire caliente en verano o tratar de "limpiar" la espesa y sucia capa de contaminación que cubre a muchas ciudades. Es lo que hizo Pekín en 2008, cuando disparó 1.100 cohetes con yoduro de plata para limpiar los cielos de la capital cuando allí se celebraron los **Juegos Olímpicos**; o en septiembre de 2009, cuando 18 aviones del **Ejército Popular de Liberación** volaron sobre la ciudad para esparcir este catalizador y forzar precipitaciones el día previo al desfile conmemorativo del 60º aniversario de la fundación de la República Popular de China. De hecho, en 2011, tan solo una región del país gastó 150 millones de dólares en un

programa destinado a crear precipitaciones artificiales, una cifra que contrasta con los 15 millones de dólares que gastó ese año Estados Unidos en todo su territorio. Dos años después, las autoridades chinas estimaron que cada año se producían unos 50.000 millones de metros cúbicos de lluvia por **medios**. Aunque la siembra de nubes es percibida como una práctica relativamente segura y que no despierta la controversia de otros proyectos ejecutados en tierra -como las grandes presas en los ríos principales-, lo cierto es que existen dudas sobre qué pasa con esos químicos lanzados al aire una vez se dispersan o si son realmente eficaces y provocan lluvias o estas son naturales. "La pregunta siempre es, 'si no lo hubiera hecho, ¿habría llovido de todos modos?'" , señaló al respecto Alan Robock, profesor de geofísica en la **Universidad de Rutgers**, a Business Insider. Sin embargo, por ahora China parece estar bastante segura de las virtudes de esta tecnología, hasta el punto de que el **Ministerio de Finanzas** ya anunció el año pasado que pretende lograr más de 60.000 millones de metros cúbicos de agua adicional cada año de aquí a 2020.

2.4.6 La idea de la siembra de nubes.

Figura 40

La siembra de nubes puede ser hecha por generadores en tierra, aviones, o cohetes (este último no se muestra en la imagen y es el motivo de la investigación de esta tesis).



La **siembra de nubes** es una forma de manipulación del clima procurando cambiar la cantidad o el tipo de precipitación que cae de las nubes mediante la dispersión de sustancias en el aire.

2.4.7 Cómo funciona la siembra de nubes.

Figura 41

Generador de Yoduro de plata



Las sustancias más comunes utilizadas para la siembra de nubes son el yoduro de plata y el hielo seco (dióxido de carbono congelado). La expansión de propano líquido en gas también se ha utilizado y puede producir cristales de hielo a temperaturas más cálidas que el yoduro de plata. El uso de materiales higroscópicos, tales como la sal, está aumentando en popularidad debido a algunos resultados de investigación prometedores. La siembra de nubes requiere que éstas contengan agua líquida sobre enfriada, es decir, en estado líquido por debajo de cero grados Celsius. La introducción de una sustancia como el yoduro de plata, que tiene una estructura cristalina similar a la del hielo, induce la congelación a través de la nucleación de cristales de hielo. El hielo seco o propano al expandirse enfrían el aire hasta tal punto que los cristales de hielo se nuclean espontáneamente desde la fase de vapor. Por lo tanto, a diferencia de la siembra con

yoduro de plata, esta nucleación no requiere de gotas o partículas existentes, ya que se produce una muy alta sobresaturación cerca de la sustancia de la siembra. Sin embargo, las gotas de agua existentes son necesarias para que los cristales de hielo se conviertan en partículas suficientemente grandes como para generar precipitaciones. En latitudes medias, la estrategia se ha basado en el hecho de que la presión de vapor de equilibrio es menor sobre el hielo que sobre el agua. Cuando las partículas de hielo se forman en nubes sobre enfriadas, pueden crecer a expensas de las gotas de líquido. Si hay crecimiento suficiente, las partículas se vuelven lo suficientemente pesadas como para caer en forma de nieve (o, si se fusionan, en forma de lluvia). De otro modo no producen precipitación. Este proceso se conoce como “siembra estática”. La siembra en nubes convectivas de estación cálida o tropical (cumulonimbus) trata de aprovechar el calor latente liberado por la congelación. Esta estrategia de siembra “dinámica” supone que el calor latente adicional añade flotabilidad, fortalece las corrientes de aire, garantiza más bajo nivel de convergencia, y en última instancia, causa el crecimiento rápido de las nubes seleccionadas adecuadamente. Los productos químicos pueden ser dispersados por las aeronaves (como en el segundo gráfico) o por dispositivos de dispersión desde el suelo (generadores, como en la primera figura). Para ser liberado por una aeronave, se enciende una bengala de yoduro de plata y se dispersa mientras la aeronave atraviesa la nube. Cuando se liberan por medio de dispositivos en el suelo, las partículas finas se dispersan en dirección del viento y hacia arriba, mediante corrientes de aire ascendente.

2.4.8 Eficacia de la siembra de nubes.

En referencia a los experimentos de modificación del clima de 1903, 1915, 1919, 1944 y 1947, la Federación Australiana de Meteorología había descartado la posibilidad de crear lluvia. En la década de 1950 la División de Radiofísica de la CSIRO se volcó a investigación de la física de las nubes y esperaba comprender mejor estos procesos para 1957. En la década de 1960 el sueño

de hacer llover había desaparecido sólo para resurgir luego de la formación del Plan Snowy Mountains como una corporación, a fin de lograr una cantidad de agua “por encima de la meta”. Esto proporcionaría una mayor generación de energía, beneficiando a los organismos públicos, que eran sus principales propietarios. Un desafío clave es discernir cuánta precipitación habría ocurrido si las nubes no se hubieran sembrado. En general, hay acuerdo en que, en invierno, la siembra de nubes sobre las montañas producirá nevadas, expresadas por las organizaciones profesionales.¹ No hay evidencia estadística de un aumento estacional de precipitaciones de alrededor de 10 % con la siembra de invierno. La Organización Meteorológica Mundial ha indicado que la siembra de nubes produce resultados positivos en muchos casos, pero que depende de muchos factores como la especificidad de las nubes, velocidad y dirección del viento, el terreno, etc. El gobierno de Estados Unidos, a través de su Centro Nacional de Investigación Atmosférica, ha analizado nubes sembradas y no sembradas para comprender las diferencias entre ellas, y ha llevado a cabo la siembra de investigación en otros países. Hubo siembra de nubes durante los Juegos Olímpicos de verano de 2008 en Pekín para evitar la lluvia durante la ceremonia de apertura,² aunque algunos objetan estas versiones.

2.4.9 Impacto sobre el medio ambiente y la salud.

Con una clasificación azul 2 (NFPA 704), el yoduro de plata puede causar incapacidad temporal o posibles daños residuales a los seres humanos y mamíferos, con una exposición intensa o continua, pero no daños crónicos. Sin embargo, ha habido varios estudios detallados ecológicos que mostraron un impacto insignificante en medio ambiente y la salud. La toxicidad de los compuestos de plata ha demostrado ser de bajo orden en algunos estudios. Estos hallazgos probablemente son resultado de las pequeñas cantidades de plata que genera la siembra de nubes, que son 100 veces menores que emisiones de la industria a la atmósfera en muchas partes del

mundo, o la exposición individual en empastes dentales.⁷ La acumulación en el suelo, la vegetación y el escurrimiento superficial no es suficiente como para medir sobre el medio ambiente. La siembra de nubes sobre el Parque nacional Kosciuszko es problemática porque hubo varios cambios rápidos de la legislación ambiental para permitirlo. Los ambientalistas están preocupados por la captación de plata elemental en un entorno altamente sensible que afecta a la comadreja pigmea entre otras especies, así como las recientes floraciones de algas en los lagos glaciares, que antes no ocurrían. Unos 50 años de investigación y análisis por el ex *Snowy Mountains Authority* llevó a la cesación de la siembra de nubes programada en la década de 1950 con resultados definitivos. Anteriormente, la siembra de nubes había sido rechazada en Australia por motivos ambientales debido a las preocupaciones sobre las especies protegidas. Como el yoduro de plata, y no la plata elemental, es el material de siembra de nubes, las reivindicaciones de los efectos ambientales negativos de la plata son cuestionadas por investigaciones evaluadas por expertos de la Asociación de Modificación del Clima

2.4.10 Historia de la producción de lluvias artificiales

Figura 42

Avioneta Cessna 210 con el equipo para sembrar nubes.



Vincent Schaefer (1906-1993) descubrió el principio de la siembra de nubes en julio de 1946 a través de una serie de eventos casuales. A raíz de las ideas que surgieron entre él y el Premio Nobel Irving Langmuir, Schaefer, investigador asociado de Langmuir, creó una manera de experimentar con las nubes sobre enfriadas utilizando una unidad de congelación forrada con terciopelo negro. Intentó con cientos de agentes capaces de estimular el crecimiento de cristales de hielo (talco, sal, suelos, polvo y varios agentes químicos con efectos menores). Entonces, un día de julio caluroso y húmedo quiso intentar algunos experimentos en el Laboratorio de Investigación de General Electric en Schenectady. Estaba consternado al ver que el equipo refrigerador no era lo suficientemente frío para producir una nube a partir del aire. Al añadir un pedazo de hielo seco sólo para bajar la temperatura y al respirar en la cámara, notó un vapor azulado seguido de una explosión de millones de pequeños cristales de hielo, que reflejaban los rayos de luz que iluminaban una sección transversal de la cámara. Al instante se dio cuenta de que había descubierto una manera de transformar el agua sobreenfriada en cristales de hielo. El experimento se reprodujo fácilmente y pudo explorar el gradiente de temperatura, estableciendo en $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ el límite para el agua líquida.⁹ Ese mismo mes, el colega de Schaefer, el destacado científico atmosférico Dr. Bernard Vonnegut (hermano del novelista Kurt Vonnegut) se atribuye el descubrimiento de otro método para “sembrar” nubes de agua muy frías. Vonnegut lleva a cabo su descubrimiento en el escritorio, al buscar información en un texto de química básica y luego probar con yoduros y con plata para producir yoduro de plata. Junto con el Dr. Vonnegut, el profesor Henry Chessin, cristalógrafo, co-autor de una publicación en la revista *Science*,¹⁰ recibió una patente en 1975.¹¹ Ambos métodos se adoptaron para su uso en la siembra de nubes durante 1946, mientras trabajaba para la Corporación de General Electric en el estado de Nueva York. Schaefer alteró el contenido de calor de la nube, Vonnegut alteró la estructura cristalina de

formación. La cristalografía de hielo más tarde jugó un papel en la novela de Kurt Vonnegut. El primer intento de modificar las nubes naturales en el campo a través de la siembra de nubes, comenzó durante un vuelo que se inició en el norte de Nueva York el 13 de noviembre de 1946. Schaefer fue capaz de provocar nevadas cerca de Monte Greylock en el oeste de Massachusetts, después de liberar seis libras de hielo seco en la nube de destino desde un avión. El hielo seco y yoduro de plata son agentes eficaces en el cambio de la química y física de las nubes sobreenfriadas, por tanto, útiles para aumentar las nevadas de invierno en las montañas y en determinadas condiciones, evitar rayos y granizo. Aunque no es una nueva técnica, la siembra higroscópica para la mejora de las lluvias en las nubes calientes está disfrutando de un renacimiento, basado en algunos indicios positivos de investigaciones en Sudáfrica, México y otros lugares. El material higroscópico más comúnmente utilizado es la sal. Se ha postulado que la siembra higroscópica hace que el espectro de tamaño de las gotas en las nubes sea más marítimo (gotas más grandes) y menos continental, estimulando la lluvia a través de la coalescencia. A partir de marzo de 1967 hasta julio de 1972, militares de Estados Unidos sembraron nubes a fin de ampliar la temporada de los monzones en Vietnam del Norte, específicamente la ciudad de Hồ Chí Minh. La operación resultó en la ampliación del período de monzones en un promedio de 30 a 45 días.¹²En 1969, en el Festival de Woodstock, varias personas afirmaron haber sido testigo de la siembra de nubes por los militares de Estados Unidos. Se dijo que era la causa de la lluvia que se prolongó durante la mayor parte de la fiesta. Una organización privada que ofreció durante la década de 1970 la modificación del clima (siembra de nubes desde el suelo usando bengalas de yoduro de plata) fue *Irving P. Krick y Asociados* de Palm Springs, California. Fueron contratados por la Universidad Estatal de Oklahoma en 1972 para llevar a cabo un proyecto para aumentar la siembra de nubes de lluvia cálida en el lago Carl Blackwell. Ese lago era, en aquel momento (1972-

73), el suministro de agua principal de Stillwater, y estaba un nivel peligrosamente bajo. El proyecto no funcionaría durante un tiempo suficientemente largo como para demostrar estadísticamente algún cambio en la variación natural de precipitaciones. Sin embargo, al mismo tiempo, las operaciones de siembra se habían estado desarrollando en California desde 1948. Un intento de los militares de Estados Unidos de modificar huracanes en la cuenca del Atlántico mediante la siembra de nubes en la década de 1960 fue llamado Proyecto Stormfury. Sólo algunos huracanes fueron sembrados debido a las estrictas reglas que fueron establecidas por los científicos del proyecto. No estaba claro si el proyecto tuvo éxito, aparecieron cambios en la estructura de los huracanes, pero sólo temporalmente. El temor de que la siembra de nubes podría cambiar el curso o la potencia de los huracanes y afectar negativamente a las personas en el camino de la tormenta detuvo el proyecto. Dos agencias federales han apoyado varios proyectos de investigación de modificación del tiempo, comenzados en la década de 1960: Se patrocinaron varios proyectos de siembra de nubes bajo el paraguas del Proyecto Skywater 1964 a 1988, y de la NOAA, llevados a cabo por el Programa de Modificación Atmosférica 1979 a 1993. Los proyectos patrocinados se llevaron a cabo en varios estados y dos países (Tailandia y Marruecos), tanto en invierno como en verano. La financiación para la investigación en los Estados Unidos ha disminuido en las últimas dos décadas. Un estudio austriaco¹³ utilizó yoduro de plata para la prevenir las granizadas entre 1981-2000. La técnica se emplea aun activamente allí. **Ismael Arana. Corresponsal Reuters en Hong Kong. Enero 2017.**

2.4.11. Utilización moderna de la siembra de nubes.

El mayor sistema de siembra de nubes en el mundo es el de la República Popular China, que considera que aumenta la cantidad de lluvia en varias regiones cada vez más áridas, incluida su capital, Pekín, mediante el disparo de cohetes con yoduro de plata hacia el cielo donde se desea

la lluvia. Hay incluso conflictos políticos causados por las regiones vecinas que se acusan mutuamente de “robar la lluvia”, utilizando la siembra de nubes. Cerca de 24 países actualmente practican la modificación del clima. China utilizó la siembra de nubes en Pekín justo antes de los Juegos Olímpicos de 2008 con el fin de limpiar el aire de contaminación, pero hay disputas sobre este hecho. En febrero de 2009, China disparó bastones de yoduro sobre Pekín para inducir artificialmente nevadas, después de cuatro meses de sequía, y sobre otras áreas del norte de China. Las nevadas en Pekín, que rara vez experimenta nevadas, duraron aproximadamente tres días y llevaron al cierre de 12 de las principales carreteras de Pekín.¹⁵ A finales de octubre de 2009, Pekín afirmó que tuvo su primera nevada desde 1987 debido a la siembra de nubes.¹⁶ En Estados Unidos, la siembra de nubes se utiliza para aumentar las precipitaciones en zonas de sequía, para reducir el tamaño del granizo que se forma en las tormentas, y para reducir la cantidad de niebla en y alrededor de los aeropuertos. La siembra de nubes es a veces usada por los principales centros de esquí para inducir las nevadas. Once estados del oeste y una provincia de Canadá (Alberta) tienen en marcha programas de modificación del tiempo. Una serie de empresas comerciales ofrecen servicios de modificación del clima basado en la siembra de nubes. La USAF ha propuesto su uso en el campo de batalla en 1996, aunque los Estados Unidos firmaron un tratado internacional en 1978, que prohíbe el uso de la modificación del clima con fines hostiles. En Australia, las actividades de la CSIRO en Tasmania en la década de 1960 tuvieron éxito. La siembra en el área de la Meseta Central logró aumentos en las precipitaciones que normalmente alcanzan el 30 % en otoño. Los experimentos de Tasmania tuvieron tanto éxito que se han llevado a cabo periódicamente en zonas montañosas del Estado. Pilotos militares rusos sembraron nubes en Bielorrusia después del Accidente de Chernóbil para eliminar las partículas radiactivas de las nubes en dirección a Moscú.¹⁷ En el Sudeste Asiático, la quema a cielo abierto produce

contaminación en el medio ambiente regional. Se ha utilizado la siembra de nubes para mejorar la calidad del aire mediante precipitaciones. En Moscú, la Fuerza Aérea de Rusia intentó sembrar las nubes con bolsas de cemento de 17 de junio de 2008. Una de las bolsas no se pulverizó y cayó sobre el techo de una casa.¹⁸En octubre de 2009, el alcalde de Moscú prometió “un invierno sin nieve” para la ciudad después de revelar los esfuerzos de la Fuerza Aérea de Rusia para sembrar de las nubes de Moscú durante el invierno.¹⁹En algunas provincias de la República Argentina se utiliza la siembra de nubes con yoduro de plata para evitar la caída de granizo. En la Provincia de Mendoza, desde el año 2005, el estado provincial se hace cargo de la lucha antigranizo. Se han realizado experimentos científicos tendientes a determinar la efectividad del sistema, los que han indicado que se produce una reducción del 25 % en la caída de granizo. No obstante, para tener cifras definitivas se debe continuar con los estudios pues es necesario contar con varios años de medición para obtener cifras definitivas. En Venezuela, en el año 2010, el país afrontaba una sequía intensa, ocasionando incendios forestales, y el daño de las siembras de múltiples Estados, y demás prejuicios para la naturaleza y la vida del ser humano. El Gobierno implementó la siembra de nubes para poder así lograr la recuperación de las siembras que se encontraban en el país, además de evitar los incendios en zonas cercanas a ciudades y poblados.

Figura 43

Precipitación de una lluvia artificial provocada.

**2.4.14. Lluvias artificiales en el desierto más árido del mundo**

En las costas con ciertas formaciones geológicas favorables a la penetración y circulación del agua, hay ríos subterráneos que dan origen a manantiales en medio del mar, donde el agua dulce asciende a la superficie sin mezclarse con la salada, por diferencias de densidad entre ambas. Estos circuitos son tan antiguos, que en el caso de Yucatán, los peces que viven ahí no tienen ojos; estas aguas dulces surgentes en el mar, proporcionan la bebida a los sirenios, o manatíes,¹² que sorprendieron a los españoles, quienes creyeron que eran las afamadas y legendarias sirenas. Este fenómeno hidrológico ocurre en numerosos países, como se aprecia en las costas mediterráneas de España, Francia, Italia, Serbia, Turquía, El Líbano y Libia, pero también en América se conocen en Florida y California, en Bahamas y Yucatán, en Venezuela, en Chile y en numerosas islas y atolones del Pacífico, como ocurre en Isla de Pascua. Estas aguas surgentes en el mar se conocen en la costa de Chile desde tiempos remotos y es posible que hayan sufrido cambios debido a

distintos fenómenos naturales. Lautaro Núñez y Juan Varela hace más de 40 años investigaron la relación entre los numerosos sitios arqueológicos costeros, y las posibles fuentes de agua que podrían existir en el entorno. Concluyeron que no todos los restos tenían su correspondiente aguada o pozo, y esta disminución tal vez “sería consecuencia de una menor capacidad de los espacios porales de los sedimentos o relativa impermeabilidad de los mismos, debido al rellenamiento de sales o en menor grado a una compactación por movimientos tectónicos... y su consecuencia final sería el impedimento de las aguas para llegar a la costa o su desvío hacia otros niveles (bajo el mar)”. Testimonios más actuales recuerdan esos manantiales en el mar, que los indígenas conocían y también algunos navegantes, que recorrían estos puertos salitreros semana tras semana, hasta mediados de la I Guerra Mundial. Un oficial de la Compañía Alemana de Vapores “Kosmos”, que servía la línea a la costa americana del Pacífico, contaba que siempre apostaba con los pasajeros que podía sacar con un balde agua dulce en pleno mar, sin que el barco se detuviera, entre los puertos, donde estaban las grandes salitreras alemanas, como la Compañía Salitrera H. B. Sloman y Cía, que cargaba su salitre en Tocopilla, o la Deutsche Salpeterwerke A. G., que lo hacía en Taltal. Algo similar decía en 1975 un descendiente de los antiguos pescadores changos de Iquique; según lo que le contaban sus mayores, a quienes acompañaba a pescar, en el área de Punta Gruesa salía un río subterráneo por debajo del mar y lo mismo ocurría en la caleta de Chucumata. Estos datos no son muy distintos de lo que decía, sobre el agua de esta área, Francisco Risopatrón, en 1903. En 1975, un antiguo administrador de las Salinas de Patillos, contaba que en Río Seco, al sur de Patillos, donde llegaba la sal desde el Salar Grande, perteneciente a la Compañía Explotadora de las Salinas de Punta de Lobos, formada en 1907, un “*señor alemán descubrió un río subterráneo en la caleta, cuya agua salía a la superficie del mar a una distancia promedio de*

un kilómetro”, lo que asombra que no se aprovechara para la gente de la empresa y se tuviera una “Lancha Aguadora”, para traerla en contenedores de metal desde Iquique.

Figura 44

Desierto árido que podría convertirse en zona de cultivo produciendo lluvias artificiales.



Desde la antigüedad, los hombres han tratado de aumentar las precipitaciones pluviales y nivales mediante una amplia variedad de técnicas. Por ejemplo, para evitar el granizo se usaba el encendido de fuegos, el disparo de los cañones, o el tocar de campanas, y para que precipitara lluvia se provocaban descargas eléctricas mediante el uso de cometas y el rociado de las nubes con aire líquido y polvo desde los aviones. Las altas culturas de América del Norte eran adoradoras del agua, tenían un dios llamado por los mayas Chac y Tlaloc, al que se le rendía culto con el asesinato, o sacrificio de seis niños de cuatro años de edad, escogidos entre los más bellos de cada

comunidad. También había un genio tutelar de la lluvia misma, llamado Tlalocan. En estas ceremonias para Tlaloc se invocaba la lluvia con los bailes ruidosos, usando cascabeles, sonajeras y conchas, estas últimas eran sopladas y producían un sonido fuerte y sordo. No podía ser de otro modo el culto religioso en un territorio como el de México, que carece de ríos y que tiene unas lagunas someras, como las de Bolivia; sin lluvia, la gente moría de hambre. Por la necesidad de mantener estos sacrificios el imperio mexicano se fue ampliando, en busca de nuevos cautivos. La diosa mexicana protectora de los manantiales y las aguas puras corrientes era Chalchiuhtlicue, por esto mismo también era protectora del matrimonio puro y de los recién nacidos, simbolismo parecido al rito católico del agua en la pila bautismal. En América del Sur, el dios principal del imperio de los Incas era Inti, el Sol, tan necesario para la germinación de las plantas a alturas superiores a los 2.000 m.s.n.m. También había dioses tutelares para llamar a la lluvia, a quienes se les continúa haciendo, hasta el presente, invocaciones privadas con rituales muy rigurosos en sus formas. Hay un ritual colectivo para invocar a Ankari, el dios del viento, que trae las nubes de lluvia cargadas de agua. Wallallo es la divinidad del rayo, del trueno, del agua y de la lluvia, una versión equivalente al Zeus griego. A este dios los indios andinos sacrificaban niños, como ocurrió con el niño del Santuario Inca del Plomo, y se le cantan hasta el presente unas canciones rituales llamadas walilas. Además de ellos, está el dios llamado Challa, que representa el agua de la lluvia, a quien se le deja regalos consistentes en coca y cigarrillos para que sea propicio. En las fiestas populares de este mundo andino, en homenaje a este dios tan importante y necesario para los agricultores, se tiran al voleo “challas” o “chayas”, papel confeti con que los indios simbolizan las gotas de la lluvia que esperan. Desde la II Guerra Mundial, se usan métodos basados en un conocimiento más detallado de los procesos físicos que ocurren para la formación de la lluvia. En ese tiempo recién se pudo demostrar que las nubes apropiadas podían descargar su precipitación,

mediante la introducción de núcleos artificiales. Las posibilidades económicas que esta técnica ofrecía a la agricultura estimularon los altos estudios de la física atmosférica. Las pruebas exitosas se produjeron en 1946, cuando Schaefer hizo la primera prueba dejando caer hielo seco molido a lo largo de una cubierta de nubes altocúmulos de 5 km de extensión, y vio precipitar nieve de la nube, la que luego se evaporó al alcanzar el aire seco.²⁰ Al año siguiente se experimentó con esta técnica en Australia y siguieron los ensayos exitosos en otros países. En Chile se iniciaron estas experiencias en el verano 1965-1966, en algunas cuencas Cordilleranas de los Andes al interior de Arica. En este ensayo se utilizó yoduro de plata y sodio, como estimulante, solución que fue quemada en vuelo bajo las nubes elegidas. Este trabajo exploratorio se hizo en aviones de la Fach, y era parte del Programa m.e.t.a (Modificación Experimental del Tiempo Atmosférico), del Proyecto Arica, donde participaban varias instituciones públicas y la Universidad del Norte.

Figura 45

Para la mitología Azteca, Tlaloc era el dios de la lluvia, la fertilidad y el agua. Como otros dioses antiguos relacionados a la lluvia, sostiene el poderoso trueno



2.4.15. ¿En qué consiste la siembra de nubes?

Hoy vamos a hablar de la siembra de nubes o **lluvia artificial** ¿Qué es la siembra de nubes? ¿Cómo funciona? ¿Cuáles son las **consecuencias de la lluvia artificial**? La **siembra de nubes** es una manera de manipular la meteorología, de esa manera se intenta cambiar la cantidad o el tipo de precipitaciones que caen de las nubes. La siembra de nubes se realiza mediante la dispersión de sustancias en el aire que alteran los procesos microfísicos dentro de las nubes. La intención con la que se hace es aumentar las precipitaciones (en forma de lluvia o nieve), pero también se practica la siembra de nubes para eliminar la aparición de la niebla o la caída de granizo, especialmente en las zonas donde hay aeropuertos.

2.4.16. ¿Cómo se hace la siembra de nubes?

Para llevar a cabo la siembra de nubes se utilizan sustancias como el **yoduro de plata** y el **hielo seco**, que es dióxido de carbono congelado. A veces también se utiliza la expansión de propano líquido en gas. Para hacer la siembra de nubes es necesario que estas se encuentren en estado líquido a una temperatura por debajo de cero grados centígrados. Al introducir el yoduro de plata, que tiene una estructura cristalina similar a la del hielo, la lleva a un proceso de congelación a través de la nucleación de cristales de hielo. El aire seco al expandirse enfría el aire hasta que los cristales de hielo se nuclean de forma espontánea desde la fase de vapor. La diferencia entre la siembra de nubes con yoduro de plata y la nucleación es no se requiere de partículas existentes, ya que **se produce una muy alta sobresaturación de la sustancia de siembra de nubes**. Sin embargo, es muy necesario que haya gotas de agua para convertir los cristales de hielo en partículas lo suficientemente grandes como para producir la caída en forma de precipitaciones. Los productos químicos se dispersan generalmente mediante aviones, helicópteros o dispositivos de dispersión desde el suelo. Cuando realiza a través de un avión o un helicóptero se enciende **una**

bengala de yoduro de plata que dispersa la nube que la aeronave atraviesa. Si la siembra de nubes se hace utilizando dispositivos instalados en el suelo, las partículas finas se dispersan a favor del viento y hacia arriba por las corrientes ascendentes.

2.4.17. ¿Cuáles son las implicancias de la siembra de nubes?

El yoduro de plata puede causar incapacidad temporal o posibles lesiones residuales a los seres humanos y mamíferos, si se expone de forma intensa o continua, aunque en principio no produce daño crónico. En cuanto a su impacto sobre el medio ambiente y la salud, varios estudios ecológicos muestran que su impacto es insignificante.

Figura 46

Fotografía aérea de una nube que se podría “bombardear” con yoduro de plata para producir lluvias artificiales.



2.4.18. Cuba "bombardeará" nubes para acabar con la sequía

Julio fue el mes de menos precipitaciones desde 1961 en la isla y sus efectos han impactado al 81% del área agrícola

Figura 47

Cuba bombardeará nubes para acabar con la sequía.



Cuba aplicará una técnica conocida como "siembra de nubes" para provocar **lluvias** de manera artificial a partir del 15 de septiembre en zonas castigadas por la severa **sequía** que padece la isla y que afecta a más de un millón de personas, dijeron fuentes oficiales citadas por medios locales. El objetivo será aumentar las precipitaciones de las nubes formadas sobre el área de la cuenca del río Cauto, en el oriente del país, con el propósito de incrementar su caudal y el flujo de agua hacia las presas asociadas, explicó la directora de Infraestructura Hidráulica del Instituto Nacional de Recursos Hidráulicos (INRH), Yosmary Gil, citada por la Agencia de Información Nacional (AIN). Este proyecto se extenderá por dos meses y su efectividad dependerá de la existencia de condiciones necesarias en las nubes para "bombardearlas" con yoduro de plata, un reactivo químico que facilita este proceso, según detalló la experta. La "siembra de nubes", como se conoce esta práctica ya utilizada en Cuba en otras ocasiones para incrementar las

precipitaciones, se hará con un avión Yak-40, de fabricación rusa, precisó Argelio Fernández, técnico del área de Servicios Hidrológicos y Disponibilidad de Agua del INRH. Fernández indicó que el periodo de enero hasta la fecha ha sido el más seco desde 1901, con solo unos 613 milímetros de **lluvia** acumulados a nivel nacional, cifra aún por debajo de la registrada en igual etapa de 2004, cuando el país sufrió situación similar. La **sequía** generalizada que afecta a Cuba ha provocado que los 242 embalses de la isla se encuentren al 35.4 % de su capacidad total, según informó el INRH a principios de esta semana. En agosto, las provincias orientales Santiago de Cuba y Guantánamo, y las occidentales Artemisa y La Habana han reportado los niveles más bajos de lluvias en el país.

Las autoridades del sector y de la Defensa Civil han puesto en marcha una serie de medidas para extremar el ahorro de agua y han alertado en el sentido de que el azote de la sequía podría prolongarse hasta abril de 2016. De acuerdo con estudios del Centro del Clima del Instituto de Meteorología de la isla, el pasado julio fue por cuarta vez el de menos precipitaciones desde 1961 y sus efectos han impactado al 81% del área agrícola, una de las más afectadas en el país. **(Fuente: agencia de noticias EFE).**

2.4.19. China 'bombardea' nubes para acabar con las sequías.

Las zonas afectadas son los principales centros de producción nacional de cereales como trigo, cebada o maíz

Figura 48

China 'bombardea' nubes para acabar con las sequías



Beijing (EFE). Las autoridades del noreste de China, que sufre **su peor sequía en más de 60 años**, han decidido recurrir a la **lluvia artificial** mediante el **'bombardero'** de nubes con productos químicos, para intentar aliviar la situación que hace temer grandes problemas alimentarios e inflación debido a las malas cosechas. La provincia de Liaoning, una de las más afectadas, recibió las primeras lluvias en mucho tiempo el pasado fin de semana, y éstas continuaron ayer lunes, informó hoy la agencia oficial Xinhua. Para provocar la lluvia se usan **aviones o cohetes que vierten en las nubes sustancias condensadoras como el yoduro de plata**, lo que acelera las precipitaciones. Este método es usado frecuentemente en China en caso de incendios y sequías. Mediante este sistema se consiguió que cayeran en los pasados días **360 millones de metros cúbicos de agua** en las zonas más afectadas por la sequía, especialmente en las inmediaciones de la ciudad de Chao yang. Al menos **4,39 millones de hectáreas de campos**

de cultivo (unos 44.000 kilómetros cuadrados, equivalente al área total de República Dominicana) sufren la sequía, que afecta a 2,35 millones de personas. Sólo en Henan, una de las provincias más pobladas de China, se calculan unas pérdidas provisionales de **1.180 millones de dólares**. **Beijing (EFE). Redacción EC 26.08.2014 / 12:01 pm**

2.4.20. La NASA podría crear lluvias artificiales.

Figura 49

Dentro de cinco años aproximadamente podremos contar con la tecnología suficiente para crear lluvia de forma artificial, gracias a la NASA.



El proyecto, que se podrá aplicar a zonas subtropicales como España durante el verano, podrá solucionar problemas de desertización sustituyendo algunas medidas polémicas como los trasvases y las desalinizaciones del agua del mar. El experimento comenzará en Israel y podría ser aplicado en España. Otras de las condiciones para la viabilidad del proyecto, es que su ubicación sea cercana a zonas con altos niveles de humedad por su situación cercana al mar, cuencas de ríos y demás accidentes geográficos con alta densidad de vapor de agua. Es el proyecto que el especialista en modelado atmosférico de la NASA, León Brenig, ha presentado hoy en Madrid, en el marco de los cursos de verano de la Universidad Rey Juan Carlos, el proyecto ‘Geshem’ (lluvia

en hebreo). La lluvia artificial se basa en las denominadas “islas de calor”, definidas como regiones de una determinada superficie con una temperatura significativamente superior a la de sus alrededores. Este fenómeno tomó relevancia con el crecimiento de las ciudades en el último siglo, pudiéndose observar anomalías atmosféricas como lluvias periódicas y previsibles en el entorno. Aún en proceso de desarrollo, el proyecto ‘Geshem’ intentará simular el fenómeno de la isla de calor mediante la colocación de una película de color oscuro de baja reflexión en una superficie de dos kilómetros.

Esta superficie será capaz de alcanzar altas temperaturas y así favorecer la dilatación del aire y del vapor de agua que contiene. El vapor asciende rápidamente al mismo tiempo que se va enfriando y, a los 1.000 metros de altura, empieza a condensarse para, a continuación, provocar precipitaciones. Según el calendario previsto, la primera prueba se realizará en el desierto del Neguev en Israel a 150 kilómetros de la costa una vez se disponga del material, que ha de ser biodegradable para evitar la contaminación y barato para que su aplicación sea rentable. El proceso de investigación se puede prolongar hasta cinco años y no tendrá consecuencias negativas para el medio ambiente por lo que lograría resolver los problemas de flora y fauna que los trasvases y las desalinizaciones provocan. El proyecto, que corre a cargo de la NASA y de la Universidad Libre de Bruselas, en Bélgica, y la de Ben Gurión, en Israel, junto a la empresa de material agrícola Ecotex, se encuentra en su fase inicial y tiene previsto realizar una primera prueba en territorio de Israel el año que viene. /La flecha/

2.4.21. Drones que vuelan hasta las nubes para provocar lluvia en épocas de sequía.

La aeronave experimental Savant 'siembra' los cielos usando partículas de yoduro de plata.

Figura 50

La aeronave Savant mide algo más de tres metros de envergadura y pesa 25 kilogramos.



Drone América / DRI.

En el desierto de Nevada, en EE UU, un equipo de investigadores lleva a cabo las primeras pruebas experimentales de aeronaves no tripuladas que vuelan con una particular misión: depositar en las nubes distintos elementos para provocar la lluvia o para evitarla, según requiere en cada momento y lugar. En este caso, la institución Desert Research Institute (DRI), dedicada al estudio medioambiental, explora el uso de los drones para provocar la lluvia, con el fin de intervenir durante las sequías que afectan el estado de Nevada. Se trata, en última instancia, de resolver el problema que supone la falta de agua en la región; de explorar soluciones para la gestión de los recursos naturales y aumentar el abastecimiento y las reservas hidráulicas del estado, explican desde el instituto. La aeronave utilizada mide algo más de tres metros de envergadura, pesa 25 kilogramos y ha sido bautizada como Savant (*Sandoval Silver State Seeder*) en honor al gobernador de Nevada Brian Sandoval, impulsor de la industria de drones en aquel estado. El Savant vuela de forma autónoma hacia zonas con nubes que no llegan a descargar agua, al menos no en esa zona. Un vez alcanzadas, el dron enciende dos bengalas cargadas con yoduro de plata.

La siembra de nubes se basa en la idea de que las moléculas de agua presentes en la nube se cristalicen en las partículas de yoduro de plata, provocando así su precipitación al suelo. Idealmente el agua caerá en forma de lluvia, aunque dependiendo del clima puede precipitarse en forma de nieve o de granizo. Esta última es la forma menos deseada debido los daños que puede causar en bienes y cultivos. Las pruebas llevadas a cabo por DRI no están exentas de controversia. Por un lado, el alcance del dron utilizado en las pruebas, así como su tamaño y peso, resulta limitado para la siembra de nubes. La aeronave voló durante algo menos de veinte minutos y ascendió a poco más de 120 metros, aunque el equipo tiene autorización para llevar sus drones hasta los 400 metros de altura. Sin embargo, los investigadores consideran los primeros vuelos autónomos del dron Savant son «un éxito» por su capacidad para transportar y disparar automáticamente las bengalas en el lugar designado por los climatólogos. **Fuente: Octavio R.R. Medio ambiente, corresponsal EFE.08/12/2013.**

Figura 51

El equipo de investigadores que lleva a cabo, en el desierto de Nevada (EE UU).



Las primeras pruebas experimentales de aeronaves no tripuladas que depositan en las nubes distintos elementos para provocar la lluvia o para evitarla. Drone América / DRI. Por otro lado, la idea de “sembrar las nubes” para provocar lluvia artificial es bastante antigua y en cambio todavía hoy su efectividad sigue sin haberse demostrado. Hasta ahora no hay resultados concluyentes respecto a la posibilidad de manipular el clima aplicando esta técnica y hasta el punto de provocar lluvia artificial. Tampoco se ha demostrado posible hacer lo contrario: disolver nubes y evitar que llueva en «momentos inoportunos», caso de eventos deportivos. Voces contrarias a la siembra de nubes alertan sobre posibles riesgos en el entorno debido a la concentración de productos químicos, entre otros inconvenientes. Hasta ahora la «siembra de nubes» se puede llevar a cabo desde tierra, disparando cañones antiaéreos o lanzadores de cohetes, o desde el aire, usando aviones convencionales. Según DRI el uso de drones con este fin explora la posibilidad de automatizar optimizar el proceso reduciendo además los costes y el riesgo.

2.4.22. Siembra de lluvias en los andes para hacer frente a la sequía.

a. Perú recupera una técnica inca contra la escasez de agua en la cordillera de los Andes

Por el cambio climático.

Figura 52

Fernando Ucsa, vicepresidente de Huacapunco, muestra una de la qochas Construidas por su comunidad



En la localidad peruana de Huacapunco, en la región andina de Cuzco, estaban buscando financiación para represar una *qocha* (laguna en quechua) en la parte alta de su distrito. El objetivo era poder canalizar el agua, cada vez más escasa por la falta de regularidad de las precipitaciones en la época de lluvias y el sobrepastoreo, hacia sus zonas de pastos y de cultivos. Sin embargo, cuando llamaron a la puerta del Programa de Adaptación al Cambio Climático (PACC) en Perú, un proyecto de la cooperación internacional suiza, encontraron una propuesta todavía mejor y mucho más barata: sembrar el agua de la lluvia para alimentar los acuíferos que surtían sus manantiales. Esta técnica se llama *siembra de agua* y ya era usada por los incas, pero se había perdido. Desde hace unos años está siendo cada vez más demandada por los pueblos andinos con problemas de agua gracias a sus buenos resultados. Las *qochas*, explica Flavio Valer, asesor del PACC y uno de los impulsores de la *siembra* de agua, pertenecen a una práctica antigua que consiste en almacenar agua en lagunas naturales en las zonas altas de forma que sirvan de abrevadero, "pero indirectamente ese agua se está infiltrando al suelo y aportando caudal a los *manantes*" o *puquios*, como denominan en las regiones andinas de Perú a los manantiales, que brotan el parte baja, por la ladera de la montaña. "Pero no se ha continuado con este almacenaje y en los último 100 años más bien al contrario, mucha gente ha drenado las *qochas* para sacar el agua y regar más abajo", explica Valer. De este modo, "han estado atentando contras los *manantes* y muchos se han secado por eso", lamenta. Sin *qochas*, el agua que cae en la temporada de lluvia se va monte abajo rápidamente y se desperdicia. Cuando llega la temporada de sequía, no queda nada y los manantiales, que antes eran abundantes y creaban una multitud de bofedales, o humedales de altura donde los animales abrevaban en esta época, se iban secando. Así, estas lagunas situadas en la cabeceras de cuenca, en lo alto de la montaña, actúan como reguladores del agua y los campesinos tienen suministro durante todo el año. Con los efectos del cambio climático,

esta regulación resulta cada vez más importante en los Andes, dado que mientras que antes la temporada de lluvia empezaba en septiembre u octubre y duraba hasta abril, ahora se está acortando y no empieza hasta finales de año o enero, apunta Valer. Además, agrega, “antes las lluvias eran suavecitas. Toda la noche podía estar lloviendo. Pero ahora son torrenciales. La misma cantidad de lluvia que antes caía toda la noche, ahora cae en media hora. Y el agua se va, no se infiltra. Fernando Ucsa, vicepresidente de Huacapunco, explica que cada vez era más notoria la escasez de agua. “Nunca habíamos visto tan fuerte la sequía porque ahora llueve cuando no debería llover, cae helada cuando no debería caer la helada, la lluvia ya no es normal”, describe. “Cuando yo tenía 10-15 años había *manantes* más abajo, pero desde hace cinco o diez años empezaron a secarse. La gente estaba empezando a pelearse por el agua”. Fue entonces cuando el PACC y la municipalidad de Colquepata, en cuya demarcación se encuentra Huacapunco, les propusieron hacer siembra de agua en vez de un represamiento para entubar el líquido. “Yo tenía la idea, pero faltaba un soporte técnico para poder implementar estas *qochas*”, recuerda Raúl Bustos, alcalde de Colquepata. Aquí es donde se vuelve fundamental la asesoría del PACC, que se encargó de identificar los puntos idóneos para hacer estos depósitos de agua. “Por el tipo de roca, sé dónde va a infiltrar y donde no va a infiltrar”, indica Valer. “Dependiendo del tipo de suelo la infiltración va a ser mayor o menor, pero siempre va a haber”. Además, señala, hay que tener en cuenta aspectos como que el lugar no se encuentre sobre una falla geológica porque, si la hay, el agua se irá por ahí. El proyecto abarcó a cuatro comunidades, pero en Huacapunco es donde mayor aceptación tuvo. Les pareció en seguida una buena idea. “Cuando hacíamos socavones siempre había una filtración debajo de las rocas, entonces quiere decir que el agua ha estado guardada dentro de la superficie de la tierra”, sostiene Ucsa. Todos los miembros de esta comunidad campesina, que tiene un régimen de gestión colectiva de la tierra, estuvieron de acuerdo y se pusieron manos a la obra. Bajo el asesoramiento

del PACC, que identificó los lugares en los que era conveniente hacer las *qochas*, lograron hacer nueve de ellas en sólo seis días. Para estos depósitos de agua de utilizan depresiones naturales de la tierra al extremo de las cuales simplemente hay que construir un dique. “En esta técnica ancestral no se utiliza cemento o hierro, solamente el hombre con su pico, su pala y los materiales de la zona” para rellenar el dique: “arcilla y *champa* (tierra compactada)”, comenta Bustos. Los trabajos se hicieron en enero y los vecinos de Huacapunco ya están empezando a ver los resultados. Aseguran que, a pesar de la escasez de lluvias en la temporada húmeda de este año, el riachuelo de la quebrada que baja de la cima y pasa por sus tierras seguía llevando un buen caudal, cuando el año pasado en julio ya se notaba fuertemente la disminución. “La gente se siente ahora más alegre, más cómoda, porque no hemos trabajado simplemente por gusto, sino que hemos visto el resultado”, dice Ucsa. Las *qochas* filtran el agua a los acuíferos para que los manantiales no se sequen. Sin embargo, todavía están a la espera del premio grande: la recuperación de los manantiales, que tarda un poco más. “Como no ha habido lluvia no se ha podido captar todo el agua y los *manantes* todavía no han resurgido”, asegura el dirigente local. “Pero sabemos que el agua debe estar buscando su camino por las grietas. Lo más seguro es que este año los manantes que se han perdido los vamos a recuperar. Porque mira desde hace cuánto tiempo que ya no ha llovido y sigue esa *qocha*”, afirma señalando una de las lagunas artificiales situadas en la cima del cerro, un páramo desolado y ventoso donde ya sólo crece el *ichu*, una paja que es el pasto natural del altiplano andino. Esta se encuentra a unos 4.200 metros sobre el nivel del mar, mientras que el poblado está un kilómetro ladera abajo, a 3.200 m.s.n.m. “Puedo tener 5.000 metros cúbicos en la lagunita, pero adentro del monte puede hacer 10, 20, 50 veces más, dependiendo del tipo de suelo, de las fisuras que haya”, comenta Valer, que destaca el aporte a largo plazo que supone la técnica de la *siembra*. Sin embargo, como en Huacapunco, los resultados en los manantiales y bofedales

no es inmediato, sino que se aprecia al cabo de un tiempo que puede ser de un año o más. Por lo que Valer recuerda que cuando comenzaron a usar la técnica no fueron tan bien recibidos. “En las primeras *qochas* que hicimos se secó el agua después de unos tres o cuatro meses. Entonces la gente percibía que había perdido tiempo, decía que para qué servía, que por qué ni siquiera habíamos puesto plástico o se había hecho con cemento (para evitar la filtración)”, rememora. En el corto plazo, ellos preferían retener el agua en la *qocha* para usarla de abrevadero, por ejemplo. “Pero la finalidad de las *qochas* es otra: captar agua para alimentar los manantes que están en la parte baja. La técnica de la *siembra* de agua busca un suministro de agua más sustentable a largo plazo que la de la *cosecha* del líquido, es decir, la creación de lagunas impermeabilizadas para distribuir su contenido a los regantes mediante canales o tuberías. Pero con este método, además de ser más costoso, se desaprovecha una parte del agua por la evaporación de la temporada de sequía, donde el sol pega fuerte en las cimas andinas. Finalmente, lograron los objetivos a largo plazo y “*manantes* que se secaban en el mes de agosto ahora se han mantenido durante todo el año”, celebra Valer. Estos manantiales generan bofedales, “que son estratégicos para el ganado en la temporada seca”, señala Juan Suyo, director de Estudios y Proyectos Ambientales del Instituto del Manejo de Agua (IMA) del Gobierno regional Cuzco. Este organismo ha combinado las dos técnicas en uno de sus proyectos más exitosa, la represa de la laguna de Quescay, también en el municipio de Colquepata. Esta era una laguna muy superficial situada también a algo más de 4.050 metros de altitud. Para poder utilizarla como suministro de agua para tres pueblos vecinos, el IMA hizo una presa, un canal que lleva el agua de lluvia de otras cuencas para poder llenar y un túnel para poder desviar parte de su contenido hacia Chocopia, una comunidad campesina que vive en extrema pobreza en parte precisamente por la falta de agua. Su vaso es impermeable, por lo que no alimenta los acuíferos que tiene debajo. Pero como parte del proyecto se hicieron también una

serie de zanjas de infiltración a su alrededor. “El escurrimiento del agua que llueve es interceptado por la zanja, donde se queda el agua y va infiltrando. Ese agua no llega a la laguna”, que ya tiene suficiente volumen gracias al canal, detalla Suyo. Gracias a ello, los manantiales de la zona de Chocopia han comenzado a resurgir y ahora sus vecinos ni siquiera necesitan recurrir a todo el porcentaje del contenido de la laguna que les correspondería. “Estos bofedales el año pasado no estaban”, asevera Suyo, rebosante de satisfacción, al mostrar los ojos de agua de los que brota el agua metros más abajo, junto al pueblo. El líquido que sale de ellos crea en la vegetación rala de las laderas pequeñas zonas húmedas, cuyo verdor destaca con la hierba amarilleada por el estío de alrededor. En estos humedales pastan varias vacas de los comuneros de Chocopia. “Los bofedales los guardamos para época de secas para darles de comer a los animales. Son reservas forrajeras para épocas críticas”, dice Juana Quispe, presidenta del comité de mujeres de Chocopia, quien certifica los beneficios que ha traído el agua a la comunidad: “Antes no sacábamos ni dos litros de leche por vaca y ahora estamos sacando seis litros por cada ordeño”. Además, añade, “ahora todos criamos cuyes”, un roedor similar a la cobaya que sirve como alimento en todos los Andes. “Antes teníamos pocos, hasta cinco cuyes que teníamos libres en la cocina. Ahora les hemos hecho corrales y estamos criando hasta 80 o 90 por familia”. Su vecino Epifanio Condori también está sacando provecho de la mayor disponibilidad de agua. Antes sobrevivía gracias a dos vacas famélicas y a su huerto de patatas, que convertía luego en chuño (patata deshidratada que se conserva durante todo el año). “Ahora estoy con 10 vacas y cuyes, gallinas, una huerta para autoconsumo”, afirma mientras muestra en el patio de su casa su plantación con cebollas, cilantro, coliflores... “Antes, como no había pasto, no podíamos criar cuyes (que se alimentan de alfalfa). Ahora los cuyes y gallinas son para consumo nada más, pero cuando tenga más, los venderé”, anticipa. Los buenos resultados de la *siembra* de agua están haciendo que se extienda esta técnica

en cada vez más regiones de los Andes peruanos. En Colquepata, Raúl Bustos quiere replicar el modelo en otras cuatro comunidades. Y los propios comuneros de Huacapunco quieren aumentar su número de *qochas*. “Tenemos ya planeado que debemos hacer más cosechas de agua. Tenemos más sitios adecuados identificados”, indica Ucsa. “Con esta agua nunca vamos a tener sequía porque los bofedales nunca se van a secar”.

2.4.21. Referencias

Weather Modification Association.

Beijing to keep skies clear on Games' opening day, BOCOG, 2007-04-26. Retrieved on 2007-04-

Claims of success.

Bureau of Reclamation, 1977: Project Sky water, A program of Research in Precipitation Management. Se ha señalado toxicidad en peces (Aquatic Toxicology Volume 49, Issues 1-2, May 2000, Pages 111-129). Final Environmental Statement (INT FES 77-39).

Harris, Edward R., 1981: Sierra Cooperative Pilot Project - Environmental Assessment And Finding of No Significant Impact. U.S. Department of the Interior, Bureau of Reclamation, Denver, CO, 208 pp.

Howell, Wallace E., 1977: Environmental Impacts of Precipitation Management: Results and Inferences from Project Sky water. Bull. American Meteorological Society, 58, 488–501.

Steinhoff, Harold W., and Jack D. Ives, Eds., 1976: Ecological Impacts of Snowpack Augmentation in the San Juan Mountains, Colorado. Final Report to the Bureau of Reclamation, 489 pp.

«Copia archivada». Archivado desde el original el 1 de abril de 2010. Consultado el 11 de Septiembre de 2009.

«Copia archivada». Archivado desde el original el 6 de marzo de 2008. Consultado el 6 de marzo de 2008.

Science. 26 noviembre de 1971: Vol. 174.. No. 4012, pp. 945 a 946 DOI: 10.1126/Science .174.4012.945. Nucleación de hielo por coprecipitado de yoduro de plata y Bromuro de plata, B. Vonnegut 1 y Henry Chessin 2. “Congelación nucleante”, Bernard Vonnegut, Henry Chessin, y Richard E. Passarelli, Jr., # 3877642, 15 de abril de 1975.

El 54.ºEscuadrón de Reconocimiento del tiempo llevando a cabo la operación de“hacer el barro, no la guerra”. «Copia archivada». Archivado desde el original el 23 de febrero de 2007. Consultado el 25 de julio de 2009.

Hagelabwehr en Baja Austria Archivado el 27 de marzo de 2009 en la Wayback Machine. Zentralanstalt Meteorologie und für Geodynamik. KSV-Herzlich

Willkommen. / 7899086.stm China deja de nieve para poner fin a la sequía. BBC, 19 de Febrero de 2009.

«**'How we made the Chernobyl rain' - Telegraph**».

«**Sometimes it rains cement | Reuters**».

«**Moscow Testing Cloud Seeding; Promises Winter Without Snow**». Texto

« Meteorology News » ignorado (ayuda)

2.5. Sequía en los Sistemas Agroindustriales de Perú

2.5.1. Perú: Crisis de agua en el norte por sequía, incendios y proyecto minero.

Figura 53

Incendio forestal en Huancabamba



Foto: NCI/GoRe Piura

Las ciudades más grandes del departamento de Piura, el segundo más poblado del Perú (1,85 millones de habitantes), solo tienen agua asegurada hasta fines de diciembre, estimó el director de la Autoridad Administrativa del Agua Jequetepeque-Zarumilla, Marco Castillo Mimbela, tras acumular los aportes de los reservorios de Poechos y San Lorenzo. En condiciones normales deberían sumar unos 600 millones de metros cúbicos (MMC) pero ahora apenas reúnen el 13% de esa capacidad, basándonos en la misma fuente. Los dos reservorios abastecen a aproximadamente 1,4 millones de personas, incluyendo a Piura (850 km al noroeste de Lima), cuya área metropolitana representa unos 630 mil pobladores, según el censo de 2007. El resto vive en las provincias costeras de Paita, Piura, Sechura, Sullana y Talara, y la mitad occidental de la provincia Morropón. La otra mitad de esa provincia junto a las de Ayabaca y Huancabamba conforman la región andina piurana, donde viven menos de 400 mil personas, cuyo agua depende, básicamente, de lo que llueva y de lo que ecosistemas generadores y acumuladores, como las jalcas o páramos y los bosques de neblina, les puedan proporcionar a diario. Y de esos ecosistemas

también depende el suministro para Poechos y san Lorenzo. Colindante con el Ecuador (otro aportante de agua) y bañado por el Océano Pacífico, el departamento de Piura vive de la pesca, la agricultura, la agroindustria, el comercio, el turismo y una incipiente minería entre no metálicos y metálicos informales.

Figura 54.

Los bosques de neblina y páramos del valle de Huancabamba, en la sierra de Piura, se consumen por el fuego que amenaza al complejo de las míticas lagunas Huaringas, las fuentes más occidentales del río Amazonas y también de los ríos de la costa piurana.



(Foto: NCI/Gobierno Regional de Piura).

La ausencia de lluvias por el enfriamiento del mar ha producido tal sequía en la sierra que no se está renovando el agua que la población y sus actividades económicas consumen a diario; encima, sus ecosistemas generadores hoy arden por incendios que están destruyendo bosques y páramos, a lo que se agrega la luz verde al proyecto minero cuprífero Río Blanco en su selva alta, que localmente ha causado incomodidad antes que alegría por la competencia que supondría el uso del recurso hídrico.

a. Poechos tiene sed.

Unas 850 mil personas viven en las áreas metropolitanas de Piura y Sullana, las dos más grandes del departamento, y ahora se enfrentan a la escasez de agua desde el reservorio de Poechos, su mayor fuente, que se terminó de construir en 1976. Inicialmente podía contener 1000 MMC. El fenómeno de El Niño de 1983 y 1998, además de la deforestación, lo han llenado de 550 MMC de sedimento, reduciendo su capacidad.

Figura 55

Reservorio de Poechos, el más grande de Piura y del Perú



Foto: El Regional de Piura

Según el Proyecto especial Chira-Piura (PECHP), Poechos tiene al cierre 69 MMC. El mínimo ideal es 120 MMC, según indicó el director de la Autoridad Administrativa del Agua Jequetepeque - Zarumilla, Marco Castillo Mimbela a Radio Cutivalú. Fuentes del PECHP, que administra el agua de Poechos, indicaron al diario El Tiempo de Piura que en periodos de escasez se da prioridad a las necesidades de abastecimiento para consumo humano, y la mala noticia es que no se pronostican lluvias para Diciembre. Manuel More, de la Universidad Nacional de Piura, sugiere que la causa de la sequía es un enfriamiento del mar frente a Piura, evento que “es normal”,

según explicó al diario. El rotativo también citó fuentes de Servicio Nacional de Hidrología y Meteorología reportando temperaturas muy bajas sobre los 2000 metros de altitud, pero sin precipitaciones, excepto en Salalá (provincia Huancabamba) donde el termómetro cayó a 3°C y se formó una capa de hielo.

Figura 56

El reservorio de Poechos se ubica cerca de la ciudad de Sullana, en Piura, y en su momento fue el mayor espejo artificial de agua en el Perú; si no llueve en diciembre, podría quedarse vacío y dejar sin recurso a 1,4 millones de personas.



(Foto: elregionalpiura.com.pe)

a. Incendios forestales.

Actualmente, se reportan heladas en la sierra de Piura, lo que ha dañado cultivos y secado pastos; para empeorar el panorama, se han reportado incendios en los bosques nublados de cinco de los nueve distritos de la provincia Huancabamba, en las jalcas o páramos del distrito Pacaipampa y en el bosque seco del distrito Suyo (ambos en la provincia Ayabaca). “La sequía ha impactado en crear maleza seca, bosques resecos, los agricultores queman para preparar terrenos para siembra: una sola brasa incendia todo”, manifestó Ronald Ruíz Chapilliquén, gerente de la

Oficina de Recursos Naturales del GoRe Piura, a Sophimanía. “Por eso los incendios están sincronizados con la esperanza de lluvias y las malas prácticas agrícolas”. El GoRe Piura, el Servicio Nacional de Áreas Naturales Protegidas, el ejército Peruano, ronderos y hasta estudiantes universitarios han estado organizándose en brigadas para evitar el avance del fuego, ya que, como aclaró el comandante departamental en Piura del Cuerpo General de Bomberos Voluntarios del Perú, Juan Domingo Saldarriaga, “si bien tenemos entrenamiento, no disponemos de equipamiento para este tipo de incendios”.

Figura 57

Incendios forestales en los pocos bosques que rodean al reservorio Poechos, ubicado en el distrito Lancones, costa de Piura.



(Foto: elregionalpiura.com.pe).

El embalse se ha reducido por la deforestación y la sedimentación que acarrearón los eventos, El Niño de 1983 y 1998: De 1000 millones de metros cúbicos, ahora solo contiene 450... y así disminuyendo. Aun así, el GoRe Piura ha reportado que han logrado sofocar los fuegos de Suyo y de Pacaipampa; pero hasta el jueves 24, también informó que unos 50 km² se perdieron en total. Para tener una idea de la proporción quemada, el departamento de Piura tiene 35 mil 892 km² de superficie.

b. Río Blanco.

Para completar el cuadro, el gobierno peruano anunció un acuerdo con el gobierno chino para relanzar el proyecto minero Río Blanco en la selva alta del distrito el Carmen de la Frontera provincia Huancabamba, justo al costado de la recientemente creada área privada de conservación Chicuate-Chinguelas, la más extensa de Piura con 271 km². El área protege jalcas y bosques de neblina, que, junto a la selva alta, son reconocidos como los ecosistemas generadores del agua en Piura. Especies como el nogal rosado, el ichu y hasta el gallito de las rocas (el ave nacional del Perú) viven allí, y muy cerca está el complejo de Las Huarinjas (Huarinas), las lagunas mágicas a las que se atribuye poderes medicinales y las fuentes más occidentales del río Amazonas. El proyecto minero Río Blanco invertirá 2,5 mil millones de dólares para extraer 250 millones de toneladas de cobre y 300 mil toneladas de molibdeno en un plazo de 20 años, lo que ha generado una ola de repulsión entre autoridades y líderes ambientalistas locales debido a la competencia que supondría el uso del agua. “El proyecto Río Blanco nos llena de preocupación porque actualmente la sequía afecta también la delicada situación del ecosistema Páramo, también afectado por los incendios”, expresó Ronald Ruíz a Sophimanía. “Se requiere rehabilitar la función hídrica del Páramo herido y superar la sequía antes de extraer agua de la zona”. La propuesta mina de Río Blanco está en la cabecera del río Chinchipe, que corre por el norte del departamento de Cajamarca y es afluente del Marañón, que a su vez es afluente del río Amazonas. La mayor parte de los distritos de Huancabamba donde se declararon incendios forestales están en el valle del río Huancabamba (que nace en las Huarinjas), también afluente del Marañón; mientras que los declarados en las jalcas o páramos de Pacaipampa y el bosque seco de Suyo se hallan a lo largo del río Quiroz, afluente del Chira, y uno de los aportantes al reservorio de Poechos. Por ahora sus compuertas solo se levantan por la noche para mantener fluído el caudal ecológico que por ley debe tener el río

Chira, para conservar la vida que junto a él se apiña y para que no pare una central hidroeléctrica que le vende energía al Sistema Nacional Interconectado. Como dato adicional, parte del agua del río Quiroz también se trasvasa al valle Chipillico para crear el embalse de San Lorenzo, donde la tensión no ha disminuído desde hace década y media debido a la creciente demanda y el poco recurso.

c. San Lorenzo.

El valle de San Lorenzo tiene unos 430 km² de superficie, de los que 25 se dedican a producir arroz, y es ahora la causa de fricciones que han llevado incluso a resguardar el reservorio del mismo nombre con un contingente policial desde el jueves 24, en previsión a una posible protesta de los productores del cereal, quienes reclaman más agua para sus cultivos. Y todos los años se repiten los tensos episodios entre el gremio de arroceros, acaso el más fuerte del valle, y la Junta de Usuarios, que maneja el suministro de agua y la infraestructura que la transporta. “La causa es la falta de cumplimiento del plan de aprovechamiento del recurso hídrico al haberse sembrado exageradamente miles de hectáreas de arroz en los valles y la ausencia de lluvias, y con ello el bajo volumen almacenado en reservorios”, declaró a Sophimanía, Ronald Ruíz.

Figura 58

El distrito Suyo, en la costa de Piura y limítrofe con Ecuador, ya enfrentaba un serio problema ambiental debido a la minería ilegal; ahora debe sumar la desaparición de 200 hectáreas de bosque seco debido a un incendio azuzado por la sequía y rachas de vientos fuertes



El valle San Lorenzo se ubica mayormente en el distrito Tambogrande, donde viven más de 96 mil personas, principalmente dedicadas a la agricultura de frutales, cereales y algunos cultivos industriales. Aquí se produce y exporta mango y limón a Estados Unidos y Europa Occidental. Todo el distrito, y en especial la ciudad de Tambogrande (donde vive el 30% de su población), toma agua del reservorio San Lorenzo, que en realidad queda en el distrito Las Lomas, al norte, y que posee una pequeña fracción del valle. Según su jefe de operación y mantenimiento, Alfonso Castillo, solo tiene alrededor de 14 MMC almacenados, cuando el mínimo ideal es 60 MMC. Con 110 MMC se podría respirar tranquilo, aunque esto representa la tercera parte de la

capacidad inicial con que fue construido en 1960. Castillo dijo al diario El Tiempo de Piura que el reservorio se encuentra cerrado desde el 16 de noviembre. En ese contexto, la población de la costa de Piura cuenta cuántos días le faltan al calendario y mira hacia la Sierra por si, paradójicamente, alguna nube negra les augura lluvias. Aunque sin bosques ni pastizales que atraigan y capten agua, debido al fuego, las esperanzas son pocas.

2.5.2. Puno: escasez de lluvias afecta 33 mil hectáreas de cultivos.

a. La falta de lluvias y presencia de heladas han afectado al 10% del área cultivable de la región

Figura 59

Los cultivos más afectados son la papa, quinua y otros granos andinos



(Foto: Carlos Fernández).

La escasez de lluvias reportadas desde hace más de dos semanas en varias provincias puneñas de la zona norte, están afectando los cultivos y poniendo en serio riesgo la producción agrícola. Más de 35.000 hectáreas de siembras, lo que representa el 10.58% del total de área sembrada están perjudicadas por el déficit hídrico, informa la Dirección Regional Agraria de **Puno**

(DRAP). Los daños en los cultivos de pan llevar como papas, quinua y otros granos andinos, así como el forraje para el ganado, son principalmente en las provincias de Azángaro, Carabaya, Lampa y Melgar. Además, de la escasez de **lluvias**, otro fenómeno climático que causa daños en la agricultura son las granizadas y heladas, informó el director de la Oficina de Estadística de la DRAP, Germán Cutipa Flores. “Será muy importante el comportamiento climático en los siguientes días. El Servicio Nacional de Meteorología e Hidrología (Senamhi) proyectó el reinicio de precipitaciones pluviales en estos días. De cumplirse ese pronóstico, la situación mejorará para los productores agropecuarios de la región”, expresó el funcionario.

Sin embargo, en este fin de semana, las lluvias siguen ausentes, las precipitaciones son esporádicas, raleadas, por breves momentos y focalizadas (sectores reducidos), además de las granizadas en algunas zonas y heladas en otras, según reportes del Senamhi Puno. Para mejorar ese panorama, será necesario distribuir fertilizantes entre los productores agropecuarios. Sin embargo, el director de la entidad agraria, señala que no cuenta con suficiente presupuesto para entregar esa clase de ayuda para los agricultores. “En stock tenemos 80.000 kilos de abono foliar para su distribución y se requieren por lo menos medio millón de kilos para entregar a todos los productores afectados y salvar en estos momentos la campaña agrícola 2016-2017”, asegura William Pablo Morales Cáceres, director de la DRAP. También indica que, al no tener recursos para afrontar ese problema, se están elevando informes al sistema de seguro agrario catastrófico que cobertura 98.000 mil hectáreas en la región Puno. Además de las afectaciones en los cultivos por escasez de lluvias, también se están reportando la presencia de plagas como trips y estrips en los cultivos de papas y k’ona k’ona en la quinua. En este caso, los propios agricultores deberán afrontar ese inconveniente efectuando la fumigación de sus campos de cultivo, mientras no se presenten lluvias de fuerte intensidad que generalmente regula esa clase de plagas.

2.6. Problemática del Sector Agrario Peruano, su competitividad y propuesta de solución.

2.6.1. Introducción al sector agrario peruano.

En el presente trabajo se analiza la competitividad de la agricultura peruana, utilizando el enfoque metodológico conocido como Diamante de Porter teniendo en cuenta las condiciones de los factores básicos y avanzados, condiciones de la demanda, estrategia, estructura y Rivalidad de las empresas, industrias relacionadas y de apoyo, condiciones de la demanda, al Gobierno y otros elementos clasificados como “azar” o casualidad. El estudio recoge información secundaria confiable del sector y de organizaciones tales como el Banco Interamericano de Desarrollo quienes han realizado estudios relevantes sobre productividad del sector agrario peruano. El documento está organizado en cuatro secciones además de esta introducción. La sección siguiente presenta, de forma general, La problemática del sector Posteriormente, se realiza el análisis competitivo del sector utilizando la herramienta antes mencionada para analizar los principales factores determinantes de la competitividad del sector agrario Finalmente se plantean propuestas para superar las principales restricciones de la competitividad del sector agrario recoge información secundaria confiable del sector y de organizaciones tales como el Banco Interamericano de Desarrollo quienes han realizado estudios relevantes sobre productividad del sector agrario peruano. El documento está organizado en cuatro secciones además de esta introducción. La sección siguiente presenta, de forma general, la problemática del sector. Posteriormente, se realiza el análisis competitivo del sector utilizando la herramienta antes mencionada para analizar los principales factores determinantes de la competitividad del sector agrario. Finalmente se plantean propuestas para superar las principales restricciones de la competitividad del sector agrario.

2.6.2. Problemática del sector agrario.

Desde el 2005, la agricultura ha tenido un crecimiento positivo debido al dinamismo de la economía interna y la apertura comercial, a pesar de la desaceleración en el 2009 producto de la crisis financiera internacional. Sin embargo, el agro nacional registra aún un bajo nivel de desarrollo agrario y rural, que debe superarse para aprovechar mejor las oportunidades que se están generando. Las causas que explican este problema son:

(1) Aprovechamiento no sostenible de los recursos naturales,

(2) bajo nivel de competitividad y rentabilidad agraria.

(3) limitado acceso a servicios básicos y productivos del pequeño productor agrario, y (4)

Débil desarrollo institucional en el sector agrario (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual actualizado 2007/2011, 2008) El Bajo nivel de Competitividad y Rentabilidad Agraria tiene como origen a las siguientes causas: Bajo nivel del capital humano, físico y social, Inadecuado sistema de comercialización, Inadecuados servicios agrarios. El aprovechamiento inadecuado de los recursos naturales puede ocasionar daños irreparables sobre su disponibilidad y los ecosistemas. Esto debido principalmente a: Inadecuado manejo del recurso forestal y fauna y de los recursos de tierra y agua, Insuficiente asignación de derechos de uso sobre los recursos de tierra y agua que limitan el aprovechamiento racional de los recursos naturales, pues no garantiza su control y restringe las inversiones privadas Limitado Acceso a Servicios Básicos y Productivos del pequeño productor agrario este problema es generado por: El limitado apoyo al desarrollo de actividades económicas no agrarias que permita mejorar los ingresos y los Insuficientes servicios públicos de salud, educación, electrificación, saneamiento y de infraestructura vial y comunicaciones.

Luego de este sucinto análisis de la problemática en el siguiente bloque analizaremos al sector agrario usando la herramienta del Diamante de Porter para explicar la posición competitiva del sector.

2.6.3. Análisis de competitividad del sector.

De acuerdo a Porter el que una nación cuente con sectores capaces de competir exitosamente en el mercado, depende en gran medida del contexto que rodean a las empresas que conforman un sector, pues estas no son entes aislados y este entorno está compuesto por cuatro grupos de atributos y dos de contexto. En ese sentido de analizará lo siguiente.

2.6.3.1 Las condiciones de los factores. De acuerdo a la metodología del Diamante de Porter, (Porter, 1990) los factores que determinan las competitividades se clasifican en básicos y avanzados.

A1) Factores Básicos.

El Perú es un país mega diverso que abarca una gran variedad de ecosistemas (climas, especies animales y vegetales) que lo diferencian del resto del mundo y le asignan ventajas comparativas sobre los demás países de la Costa del Pacífico que, junto a otros factores, condiciona las opciones tecnológicas a utilizar para el productor agrario. Por lo tanto, el sector agrario puede ser caracterizado bajo dos aspectos: Disponibilidad de recursos naturales enfatizando la superficie para uso agropecuario y forestal, la dotación del recurso hídrico y el factor climático y tipología productiva que resulta de la combinación del nivel tecnológico y de gestión para el aprovechamiento de estos recursos naturales.

Recursos para la actividad agropecuaria. Tierra de uso agrícola con alto fraccionamiento. De acuerdo al diagnóstico realizado por el Ministerio de Agricultura del Perú (MINAG), nuestro país posee una superficie de 128.5 millones de hectáreas-ha (12% costa, 28% sierra y 60% selva),

de los cuales 7.6 millones (6%) tienen aptitud para cultivos agrícolas, 17 millones (13%) corresponden a tierras con aptitud para pastos y 48.7 millones son tierras con aptitud forestal (38%); el resto comprende a tierras de protección. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008) Según el último Censo Nacional Agropecuario, la superficie agrícola en uso era de 5.5 millones de ha (4.3% de la superficie total), de la cual 2.1 millones correspondían a tierras con cultivos transitorios, 892 mil a cultivos permanentes y la diferencia era establecida por tierras en barbecho, en descanso, no trabajadas y cultivos asociados. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008). El Perú contiene 84 de las 104 zonas de vida reconocidas en el mundo y 11 eco regiones, sus bosques albergan el 11% de las especies de fauna silvestre, el 8% de la flora del mundo. Antonio Brack Egg “Econegocios y Eco inversiones en el Perú”. 2003.

Por otro lado, la superficie agropecuaria presenta una alta fragmentación de la tierra, la cual se expresa en el reducido tamaño de las unidades agropecuarias, que a su vez comprenden parcelas dispersas (situación agravada por la topografía nacional), lo que constituye un gran obstáculo a la rentabilidad del agro, donde el 84% de las unidades agropecuarias eran menores de 10 ha y ocupaban alrededor del 50% del total de la superficie. Se estima que en la actualidad estas cifras aún son más atomizadas, dado que no existe un mercado de tierras desarrollado (principalmente en Sierra y Selva) y la transferencia de propiedad en mayor proporción se da de padres a hijos por herencia familiar. Esta reducida extensión de las parcelas, genera obstáculos para el desarrollo de una agricultura moderna, ya que no permite el desarrollo de economías de escala para minimizar costos de producción, además de ser una limitación para la obtención de créditos, con la consiguiente pérdida de capacidad de negociación del agricultor, a lo largo del proceso productivo y la comercialización de los productos agrícolas.

La superficie agrícola cultivada se encuentra en las 3 regiones naturales, la Costa, cuenta con 15 millones de ha (12% del territorio), de los cuales 700 mil ha se encuentran bajo cultivo, esta región tiene buena infraestructura de transporte y productiva lo cual ha facilitado el desarrollo del mercado de agro exportación. Por su parte la Sierra, cuenta con 35.9 millones de hectáreas (28% del territorio) de los cuales 1.2 millones de ha se encuentran bajo cultivo, esta región tiene limitaciones de infraestructura y requiere para su desarrollo de mayor inversión pública y privada. La selva, cuenta con 77.5 millones de ha (60% del territorio) de los cuales 600 mil ha se encuentran bajo cultivo. En la Selva, al igual que en la Sierra, se requiere generar condiciones adecuadas para atraer inversiones privadas y priorizar la inversión pública que permita revertir la degradación ambiental provocada por la agricultura migratoria, la deforestación y contaminación.(MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011,2008). Agua para uso agrícola La variada orografía del territorio peruano caracterizada por la Cordillera de los Andes que se extiende longitudinalmente de Norte a Sur, da origen a la conformación de ríos y Unidades Hidrográficas (cuencas e intercuencas). Información tomada del Plan Estratégico Sectorial Multianual –2007-2011 del Ministerio de Agricultura, actualizado al 2008.

Así, el Perú cuenta con importantes recursos hídricos, distribuidos en 159 Unidades Hidrográficas en tres grandes vertientes: la del Pacífico con 62 unidades hidrográficas, la del Atlántico con 84 y la del Lago Titicaca con 13. Posee alrededor de 12,200 lagunas en la sierra, más de 1,007 ríos que tienen una disponibilidad media de 2, 046,287 MMC concentrados principalmente en la vertiente amazónica. La vertiente del Pacífico caracterizada por su aridez, dispone solo del 1,8 % de los recursos de agua del país con un índice de 2,040 m³/hab-año, pero en ella se concentra el 65% de la población que produce el 80,4% del PBI del país. En contraste, la vertiente del Atlántico cuenta con el 97,7 % de los recursos de agua, representa una población

de 30% del total nacional, una disponibilidad hídrica de 232,979 m³/hab-año y produce el 17,7 % del PBI del país. Por último, la vertiente del Lago Titicaca tiene una disponibilidad de 0,5% del recurso agua, habitada por una de las poblaciones más pobres del país, con una disponibilidad hídrica de 7,669 m³/hab-año. En nuestro país los principales usos del agua dulce son: agrícola, poblacional, minero, industrial y energético. El consumo nacional de agua está constituido por el aprovechamiento consuntivo que alcanza los 20,072 MMC/año y, como aprovechamiento no consuntivo o energético, 11,139 MMC/año. El aprovechamiento consuntivo más importante a nivel nacional corresponde al sector agrícola con el 80%. El área de riego en el país, está representado por un área potencial de 6, 411,000 ha, siendo el Área actual bajo riego de 1, 729,064 ha (32%) y 3, 747,911 ha (68%) bajo seco. En la Costa se tiene un área bajo riego de 1, 080,000 ha de las cuales solo se utilizan alrededor de 836,000 ha; la Sierra posee el 18% del Área y la Selva cuenta con el 5% restante. La eficiencia promedio de riego varía entre 35 a 40%. El proceso de calentamiento global genera cambios climáticos que vienen afectando a la agricultura y generando problemas económicos y sociales. Este proceso se expresa en la escasez de agua en la costa (caso Villa curí en Ica y La Yarada en Tacna, aunado a una sobreexplotación del recurso hídrico), sequía y heladas en la sierra, así como friaje en la selva. Por otro lado, las malas prácticas agrarias que afecta al recurso tierra, tales como el riego excesivo, sobrepastoreo, deforestación, están agravando este problema.

Además, el cambio climático afecta a los glaciares y especialmente los tropicales, los cuales son excelentes indicadores de la evolución del clima, ecosistemas vulnerables y constituyen las reservas sólidas de agua dulce que son utilizadas para el consumo y actividades productivas importantes como: agricultura, hidroeléctrica, actividad minera y proyectos agroindustriales.

La ostensible disminución y pérdida de estas reservas como consecuencia del acelerado proceso de desglaciación y sus repercusiones, son motivo de una preocupación creciente en la comunidad científica del mundo. Debemos mencionar, que el 71% de los glaciares tropicales de los Andes Sudamericanos, se encuentran en el Perú. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008) Mano de Obra con baja productividad. Un estudio realizado por encargo del Banco Interamericano de Desarrollo revela que sectores como la agricultura han visto reducirse sus niveles de productividad, ampliándose así la brecha productiva en el país. ...En años recientes al interior de la agricultura se están observando importantes recomposiciones de producción y empleo, dado el crecimiento de sectores modernos en la agricultura, como aquella vinculada a la exportación. En muchos casos, se trata de iniciativas aun pequeñas, en algunas ciudades de la costa del país, derivadas del empuje de empresarios emprendedores que han visto en el escenario internacional, condiciones para hacer negocios, pero que es necesario de acumulación, No obstante, el grueso de la PEA agrícola, que se concentra en la sierra del país, no ha experimentado este proceso. (Chacaltana y Yamada, 2009) Perú:

Producto por trabajador sectorial 2005 -2006.

Perú: Producto por trabajador sectorial 2005 -2006

Fuente: Informe sobre calidad del Empleo y productividad laboral en el Perú.

A2). Factores Avanzados. Brechas en la Infraestructura. Los avances realizados en infraestructura en el sector rural en el país han sido importantes en los últimos años, pero aún persisten brechas en los sectores relacionados a telecomunicaciones, agua y saneamiento, energía eléctrica y transporte. Si se realiza una primera aproximación sobre las condiciones de los productores agrícolas, se puede evidenciar la presencia de diversos limitantes al desarrollo de dichas actividades relacionados con condiciones de infraestructura. La ENAHO también permite

presentar información sobre algunos aspectos relevantes de infraestructura de las viviendas y hogares de productores agrícolas, según dominio geográfico, sobre la base de información al año 2009. En primer lugar, no todos los productores agrícolas cuentan con energía eléctrica para iluminar sus viviendas, por lo cual en algunos casos se recurren a fuentes alternativas como velas. En el caso de la selva, la situación es más grave, puesto que menos de la mitad de productores habitan en viviendas con energía eléctrica. (Cannock, 2011). Según (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008) Uno de los mayores componentes para la competitividad en las cadenas de valor de la agricultura es el acceso a una adecuada infraestructura física. Esto incluye infraestructura que soporte a la producción agrícola (irrigación, energía, transporte, almacenamiento pre y pos cosecha), que asegure un comercio e intercambio eficiente (telecomunicaciones, mercados), que agregue valor (instalaciones de procesamiento y empaque) y que permita el movimiento rápido y eficiente de la producción desde el centro de producción, al centro de procesamiento y los mercados mayoristas (transporte, centros de acopio). Sin embargo, la baja densidad poblacional, lo alejado de algunas zonas y los sistemas de producción dependientes del clima condiciona la participación del sector privado en infraestructura agrícola. Un análisis del Banco Mundial sobre la participación privada en infraestructura en países en desarrollo, entre los años 2003 y 2005, le atribuye solo un 1% del total de inversión directa en infraestructura. En el Perú, existe una brecha muy grande en infraestructura básica y productiva por cerrar conectividad –carreteras, reservorios, canales de irrigación, telecomunicaciones, energía, drenaje, laboratorios de mejoramiento genético de plantas y animales). Según estimaciones del Instituto Peruano de Economía, la Brecha de Infraestructura en el País es del orden de los 20,000 millones de dólares. El Perú, con relación a otros países de América Latina, tiene una escasa dotación vial. La red vial rural brinda acceso al 30% de la población nacional y

al 90% de los centros urbanos del país, teniéndose que gran parte de la red se encuentra en mal estado, agravadas con la incidencia de la topografía y los eventos climáticos. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008).

a.- Elevado riesgo y limitado acceso a Servicios Financieros.

El agro es considerado como una actividad de alto riesgo, por los diversos factores que afectan a la producción (clima, agua, infraestructura, servicios públicos, etc.) y comercialización (transporte, almacenaje, mercado, etc.). Estos problemas asociados a la baja rentabilidad de la mayor parte del agro, lo convierten en poco atractivo para su financiamiento por las Instituciones financieras. A pesar de esto, las colocaciones en el sector se han incrementado en un 75% entre el 2007 y el 2009, por mayores colocaciones de la banca múltiple (+63%) y las cajas municipales (+285%), principalmente. En menor medida, fue la colocación de las cajas rurales y el Agrobanco. Sin embargo, existe una gran brecha entre la oferta actual y las necesidades de financiamiento, predominando el financiamiento informal, dentro del cual destacan los molinos, desmotadoras, acopiadores y comerciantes en general. Entre el 2007 al 2009 el crédito promedio al agro ascendió a S/. 2 800 millones, considerando se han sembrado 1650 miles de hectáreas de los principales cultivos transitorios²⁰, en similar periodo, el requerimiento estimado de financiamiento es de aprox. S/. 8 990 millones de soles²¹, con lo cual se estimaría que el sector financiero proveería alrededor del 32% de recursos financieros de corto plazo. De otro lado, accedieron al mercado financiero 145 810 prestatarios entre empresas y productores individuales. Si se compara con el número total de productores agrarios que suman 1 745 000²², el porcentaje de prestatarios del mercado formal de crédito llega a constituir el 8.4% del total.

b.- Otros factores especializados.

Escaza asociatividad, descapitalización de la agricultura, inadecuados servicios de información e innovación agraria, inadecuado manejo de los recursos forestales y de la biodiversidad, así como limitada cobertura de los servicios de Sanidad Agraria. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual-Actualizado 2007-2011, 2008).

c.- Mercados Distorsionados y Deficientes Canales de Comercialización.

El mercado agropecuario tiene una estructura caracterizada por la gran cantidad de intermediarios en el proceso de comercialización que tienen mayor poder de negociación debido al acceso a la información, volúmenes negociados en el mercado y a su capacidad económica para financiar al productor (financiamiento informal), quien compromete la venta de su producción. Asimismo, existe una deficiente infraestructura de mercados, estimada entre el 15 a 30% del VBP se pierde debido a las mermas producidas por un deficiente manipuleo, almacenamiento, transporte de las cosechas. Algunos estudios indican que la falta de bienes y servicios públicos afecta tanto la competitividad como la eficiencia de los mercados agropecuarios y otros factores especializados. Escaza asociatividad, descapitalización de la agricultura, inadecuados servicios de información e innovación agraria, inadecuado manejo de los recursos forestales y de la biodiversidad, así como limitada cobertura de los servicios de Sanidad Agraria. (MINAG, Plan estratégico sectorial multianual -actualizado 2007-2011, 2008). Como la eficiencia de los mercados agropecuarios.

2.6.3.2. Las condiciones de la demanda. Las condiciones de la demanda del sector se analizan en dos frentes el interno y el internacional. En el frente interno se puede observar un crecimiento lento en el periodo 2009 –2010 ya que la información de los tres principales mercados mayoristas refleja un crecimiento de apenas el 0.3%. En el mercado internacional el sector está

más dinámico tal es así que en el mismo periodo de análisis hubo un crecimiento del 29.2% en las exportaciones. (MINAG, Perú: Sector agrario resultados 2010, 2010).

Por otro lado, es de destacar que la demanda exterior está muy activa en su exigencia de productos orgánicos.

2.6.3.3. Estrategia, estructura y rivalidad de las industrias. Cuando las empresas compiten el mercado local es importante la variable costos de producción y los rendimientos alcanzados en la producción, los mismos que difieren marcadamente en la agricultura costeña con la de la sierra y selva; en cuanto a costos sobre todo por los fletes y en el caso de rendimientos por la tecnología usada. En frente externo un factor importante es el tipo de cambio nominal, que en el corto plazo explica íntegramente al tipo de cambio real, las continuas presiones apreciatorias perjudican la competitividad de precios de las exportaciones agrícolas. Otro factor importante en las condiciones de demanda internacional es la tendencia a las certificaciones orgánicas, de comercio justo, entre otros sellos que pagan precios más altos por demostrar cuidado ambiental, equidad de género o redistribución a los agentes de las cadenas Productivas.

2.6.3.4. Industrias afines y de apoyo. La industria de transformación es dependiente de tecnología extranjera, pero sin embargo en los últimos años se ha logrado un nivel más importante de inversiones en equipos que garantizan buenas prácticas industriales e inocuidad, básicamente para los productos que están orientados al mercado externo. Otra industria que ha logrado una importante performance es la industria de las finanzas vinculada al sector agrícola, incluso el subsector de las micro finanzas no bancarias ha desarrollado tecnologías adecuadas para acercarse al sector rural, aun cuando el fraccionamiento de la propiedad, la informalidad y los bajos rendimientos generan trabas para la Bancarización del sector. El transporte de carga es

razonablemente accesible y de calidad media sobre todo en la agricultura costera sin embargo por las brechas de infraestructura es una enorme deficiencia para el agro rural.

2.6.3.5. Comportamiento del gobierno. Proceso lento de descentralización ,Se han transferido funciones y competencias a los Gobiernos Regionales, los mismos que en su mayoría acreditaron sin tener las capacidades necesarias para afrontar las responsabilidades y las empresas consultoras emitieron informes favorables discutibles sobre cuya base el proceso siguió, estando ahora casi todas las funciones transferidas, sin embargo es aún más lento la transferencia presupuestaria y de recursos humanos del centralismo limeño (de los Ministerios) al interior del país. El proceso de transferencia de recursos está trabado también por la lentitud de la descentralización fiscal que aún sigue atada al proceso de formación de macro regiones que fracasó en un referéndum anterior.

E1). Desarticulación de acciones del estado en el interior del País.

Este fenómeno es usual en las regiones donde las Direcciones Regional de Agricultura o Gerencias de Desarrollo Económico tienen un Plan de Desarrollo que se duplica con las entidades OPD's del sector Público Agrario, que dependiendo del Ministerio de Agricultura de Lima, tal es el caso de Agro rural, Senasa y otros programas. Falta de predictibilidad del Poder Judicial. Esto genera puntos en contra del clima de inversiones ya que por la percepción de altos niveles de corrupción genera temor en los inversionistas cuando tengan que litigar en cuestiones propias del desarrollo de los negocios. Falta de decisión política para profundizar las acciones en torno a la agenda interna (TLC hacia adentro). Estamos en franco proceso de disminución de los aranceles producto de los TLCs formados y en negociación, sin embargo, los esfuerzos por mejorar la productividad y competitividad del sector agrario no es suficiente lo cual genera conflictos con los gremios agrarios que negociaron antes de la firma de los acuerdos.

2.6.3.6. Otros factores del entorno no controlables (Azar). Fenómenos climáticos por ahora no existe información relevante del fenómeno de El Niño, sin embargo, el cambio climático puede generar resultados adversos y limitar el desarrollo de la agricultura. Crisis internacional con efectos de consideración por la falta de desarrollo de mercados internos para frenar la vulnerabilidad frente a nuestro modelo exportador, sin embargo, el BCRP y el MEF están tomando medidas contra cíclicas razonables, para expandir la demanda.

2.6.4. Propuestas para el desarrollo del Sector.

La teoría económica postula que las economías crecen por dos motivos a) mayor acumulación de factores de producción y b) mayor productividad. Sin embargo, también señala que el crecimiento por acumulación de factores tiene límites y que, en el largo plazo, un país crece sólo en la medida en que mejora su productividad. El concepto de productividad depende a su vez de una gran variedad de determinantes, los cuales están asociados al nivel de competitividad de un país. Países más competitivos pueden mantener tasas de crecimiento de la productividad más elevadas en el largo plazo y por tanto alcanzar mayores niveles de ingreso.(BCRP, 2008)Por lo tanto es imperativo tener como objetivo central mejorar los niveles de competitividad del sector agrario y así contribuir a la mejorar de la competitividad nacional y lograr mantener nuestro crecimiento y desarrollo en el largo plazo, para lo cual es importante diseñar o consolidar políticas y estrategias ligadas al uso sostenible de los recursos naturales y la biodiversidad.

Resumiendo, y en base al análisis realizado se define como Objetivos Centrales:

- 1). Mejorar la Competitividad del sector agrario.
- 2) Aprovechar con sostenibilidad los recursos naturales y la Biodiversidad.
- 3) Mejorar la Competitividad del sector agrario.

Para lograr estos objetivos los responsables de la planificación del sector deben considerar que existen factores que pueden ser considerados como los de mayor probabilidad de representar restricciones para el desarrollo del sector, tales como:

a. Cambio tecnológico.

La información presentada sugiere que existe escasa capacidad de generación y adopción de tecnología. Por ello se hacen necesarias políticas de promoción e innovación tecnológica. Asimismo, se requiere una reforma de largo plazo en las instituciones del estado para que de ese modo se logre un cambio sostenido en el tiempo que provea de incentivos para la inversión en innovación que pueda fomentar la competitividad del sector.

b. Cambio climático.

El riesgo climático es un factor que puede limitar el desarrollo de la agricultura especialmente para el caso peruano por considerarse que el Perú es uno de los países más vulnerables al cambio climático, aunque no se cuenta con estimados detallados para el sector agrario sobre los impactos del cambio climático, se han identificado cinco canales potenciales para la existencia de efectos negativos. Además, es evidente que la escasez del recurso hídrico, que siempre ha representado una restricción en nuestro país, puede agudizarse en el largo plazo. Cabe resaltar que el MEF ha creado una unidad especializada en el tema, y los Ministerios sectoriales están incorporando el eje de cambio climático en sus políticas y programas. Sin embargo, se deben plantear diversas medidas de prevención y Mitigación de los potenciales efectos del cambio climático, particularmente, en el sector agrario.

c. Condiciones sanitarias

Las condiciones sanitarias son importantes ya que no solo afectan los cultivos sino el bienestar de los agricultores. Todos los estudios sobre evaluaciones de resultados y de impactos

económicos del SENASA muestran resultados positivos en términos de ingresos para los agricultores, pérdidas evitadas, exportaciones, y, en general, las condiciones de la sanidad agraria al haber avanzado significativamente en el control y erradicación de importantes plagas y enfermedades exóticas y endémicas en el país. No obstante, los riesgos dentro de este campo siguen latentes, especialmente, en lo que respecta a productos hidrobiológicos. Por ello, la participación del SENASA y de otras instituciones relevantes es vital. Se debe considerar, además, tal como lo muestran algunos ejemplos presentados, que las condiciones sanitarias cobrarán cada vez más importancia relativa en la expansión de productos a mercados internacionales. Esto sucede en la medida que haya mayor flexibilización del comercio en términos monetarios y se acentúen medidas conducentes a cuidar la salud pública. Incluso, en bienes agroindustriales que se están exportando en niveles notables, las condiciones sanitarias deben ser primordiales para no restar competitividad en el sector. Por ejemplo, la palta Hass cuenta con ingreso libre de aranceles a EEUU y cuenta con autorización oficial de entrada a ese país por parte del Departamento de Agricultura de EEUU. A pesar de ello menos del 1% de las exportaciones de palta del 2010 se dirigieron a EEUU, debido a las exigencias de tratamiento de frío que dificultan el comercio de la fruta.

d. Brecha en infraestructura.

Aunque la brecha en infraestructura rural en los sectores relacionados a telecomunicaciones, agua y saneamiento, energía eléctrica y transporte sehan acortado, continúan siendo importantes. Si bien se han dado mejoras en focalización, todavía se puede evidenciar que la brecha sigue siendo una restricción relevante para la competitividad.

e. Propiedad de la tierra

Como se ha visto, existen muy pocas parcelas rurales que cuentan con Créditos de propiedad registrados. Asimismo, existe mucha atomización en los predios agrícolas. La atomización en conjunto con la informalidad en la propiedad de la tierra, limita el dinamismo del mercado de tierras y la adopción de asociaciones que pueden promover mejoras en la competitividad.

f. Las economías de aglomeración.

Que permiten los clústeres son clave para la competitividad. En el Perú factores como el minifundismo y los elevados costos de transacción, la falta de financiamiento para pequeños productores y el no respeto de contratos entre ciertos productores son limitantes que podrían superarse a través de la asociatividad, el cual es un proceso que requiere tiempo. Otras acciones relevantes para la mejora de la competitividad deben ser las siguientes:

g. Gestión del agua. Incrementar la eficiencia de la gestión del agua y el uso sostenible de los recursos hídricos, para lo cual se debe implementar el marco normativo promotor de la inversión privada en proyectos de irrigación para ampliar la frontera agrícola, implementar mecanismos de cofinanciamiento de proyectos de rehabilitación de la infraestructura de riego, con la participación de los Gobiernos Regionales, Locales y del sector privado.

h. Acceso a Mercados

Desarrollar mercados internos y externos para la orientación de la producción agropecuaria y agroindustrial; diseñando y ejecutando programas de capacitación y asistencia técnica para la incorporación de los pequeños productores a los mercados interno y externo, promover el desarrollo y modernización de centros de acopio, y mercados; Diseñar mecanismos de cofinanciamiento de planes de negocios a través de operadores del sector privado para los servicios de asesoría empresarial. Información Agraria: Desarrollar un sistema de información

agraria destinada a cubrir una amplia cobertura de usuarios y de utilidad para la toma de decisiones de los productores agropecuarios. Capitalización y Seguro: Fomentar el desarrollo de los Servicios Financieros y seguro y apoyar con fondos concursables no reembolsables a pequeños y medianos agricultores.

i. Aprovechamiento sostenible de los recursos naturales y biodiversidad. Crear y fortalecer los Consejos de Cuencas Regionales e Interregionales.

Diseñar y ejecutar planes de manejo de cuenca hidrográfica en todo el territorio nacional. Consolidar el manejo sostenible para el aprovechamiento de los recursos forestales y de fauna silvestre, asegurando la conservación de la biodiversidad y su entorno ecológico de los ecosistemas forestales. Promover el aprovechamiento forestal y de fauna silvestre, con un enfoque sostenible. Impulsar la investigación forestal y de fauna, tecnología apropiada para el aprovechamiento eficiente del recurso forestal y de fauna. De manera adicional, otros limitantes que aparecen en el informe son:

- Aunque se ha mostrado que el TCR no está generando en la práctica restricciones a la competitividad del sector, si se encuentra que su tendencia podría implicar dicho riesgo en el futuro. De continuar la tendencia a la sobrevaluación del TCR del período 2007-

2010, se estará presionando sobre las ventajas comparativas de los cultivos, y obviamente habrá una mayor necesidad de aumentar la productividad para compensar la caída en el TCR. En ese sentido es recomendable efectuar un constante monitoreo a las fluctuaciones del mismo e implementar un programa de sistema de compensaciones ante grandes cambios o fluctuaciones.

- El acceso a mercados financieros no constituiría una prioridad que amerite una especial atención en términos de intervención en políticas públicas o programas de inversión dado la estabilidad financiera y la apertura a mayores microcréditos del sector financiero. Sin embargo, se

encuentra que las tasas de interés son relativamente altas. Ello podría estar limitando el acceso al crédito de pequeños productores. • La política tributaria y comercial influye sobre los incentivos en el sector agrícola del país. La política comercial en el Perú tiene como finalidad incrementar la competitividad agraria a través de expandir el mercado para los bienes de producción nacional a nivel internacional como nacional. Por lo tanto, es necesario evaluar y hacer los cambios que correspondan para que la estructura de tributaria y arancelaria del sector, y la política presupuestal del sector público esté alineada en términos de promover la competitividad del sector agrario.

2.6.5. Conclusiones sobre el Sector.

Las causas que explican este problema de un bajo desarrollo del sector agrario peruano son las siguientes:

Bajo nivel de competitividad y rentabilidad agraria, Aprovechamiento no sostenible de los recursos naturales, Y Limitado acceso a servicios básicos y productivos del pequeño productor agrario, y Débil desarrollo institucional en el sector agrario. Las principales restricciones para mejorar la competitividad y la productividad del sector agrario son:

Escasa capacidad de generación y adopción de tecnología. Por ello se hacen necesarias políticas de promoción e innovación tecnológica. Por lo que se requiere una reforma de largo plazo en las instituciones del estado para que de ese modo se logre un cambio sostenido en el tiempo que provea de incentivos para la inversión en innovación que pueda fomentar la competitividad del sector. El riesgo climático es un factor que puede limitar el desarrollo de la agricultura especialmente para el caso peruano por considerarse que el Perú es uno de los países más vulnerables al cambio climático, aunque no se cuenta con estimados detallados para el sector agrario sobre los impactos del cambio climático, se han identificado cinco canales potenciales para la existencia de efectos negativos. Por lo que deben plantear diversas medidas de prevención

y mitigación de los potenciales efectos del cambio climático, particularmente, en el sector agrario. Aunque la brecha en infraestructura rural en los sectores relacionados a telecomunicaciones, agua y saneamiento, energía eléctrica y transporte se ha acortado, continúan siendo importantes. Si bien se han dado mejoras en focalización, todavía se puede evidenciar que la brecha sigue siendo una restricción relevante para la competitividad. Como se ha visto, existen muy pocas parcelas rurales que cuentan con créditos de propiedad registrados. Asimismo, existe mucha atomización en los predios agrícolas. La atomización en conjunto con la informalidad en la propiedad de la tierra, limita el dinamismo del mercado de tierras y la adopción de asociaciones que pueden promover mejoras en la competitividad. Las economías de aglomeración que permiten los clusters son clave para la competitividad. En el Perú factores como el minifundismo y los elevados costos de transacción, la falta de financiamiento para pequeños productores y el no respeto de contratos entre ciertos productores son limitantes que podrían superarse a través de la asociatividad, el cual es un proceso que requiere tiempo. Las condiciones sanitarias son importantes ya que no solo afectan los cultivos sino el bienestar de los agricultores. Todos los estudios sobre evaluaciones de resultados y de impactos económicos del SENASA muestran resultados positivos en términos de ingresos para los agricultores, pérdidas evitadas, exportaciones, y, en general, las condiciones de la sanidad agraria al haber avanzado significativamente en el control y erradicación de importantes plagas y enfermedades exóticas y endémicas en el país. No obstante, los riesgos dentro de este campo siguen latentes, especialmente, en lo que respecta a productos hidrobiológicos. **(Fuente: BCRP. Notas de Estudio: Limitantes del crecimiento Económico. Cannock Noviembre del 2011, BID. MINAG Plan estratégico sectorial multianual. Eco. Lindón Vela Meléndez, docente de la Universidad Pedro Ruiz Gallo, y, Ing. José Gonzales Tapia Gerente General de**

Edpyme). Peñaherrera Castillo Nelson. Plataforma informativa. Factortierra.Net. Redactor de elregionalpiura.com.pe.

2.7. Teorías generales relacionadas a la física de las nubes.

2.7.1. *Termodinámica del aire seco.*

2.7.1.1. Composición de la atmosfera. El aire es una mezcla de varios gases denominados permanentes, un grupo de gases de concentración variable, así como partículas sólidas y líquidas también de variable concentración. El nitrógeno (78%) y el oxígeno (21%) en volumen constituyen los gases permanentes, el resto el (1%) está constituido básicamente de argón con vestigios de neón, helio y otros gases, esta composición es uniforme y se mantiene constante hasta los 90 Km de altura. De los gases presentes en cantidades variables, los más abundantes son el vapor de agua, el anhídrido carbónico y el ozono. Las partículas de materia sólidas y líquidas, suspendidas en el aire, se denominan aerosoles, como son las gotitas de agua, incluyendo las nubes, partículas de polvo ordinario, este grupo selecto de aerosoles denominados “núcleos higroscópicos”, son cruciales en la condensación del vapor de agua en la atmosfera. En meteorología se estudia el aire tratándolo como una mezcla de dos gases ideales, es decir “aire seco” y vapor de agua, esta mezcla se denomina aire húmedo. Las propiedades termodinámicas del aire húmedo se determinan combinando los comportamientos, por separado del aire seco y del vapor de agua.

2.7.1.2. La ecuación de estado para el aire seco. La ecuación de estado para un gas perfecto o Ley de un gas ideal, expresa la relación que existe entre la presión, el volumen y la temperatura de un gas en equilibrio térmico de la siguiente manera:

$$pV = R$$

Donde:

P = presión

V = Volumen

R = Constante típica de cada gas en particular

T = temperatura.

2.7.1.3. La primera Ley de la Termodinámica. La Primera Ley de la Termodinámica es una declaración de dos hechos empíricos:

. El calor es una forma de energía.

. La energía se conserva.

La primera es la denominada Ley de Joule, y expresa el equivalente mecánico del calor como:

$$1 \text{ cal} = 4.186 \times 10^7 \text{ ergs} = 4.186 \text{ Joules.} \quad (2.54)$$

El segundo hecho empírico puede escribirse en forma algebraica de la siguiente manera:

$$dQ = dU + dW \quad (2.55)$$

Donde:

dQ = Cantidad de calor dado a un gas.

dU = calor para aumentar su energía interna.

dW = Cantidad de calor para producir trabajo.

En general resulta más útil escribir la última ecuación referida a la unidad de masa de la siguiente forma:

$$dq = du + dw \quad (2.56)$$

2.7.1.4. Procesos especiales. Ecuación general de la conservación de la energía:

$$dq = c_v dT + p d\alpha \quad (2.57)$$

Diferenciando la ecuación (1.14) obtenemos:

$$p \, d\alpha + \alpha \, dp = R' \, dT \quad (2.58)$$

La ecuación diferencial (1.15) relaciona los cambios de presión, volumen específico y Temperatura en condiciones de equilibrio termodinámico.

Combinando las ecuaciones (1.14) y (1.15) obtenemos:

$$dq = (c_v + R') \, dT - \alpha \, dp$$

Pero:

$$c_p = (dq/dT)_p = c_v + R'$$

De tal manera que:

$$dq = c_p \, dT - \alpha \, dp \quad (2.59)$$

Vamos a definir algunos procesos especiales muy utilizados en termodinámica:

a.- Proceso isobárico: $dp = 0$

$$dq = c_p \, dT = (c_p/c_v) \, c_v \, dT = (c_p/c_v) \, du \quad (2.60)$$

b.- Proceso isotérmico: $dT = 0$

$$dq = -\alpha \, dp = p \, d\alpha = dw \quad (2.61)$$

c.- Proceso isostérico: $d\alpha = 0$

$$dq = c_v \, dT = du \quad (2.62)$$

d.- Proceso adiabático: $dq = 0$

$$c_p \, dT = \alpha \, dp \quad (2.63)$$

$$c_v \, dT = -p \, d\alpha \quad (2.64)$$

2.7.1.5. Entropía. La segunda Ley de la Termodinámica implica la existencia de otra variable de Estado, llamada entropía, que puede definirse mediante la siguiente ecuación:

$$d\Phi = dq/T \quad (2.65)$$

Donde:

$d\Phi$ = aumento de entropía específica

dq = adición de la cantidad de calor a la unidad de la masa del gas

T = temperatura a la que se adiciona la cantidad de calor

De la ecuación (2.59) se deduce que:

$$d\Phi = 1/T (c_p dT - \alpha dp) = c_p (dT/T) - R'dp/p = c_p (dT/T - k dp/p) = c_p(d\Theta/\Theta) \quad (2.66)$$

Integrando esta ecuación nos conduce a:

$$\Phi = c_p \ln \Theta + \text{const.} \quad (2.67)$$

Esta ecuación liga la entropía a la temperatura potencial. Resulta evidente que los procesos

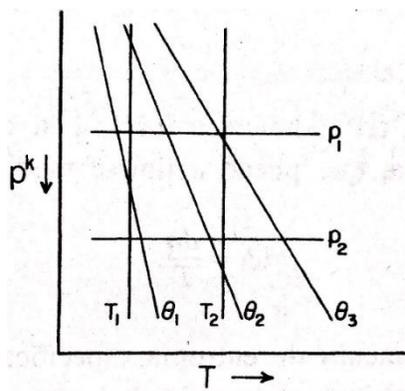
Adiabáticos ($dq = 0$) son también isoentropicos.

2.7.1.6. Diagramas termodinámicos meteorológicos.

a. - Diagrama adiabático o diagrama de Stüve).

Es un diagrama termodinámico basado en la ecuación adiabática que pone de Manifiesto que para un valor dado de (Θ), existe una relación entre (T) y (p^k), en consecuencia los procesos adiabáticos en un diagrama termodinámico cuyas coordenadas sean (T) y (p^k), vendrán representados por trayectorias rectilíneas.

Este tipo de diagrama resulta conveniente para representar procesos adiabáticos Atmosféricos. Una línea a lo largo de la que $\Theta = \text{constante}$, se denomina adiabática. La figura 1.4 nos da una visión esquemática del diagrama de Stüve, con coordenadas de entrada: presión y temperatura, así como el aspecto de las isobaras, adiabáticas e isotermas.

Figura 60*Diagrama de Stüve***b. - Emagrama.**

Se denominan diagramas termodinámicos verdaderos o reales aquellos en los que el área es proporcional a la energía (o trabajo), siendo la constante de proporcionalidad la misma para todo el diagrama. Por lo tanto, un diagrama (p, α)

Es de este tipo, pues el área de cualquier contorno cerrado es proporcional al trabajo realizado en un proceso cíclico definido por dicho contorno.

En meteorología las variables de estado que con mayor frecuencia se utilizan para describir el estado del aire, son la presión y la temperatura. Es posible construir un Diagrama termodinámico real, a base de las coordenadas (p) y (T) ,

A partir de las ecuaciones (1.9) y (1.15), en efecto tenemos que:

$$dw = p d\alpha = R' dT - \alpha dp$$

Para un proceso cíclico:

$$\int_c dw = \int_c R' dT - \int_c R' T dp/p \quad (2.68)$$

Pero en la ecuación (1.28), $(R \cdot T)$ es una diferencial exacta cuya integral se anula, de modo que el trabajo realizado se reduce a :

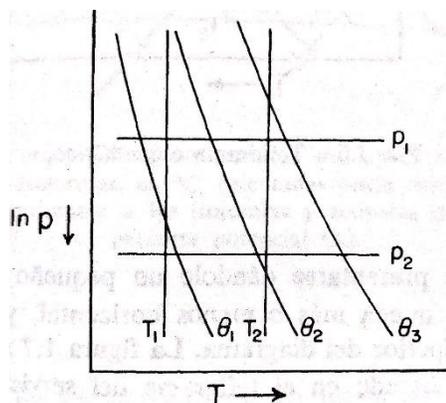
$$\int_c dw = -R \int_c T d(\ln p) \quad (2.69)$$

Resultado que indica que un diagrama en el que las variables de entrada sean

(T) y (p) , será un diagrama termodinámico real, este tipo de diagramas se denomina **(emagrama)**, abreviación de diagrama de energía por unidad de masa y viene ilustrado *esquemáticamente en la figura No.1.15.*

Figura 61

Emagrama



c. – Tefigrama.

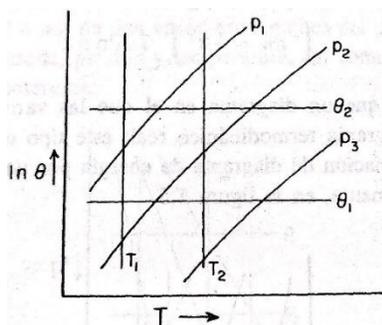
partir de la ecuación en que se define la entropía, se deduce que la cantidad **total** de calor involucrado en un proceso cíclico es:

$$\int_c dq = \int_c T d\Phi = c_p \int_c T d(\ln \Theta) \quad (2.70)$$

En consecuencia, en un diagrama cuyas coordenadas de entrada sean (T) y (Φ) , lo que es equivalente a (T) y $(\ln \Theta)$, se satisface la condición requerida, respecto a la relación área-energía, para que sea un diagrama termodinámico real. Este tipo de diagramas se denomina **(Tefigrama)**, o diagrama (T) , (Φ) , y viene representado esquemáticamente en la figura No.2.63. Rogers R.R. 1era Ed. Física de las nubes. (pp 1-3). Barcelona.España.Ed.Reverte.2015.

Figura 62

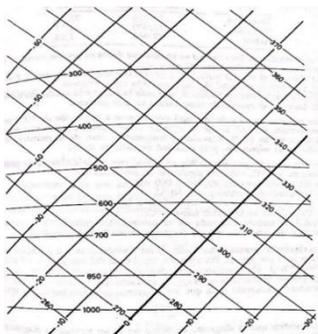
Tefigrama esquemático



El tefigrama suele presentarse dándole un pequeño giro, mediante el cual el final de las isobaras queda más o menos horizontal, y con la presión decreciendo hacia la parte superior del diagrama. La figura No.2.63. Ilustra un diagrama con dicha orientación, está basado en el tefigrama del Servicio Meteorológico Canadiense.

Figura 63

Tefigrama esquemático



Tefigrama esquemático: las isobaras son aproximadamente horizontales, acotadas en (mb)
 Las isotermas en (oC), orientadas hacia arriba y a la derecha. Las adiabáticas secas o normales a
 las isotermas y acotadas de acuerdo con su temperatura potencial (K).

2.7.2. *El vapor de agua y sus efectos termodinámicos.*

2.7.2.1. Ecuación de estado del vapor de agua. Contrariamente a lo que sucede con otros
 componentes de la atmosfera, el agua está presente en las tres fases: solida, liquida y gaseosa. En
 su fase de vapor, el agua en la atmosfera se comporta, con buena aproximación, como un gas ideal
 siendo su ecuación de estado:

$$e = \rho_v R_v T \quad (2.71)$$

Donde:

e = Presión de vapor.

ρ_v = Densidad del vapor

R_v = Constante individual de los gases, para el vapor de agua es (0.461 J/g K)

Esta ecuación se escribe a veces de la siguiente forma:

$$e = \rho_v (R' / \epsilon) T \quad (2.72)$$

Donde:

$$\epsilon = R' / R_v = m_v/m = 0.622.$$

El calor especifico del vapor, a presión constante es de (1.81 J/g. K), a volumen

Constante es de (1.35 J/g K).

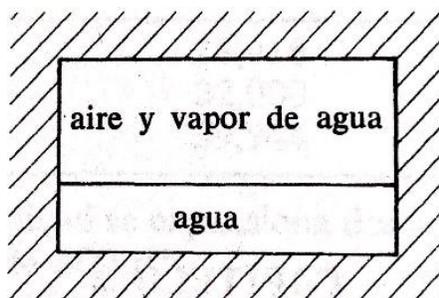
2.7.2.2. La ecuación de Clausius - Clapeyron. Consideremos un recipiente, aislado
 térmicamente cerrado, parcialmente lleno de agua, como se indica en la Figura No.2.1. Las
 moléculas de la superficie libre del agua están en constante agitación y algunas logran escapar en

forma de moléculas de vapor. Por otra parte, algunas de las moléculas de vapor chocan con la superficie líquida y se fijan sobre ella. Esta condensación y evaporación tiene lugar simultáneamente, para una temperatura determinada se alcanza eventualmente una condición de equilibrio, cuando los dos procesos tienen lugar con la misma velocidad.

Entonces las temperaturas del aire y del vapor son iguales a la del líquido, y ya no hay transferencia neta de moléculas de una a otra fase, se dice que, en estas condiciones, el espacio por encima de la superficie líquida está saturado de vapor de agua. La presión parcial debido al mismo, en tal caso, se denomina presión de saturación del vapor, y resulta que tan solo depende de la temperatura, esta dependencia funcional viene descrita por una importante ecuación diferencial.

Figura 64

Vapor en equilibrio con superficie líquida.



Para pasar de la fase líquida a la de vapor hace falta calor, debido a que las moléculas gaseosas tienen una energía cinética superior a la de las del líquido, a igual temperatura. Designemos por L la cantidad de calor necesario para convertir a la unidad de masa líquida en vapor, manteniendo constante la presión y temperatura, es el calor latente de vaporización.

Para dicha transición de la fase líquida (1) a vapor (2) tenemos:

$$L = \int d q = \int d u + \int p d \alpha = u_2 - u_1 + e_s (\alpha_2 - \alpha_1) \quad (2.73)$$

Donde (e_s) designa la presión de saturación de vapor, y se mantiene Constante durante todo el proceso. Como la temperatura también es constante, podemos escribir asimismo:

$$L = T \int d q/T = T (\Phi_2 - \Phi_1) \quad (2.74)$$

Igualando resulta:

$$u_1 + e_s \alpha_1 - T \Phi_1 = u_2 + e_s \alpha_2 - T \Phi_2 \quad (2.75)$$

Esta particular combinación de variables termodinámicas permanece Constante en un proceso, isotérmico e isobárico, de cambio de fase, tal combinación se conoce con el nombre de función de Gibbs del sistema y se designa por (G) , de tal manera que para la fase (1) tenemos:

$$G_1 = u_1 + e_s \alpha_1 - T \Phi_1 \quad (2.76)$$

Es decir la ecuación (2.5) podrá escribirse simplemente como: $G_1 = G_2$
La función de Gibbs aunque se mantiene constante en la transición de fase, varía con la temperatura y la presión, y su dependencia respecto a dichas variables puede determinarse por diferenciación así:

$$d G = d u + e_s d \alpha + \alpha d e_s - T d \Phi - \Phi d T \quad (2.77)$$

Pero:

$$d u + e_s d \alpha = d q = T d \Phi$$

y de la ecuación (2.7) se deduce que:

$$d G = \alpha d e_s - \Phi d T \quad (2.78)$$

Puesto que (G) es la misma para las dos fases: $dG_1 = dG_2$, y con ello se Deduce de la ecuación (2.8) que:

$$d e_s / d T = \frac{\Phi_2 - \Phi_1}{\alpha_2 - \alpha_1} = \frac{L}{T(\alpha_2 - \alpha_1)} \quad (2.79)$$

Este resultado expresa la dependencia de la presión de saturación del vapor de la temperatura y se conoce con el nombre de ecuación de Clausius-Clapeyron.

2.7.2.3. El aire húmedo y su contenido de vapor. El aire en la atmosfera es una mezcla de aire seco y de vapor de agua, existen diversas formas de expresar el contenido de vapor presión de vapor, o presión parcial vapor de agua (e).

- a. Densidad del vapor, o humedad absoluta (ρ_v).
- b. Razón de mezcla (w), definida como la masa de vapor por unidad de masa de aire seco:

$$w = M_v/M_d = \rho_v/\rho_d$$

Y como por la ecuación de estado ($\rho_v = e/R_v T$) y ($\rho_d = (p-e)/R ' T$), la última ecuación puede Escribirse así:

$$w = \epsilon (e/p - e) = \epsilon (e/p) \quad (2.80)$$

- c. Humedad específica, o masa de vapor de agua por unidad de masa de aire húmedo(q):

$$q = \rho_v / \rho = \rho_v / \rho_d + \rho_v = \epsilon.e/p - (1-\epsilon)e = \epsilon(e/p) \quad (2.81)$$

- d. Humedad relativa (f).Es la relación entre la razón de mezcla y su valor de saturación expresado en %.

$$f = 100(w/w_s) = 100 (e/e_s) \quad (2.82)$$

- e. Temperatura virtual (T_v).Es aquella temperatura a la que el aire seco tendría la misma densidad que la muestra de aire húmedo a idéntica presión.

2.7.2.4. Termodinámica del aire húmedo no saturado.

- a. Constante del gas. La ecuación de estado del aire seco podrá ser Aplicada al aire húmedo con la formalidad de sustituir (T) por (T_v)

De esta manera:

$$p \propto R ' T_v \quad (2.83)$$

b. Calor específico. Para determinar el calor específico a volumen constante del aire húmedo (c_{vm}), vamos a considerar la adición de calor a una muestra de aire que consta de un gramo de aire seco más (w) gramos de vapor de agua.

$$(1 + w) d q = c_v d T + w c_{v v} d T$$

Donde:

c_v = calor específico del aire seco.

$c_{v v}$ = calor específico del vapor de agua.

2.7.2.5. Formas de alcanzar la saturación. Una muestra de aire húmedo puede experimentar una serie de procesos que conducen a la saturación. Algunos son de importancia teórica y dan lugar a la introducción de ciertas temperaturas para expresar el contenido de vapor existente.

- a. Temperatura del punto de rocío (T_d). Es aquella temperatura a la cual debe ser enfriado el aire húmedo, manteniendo constantes (p) y (w), con objeto de que alcance justamente la saturación respecto al agua. Análogamente puede definirse el punto, o temperatura de escarcha, cuando la saturación sea respecto al hielo. Naturalmente en el punto de rocío, la razón de mezcla de saturación es igual a la razón de mezcla del aire húmedo:

$$w = w_s (T_d)$$

- b. Temperatura del termómetro húmedo (T_w). Es la temperatura hasta la cual puede ser enfriado el aire por evaporación de agua en el mismo a presión constante, hasta que alcanza la saturación. Adviértase que (w) no se mantiene constante de manera que en general ($T_d \neq T_w$).

Consideremos una muestra de aire húmedo que consta de un gramo de aire seco y (w) gramos de vapor de agua. La primera Ley de la termodinámica aplicada a esta muestra en un proceso isobárico resulta:

$$dq = c_p dT (1 + 0.8 w)$$

En la evaporación de (dw) gramos de agua, se produce una pérdida de calor dada por:

$$(1 + w)dq = -Ldw$$

Y en consecuencia:

$$c_p dT = -L dw (1/1+w) (1/1+ 0.8w) = -L dw (1 - 1.8w)$$

El factor de corrección generalmente puede ser despreciado y entonces tenemos:

$$c_p dT = -L dw \quad (2.84)$$

Si no tomamos en cuenta la ligera dependencia de (L) , respecto a la temperatura, la Ecuación anterior puede integrarse y nos conduce a:

$$T - T_w / w_s = L/c_p \quad (2.85)$$

En consecuencia la temperatura de termómetro húmedo puede expresarse en función de la temperatura y la razón de mezcla. (w_s) es la razón de mezcla de saturación a la temperatura (T_w) .

- c. Temperatura equivalente (T_e) . Es la temperatura que alcanzaría una muestra de aire húmedo, si todo su contenido de vapor de agua se condensara a presión constante. De la ecuación (2.23) puede deducirse una expresión para (T_e) , haciendo $w_s = 0$ (razón de mezcla final) y $(T_w = T_e)$ y nos quedara:

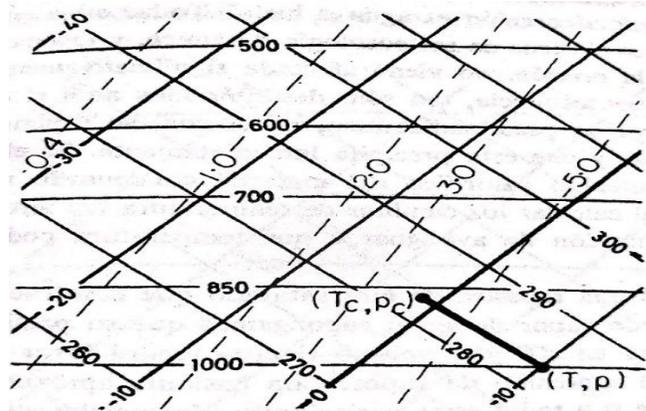
$$T_e = T + L_w/c_p \quad (2.86)$$

- d. Temperatura de condensación isoentropica (T_c) . Es la temperatura para la cual se alcanzaría la saturación, en una muestra de aire húmedo adiabáticamente enfriada a (w) constante.

- e. Esta temperatura resulta fácilmente comprensible con la ayuda de un diagrama termodinámico (fig.No.2.2)

Figura 65

Presión y temperatura de condensación isoentropica en un tefigrama.



Las líneas de trazos son las de razón de mezcla de saturación, acotadas en Gramos /kilogramo. En el ejemplo indicado, la muestra de aire está a 10° C Y 1000 mb, tiene una razón de mezcla de 4 g/kg, con una temperatura de condensación isoentropica de (-1°C) y una presión de condensación Isoentropica de 870 mb.

2.7.2.6. Procesos pseudoadiabaticos. Consideremos una muestra de aire saturado que contiene un gramo de aire Seco y (w_s) gramos de vapor de agua, supongamos que su presión varía en (dp), la temperatura variara en (dT) y al mismo tiempo tendrá lugar la correspondiente Variación (dw_s) del contenido de vapor. Con bastante aproximación, la ecuación Que relaciona entre sí a todas estas variaciones diferenciales es:

$$dT/T = k (dp/p) - L/T c_p (dw_s) \quad (2.87)$$

Esta ecuación describe matemáticamente un proceso pseudoadiabatico, esta fórmula es la base de todas las líneas “pseudoadiabaticas” que se trazan en los diagramas termodinámicos.

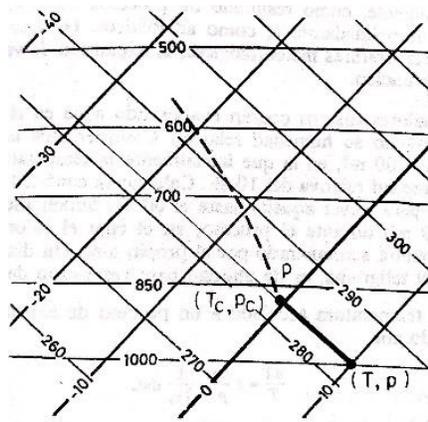
En la figura No.2.67 se ilustra el proceso de expansión pseudoadiabático, en una expansión adiabática, la temperatura disminuye, según una adiabática seca, hasta alcanzar el punto de condensación isoentropico (P). Si continua la expansión, va acompañada del desprendimiento del calor latente, y el descenso de la temperatura prosigue, en adelante a lo largo de la pseudoadiabática que pasa por (P).

Con respecto a esta figura vamos a definir algunas nuevas temperaturas especiales:

- Temperatura adiabática del termómetro húmedo (T_{sw}), se obtiene siguiendo a partir de (P) hacia abajo, la pseudoadiabática hasta la presión inicial, el resultado es dentro de unos +/- 0.5°C la temperatura del termómetro húmedo.
- Temperatura potencial del termómetro húmedo (Θ_w). Definida por la intersección de la pseudoadiabática que pasa por (P), con la isobara a $p = 1000$ mb. Rogers R.R. 1era Ed. El vapor de agua y sus efectos termodinámicos (pp 15-16). Barcelona. España. Ed. Reverte. 2015.

Figura 66

Tefigrama con pseudoadiabática



- c. Temperatura equivalente (definición adiabática) (T_e). Obtenida siguiendo a partir de (P) hacia arriba la pseudoadiabática, hasta una presión muy baja, con lo cual todo el vapor de agua se habrá condensado y eliminado y luego regresando a la presión original, a lo largo de una adiabática seca.

$$T_e = T \exp(Lw_s/c_p T_c) \quad (2.88)$$

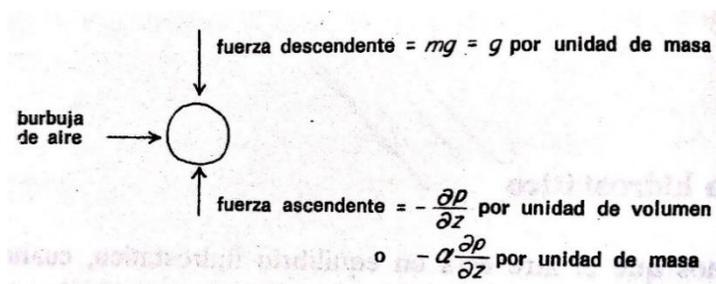
- d. Temperatura potencial equivalente (Θ_e). Definida como la temperatura que tendría una burbuja de aire, llevada en un proceso adiabático seco, desde su temperatura equivalente a una presión de 1000 mb.

2.7.3. Estabilidad estática y empuje hidrostático sobre una burbuja.

2.7.3.1. Equilibrio hidrostático. Decimos que el aire está en equilibrio hidrostático, cuando sobre el mismo la fuerza neta vertical es nula. En estas condiciones, sucede que la fuerza debida al gradiente vertical de presión esta justamente equilibrada por la de la gravedad (Fig.No.3.1).

Figura 67

Burbuja de aire en equilibrio hidrostático.



2.7.3.2. Gradiente adiabático seco. Cuando el aire seco experimenta una variación adiabática de presión:

$$C_p dT = R' T / p \cdot dp$$

De modo que el aire seco que asciende expansionándose:

$$dT/dz = R' T dp / c_p p dz$$

En una burbuja o paquete de aire no confinado, la presión se ajustará inmediatamente a la presión ambiental de modo que:

$$dp/dp = \bar{\rho} dz = - \rho' g$$

Donde (ρ') representa la densidad del medio ambiente:

$$\rho' = p / R' T'$$

Siendo (T') la temperatura ambiente. Combinando las ecuaciones anteriores se Obtiene:

$$dT/dz = - g T / c_p T'$$

Teniendo en cuenta que la temperatura de la burbuja no será muy distinta de la que exista en el ambiente, $T/T' = 1$, y el resultado anterior se simplifica:

$$dT/dz = - g / c_p = - \Gamma$$

Donde:

$$\Gamma = g/c_p = 0.98 \text{ } ^\circ\text{C}/100 \text{ m} = 1 \text{ } ^\circ\text{C}/100 \text{ m}$$
 0 gradiente adiabático seco.

Por lo tanto, la velocidad a la que disminuye la temperatura con la altura en un proceso de ascensión adiabática. Puede demostrarse que el gradiente adiabático para el aire húmedo (pero no saturado) es igual también a (Γ) con bastante aproximación.

2.7.3.3. Empuje hidrostático sobre una burbuja de aire. Consideremos una burbuja o paquete de aire cuyo volumen sea (V), este a la temperatura (T) y tenga una densidad (ρ). Dicha burbuja desplaza a un volumen igual de aire ambiental, a la temperatura (T') y densidad (ρ'). La fuerza vertical hacia abajo que actúa sobre la burbuja es ($\rho g V$), la análoga sobre el aire desplazado será ($\rho' g V$).

En cambio la fuerza vertical hacia arriba es idéntica para la burbuja y para el aire desplazado $-v(\frac{dp}{dz})$. En consecuencia el empuje neto vertical hacia arriba es

$V g(\rho' - \rho)$ de modo que por unidad de masa el empuje hidrostático será:

$$F_a = g(\rho' - \rho) \rho = g(T - T') T'$$

Naturalmente dicha fuerza es positiva cuando la burbuja se encuentra más caliente que el ambiente y negativa cuando está más fría. La fórmula anterior puede Generalizarse al aire Húmedo, para lo que bastara simplemente sustituir la Temperatura por la temperatura virtual. Además, la estabilidad estática y el empuje hidrostático sobre una burbuja dependen de:

- . Criterios para determinar la estabilidad del aire seco.
- . Del gradiente pseudo adiabático.
- . Criterios para determinar la estabilidad para el aire húmedo.
- . De la inestabilidad convectiva.

Rogers R.R. 1era Ed. Estabilidad sobre una burbuja (pp 29- 31).

Barcelona. España. Ed. Reverte. 2015.

2.7.4. Mezcla y convección.

2.7.4.1. Mezcla de masas de aire.

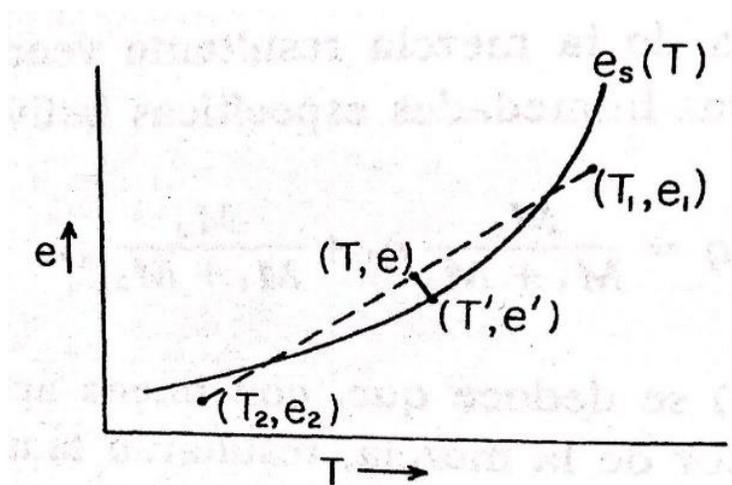
a.- Mezcla isobárica. Consideremos dos masas de aire húmedo a la presión (p): la primera

de masa (M_1) temperatura (T_1) y humedad específica (q_1) y la segunda con masa (M_2) Temperatura (T_2) y humeada específica (q_2). Supongamos que dichas masas se mezclan Completamente a presión constante. La humedad específica de la mezcla resultante viene dada por la siguiente formula:

$$q = \frac{M_1}{M_1+M_2} q_1 + \frac{M_2}{M_1+M_2} q_2$$

Figura 68

Mezcla isobárica de dos masas de aire.



b.- Mezcla adiabática. Cuando una columna de aire está completamente mezclada, la humedad específica tiende a alcanzar un valor constante dado por:

$$q_m = 1/M \int \rho q dz$$

Donde:

$M = \int \rho q dz$ = masa total de la columna mediante la ecuación hidrostática, la última ecuación puede escribirse en función del espesor de la columna expresado en presión de esta forma:

$$q_m = 1/\Delta p \int q dp$$

La temperatura potencial de dicha mezcla tiene un valor constante dado por:

$$\Theta_m = 1/\Delta p \int \Theta dp$$

Mediante una mezcla total, el gradiente térmico en una columna vertical Tiende al Gradiente adiabático seco y la razón de mezcla de un valor constante, los valores límites de temperatura potencial y de la razón de mezcla son promedios con respecto a la presión.

2.7.4.2. Nivel de condensación por convección. La mezcla vertical de una columna de aire junto al suelo, tiene lugar a consecuencia del calentamiento producido por el sol en la superficie terrestre. El Calor pasa por conducción del suelo a la capa de aire en contacto con aquel, dando lugar a un fuerte gradiente de temperatura en las capas de aire inferiores. Cuando El gradiente térmico pasa a ser supera diabático, cualquier pequeña perturbación Dará lugar a movimiento verticales de aire, endichas capas, produciéndose la Consiguiente mezcla. En la capa de mezcla el perfil de temperaturas tendera al Correspondiente al adiabático seco y la razón de mezcla se aproximará, en toda la Columna a un valor, Medio respecto a la Presión. Si el fuerte calentamiento, sobre la superficie terrestre, continua, tal calor Trasportado por convección hacia Arriba, determinara un aumento de la temperatura potencial del aire en toda la Capa o zona de mezcla. Rogers R.R.1era Ed. Mezcla y cnvección. (pp 39- 41). Barcelona.España. Ed. Reverte.2015.

2.7.5. Formación de gotitas nubosas.

2.7.5.1. Aspectos generales de la formación de nubes y precipitación. Los cambios de fase del agua juegan un papel primordial en la microfísica de la Nube.

Los posibles cambios son los siguientes:

Vapor ↔ líquido (condensación, evaporación)

Líquido ↔ sólido (congelamiento, fusión)

Vapor ↔ sólido (condensación, sublimación).

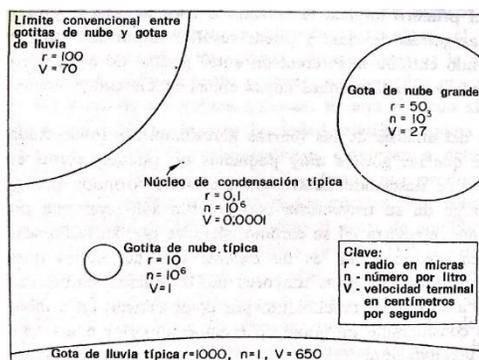
Los cambios de izquierda a derecha son de importancia meteorológica primordial:

Son los cambios que tienen lugar en orden molecular creciente y son procesos que conducen a la formación de la nube. Uno de los problemas intrínsecos de la Física de las nubes es que tales transiciones de fase ocurren en equilibrio Termodinámico.

Estas transiciones en el sentido del orden creciente, deben superar una fuerte “barrera de energía libre”. Las gotitas de agua están caracterizadas por unas intensas fuerzas de tensión superficial, de modo que para que una pueda aumentar de tamaño, por condensación, a partir del vapor, la tensión superficial tiene que ser contrarrestada por un fuerte gradiente de presión de vapor.

Figura 69

Tamaños comparativos, concentraciones y velocidades terminales de caída



De Algunas de las partículas que intervienen en los procesos de formación de Nubes o precipitación (según Mac Donald, 1958).

2.7.5.2. Nucleación de agua líquida a partir del vapor. La cuestión que plantea esta nucleación es la siguiente: ¿Cómo puede realmente Llegar a formarse una gotita embrión a partir de colisiones al azar, dando lugar a Agregados de moléculas de agua, y cuáles serán estables, capaces de subsistir bajo Condiciones ambientales Dadas?

La gotita será estable si su tamaño supera cierto valor crítico, en promedio tales Gotitas crecerán, mientras que las de tamaño inferior desaparecerán. El tamaño Crítico viene determinado por el equilibrio entre dos tendencias opuestas: la de Crecimiento y la de desaparición, tales tendencias a su vez, dependen de que la gota Se forme en espacio libre (nucleación homogénea) o en contacto con otro cuerpo (Nucleación heterogénea). En el caso de la nucleación homogénea del agua pura, el Ritmo de crecimiento depende de la presión parcial del vapor de agua en el entorno, Ya que este determina el ritmo a que las moléculas de Agua inciden sobre la gotita. El proceso de desaparición, o evaporación, depende estrechamente de la Temperatura de la gota y de su tensión superficial, ya que las moléculas situadas en La superficie de la gota deben alcanzar suficiente energía para escapar, superando las Fuerzas de enlace que se oponen a ello. Cuando se establece el equilibrio entre el líquido y su vapor, las velocidades de Condensación y evaporación se compensan y la presión de vapor es exactamente igual a la de equilibrio o presión de saturación de vapor. Pero la presión de vapor en Equilibrio sobre la superficie de una gotita depende de su curvatura.

2.7.5.3. Núcleos atmosféricos de condensación. Los aerosoles naturales, algunos de los cuales son higroscópicos, tienen un tamaño Variable entre alrededor de 10^{-3} micras de radio, caso por ejemplo de los pequeños Iones, constituidos por Enjambres de unas pocas moléculas de carga, hasta más de 10 micras, como es el caso de las Mayores partículas de sal, de polvo o procedentes De La combustión. Sus concentraciones varían también ampliamente, tanto en el Lugar como en

el tiempo. Los pequeños iones carecen de importancia para la Formación de gotitas, ya que tan solo facilitan un poco la Nucleación homogénea, mientras que las Partículas de 10 micras tampoco pueden ser muy efectivas. Rogers R.R. 1era Ed. Formación de gotitas nubosas. (pp 59- 61). Barcelona. España. Ed.Reverte. 2015.

2.7.6. Crecimiento de gotitas por condensación.

2.7.6.1. Crecimiento de una gotita por difusión. Como vimos anteriormente que para que una pequeña gotita de disolución pueda Crecer Hasta convertirse en una gotita nubosa, es preciso que sean superados el Radio(r^*) y la razón de saturación(S^*) críticos. Antes y después de que la gotita alcance el tamaño crítico, crece por difusión de moléculas de agua, procedentes del Vapor sobre su superficie. Ahora vamos a analizar el ritmo a que tiene lugar el Crecimiento por difusión de una gotita aislada, luego consideraremos el caso más realístico de varias gotitas creciendo simultáneamente compitiendo por la humedad Existente. La gotita tiene un radio (r) y está situada en un campo de vapor, donde la densidad De moléculas de vapor, situadas a la distancia (R) de aquella, será designada por $n(R)$. El campo de vapor puede también ser descrito en función de la densidad de vapor o humedad absoluta $\rho_v(R)$, donde $\rho_v = n m$, siendo (m) la masa de una Molécula de agua. Supongamos que existe isotropía, es decir que $n(R)$ como $\rho_v(R)$ son independientes de la dirección que consideremos a partir del centro De la gotita. En cualquier punto del campo del vapor, se supone que la Concentración de las moléculas satisface a la ecuación de la difusión:

$$\frac{\partial n}{\partial t} = D \nabla^2 n$$

Donde:

D = Coeficiente de difusión molecular

$$\frac{\partial n}{\partial t} = 0 \text{ (condiciones de situación estacionaria)}$$

2.7.6.2. Crecimiento de las poblaciones de gotitas. En una nube natural ocurre que simultáneamente crecen muchas gotas a la vez, compitiendo por la cantidad de vapor de agua disponible, cuando las gotitas son lo bastante grandes o numerosas, el ritmo de captación de vapor puede superar al de producción de sobresaturación y con ello el proceso de crecimiento se retarda o Termina.

La humedad viene suministrada por el aire saturado que resulta enfriado durante Su ascenso, la cantidad de humedad disponible para el crecimiento de las gotitas, En un instante dado, está determinada por el ritmo de suministro y el de Condensación.

Algunas modificaciones de las teorías del crecimiento de las gotitas por difusión se estudian por separado de la siguiente manera:

- . Crecimiento de una gotita aislada.
- . Crecimiento de las poblaciones de gotitas.

2.7.7. Iniciación de lluvia en nubes sin congelación.

La mayor parte de la precipitación que cae sobre la superficie terrestre llega al suelo en forma de lluvia, después de haberse producido en el seno de nubes cuyas simas no alcanzan temperaturas inferiores a los 0°C.El mecanismo responsable de la precipitación en estas nubes “calientes” es la coalescencia entre las gotitas nubosas. Aunque este proceso de formación de precipitación es, con mucha diferencia, el dominante en los trópicos, también desempeña su papel en las nubes cumuliformes de latitudes medias, cuyas cimas pueden alcanzar temperaturas inferiores a las de congelación. Para estudiar en profundidad este fenómeno de iniciación de lluvia en nubes sin congelación, se debe estudiar este fenómeno, separándolos por partes a fin de comprender cabalmente estos mecanismos de iniciación de lluvia:

- . Conocer las propiedades microfísicas de las nubes.

- . Crecimiento de las gotitas por colisión y coalescencia.
- . El modelo de Bowen.
- . Crecimiento estadístico: Modelo de Telford.
- . Crecimiento estadístico: la ecuación de coalescencia estocástica.
- . Condensación más coalescencia estocástica.

2.7.8. Formación y crecimiento de los cristales de hielo.

2.7.8.1. Nucleación en fase hielo. Una vez que una nube se extiende hasta alturas situadas por encima del nivel de los 0°C, existe la posibilidad de que se formen cristales de hielo. Dos transiciones de fase pueden conducir a la formación de hielo: el congelamiento de una gotita líquida o el paso directo del vapor, por sublimación, a la fase sólida. Ambos son procesos de nucleación, y en principio son posibles tanto de nucleación homogénea como heterogénea.

Lo mismo que para la nucleación del líquido, existen dos ecuaciones que describen el proceso de nucleación homogénea del hielo, una en relación al tamaño de los embriones estables y la otra para la probabilidad de que se produzcan tales embriones, en virtud del agrupamiento aleatorio de las moléculas. Ambas ecuaciones dependen de la energía libre superficial de la interface líquido-cristal, de forma análoga a la tensión superficial que intervenía en las ecuaciones para la nucleación en fase líquida.

2.7.8.2. Experiencias sobre la nucleación heterogénea en hielo. Las investigaciones acerca del crecimiento de cristales vienen a confirmar el principio de similitud de la red cristalina, el crecimiento resulta tener lugar más fácilmente sobre aquellos núcleos que tienen estructura cristalina hexagonal, parecida a la del hielo y poca solubilidad. Las propiedades nucleantes de las pequeñas partículas, pueden ser estudiadas introduciéndolas en el interior de cámaras de niebla, en la que están controladas la sobresaturación y el sobre enfriamiento, los cristales de hielo, en general

se distinguen, incluso en presencia de la nube, por el centelleo que determinan en la luz que procedente de un foco intenso, es dispersada por las partículas, al ocurrir la nucleación se anotan las condiciones existentes en la cámara.

En estas experiencias suele ser imposible distinguir un suceso debido a sublimación, de otro motivado por condensación seguida de congelamiento, excepto, tal vez bajo las circunstancias especiales anteriormente expuestas.

2.7.8.3. Núcleos glaciogenos atmosféricos. Para el estudio de los núcleos glaciogenos atmosféricos se han utilizado distintos métodos, los más corrientes consisten en cámaras de niebla, provistas de sistemas de filtros, en las que se introduce el aire, en su interior, la muestra de aire es enfriada hasta una determinada temperatura, y mediante la adición de suficiente vapor de agua se provoca la formación de una niebla. Para el cómputo del número de cristales que se forman, en función del grado de sobreenfriamiento se recurre a un sistema óptico o a cualquier otro método de detección de cristales. Este tipo de experiencia no es específica, en relación a la clase de núcleo (congelamiento, contacto o sublimación), ni da ninguna información acerca del tamaño de los núcleos menos que la muestra de aire introducida en la cámara haya sido previamente filtrada, para eliminar las partículas superiores a cierto tamaño prefijado. El segundo método consiste en obtener un depósito de aerosoles, sobre un papel de filtro, de tamaño de poro conocido, por aspiración del aire a través del filtro. Las partículas retenidas en el papel son llevadas a un ambiente adecuado para que se produzca el desarrollo de los cristales, y se procede a estudiar el número de cristales que se forman. Con esta técnica se logra tener información respecto al tamaño de los núcleos, pero no acerca de su proceso de activación. Mediante estos métodos ha sido posible determinar que la concentración de núcleos glaciogenos varia ampliamente en el espacio y con el tiempo, y que un

valor típico es el de un núcleo por litro, a la temperatura de -20°C . Generalmente la concentración depende fuertemente de la temperatura, hasta el extremo de que una disminución de unos 4°C .

2.7.8.4. Crecimiento de los cristales de hielo por difusión. Una vez que los embriones de hielo han sido formados, bien sea por sublimación directa del vapor o por congelamiento de gotitas subfundidas, se iniciara el crecimiento por difusión de tales embriones ya que se encuentran en un ambiente saturado respecto al agua. Las ecuaciones de crecimiento son análogas a las que vimos anteriormente, para las gotitas de agua, salvo una diferencia importante debido al hecho de que el cristal de hielo no tiene en general forma esférica.

Evidentemente los cristales de hielo tienen formas más complejas que la esfera, disco o elipsoide, para las cuales se han deducido las fórmulas teóricas, anteriores, no obstante las formas detríticas y las placas, que son típicas formas cristalinas comunes en los cristales de hielo, pueden razonablemente ser asimiladas a un disco circular de la misma área.

2.7.8.5. Crecimiento adicional por acreción. Un cristal de hielo que cae a través de una nube en la que existen gotitas de agua subfundidas y otros cristales de hielo, puede aumentar de tamaño por acreción de agua o por agregación con otros cristales. El crecimiento por acreción conduce a estructuras típicas como la cencellada o escarcha, la nieve granulada o granizo blando, la conglomeración de cristales da lugar a los copos de nieve. En estos tipos de crecimiento por “barrido”, resulta importante la velocidad de caída de los cristales.

Los cristales de mayor velocidad de caída son las partículas de nieve granulada (que no son realmente cristales, sino conglomerado de gotitas heladas). Las estructuras constituidas por granizo blando o cencellada (cristales con gotitas) caen a una velocidad alrededor de 1m/s , pero todos los tipos de cristales puros lo hacen a velocidades inferiores al metro por segundo.

En el proceso de agrupación de cristales, la eficiencia de captura es peor comprendida. Existen indicios que las estructuras abiertas, tales como las detríticas, tienen mayor tendencia tras el choque, a juntarse, que los cristales de otros tipos, y que, en cualquier caso, la agrupación de cristales es más probable a temperaturas relativamente altas. A juzgar por los tamaños de los copos de nieve observados, se ha deducido que una agrupación significativa, solo es posible a temperaturas superiores a los -10°C .

2.7.8.6. El proceso de cristal de hielo frente a la coalescencia. Con objeto de que las gotas de agua o los copos de nieve, de tamaño apreciable, se desarrollen, es preciso que tenga lugar la agrupación o la acreción, en el caso de crecimiento de la fase hielo, o la coalescencia en los procesos en que interviene solo el agua. El proceso de condensación-difusión, por sí solo, no puede explicar la formación de gotas de lluvia de 2 y 3 mm en el tiempo disponible para el crecimiento. No obstante, este proceso es más efectivo para los cristales de hielo, que, para las gotitas de agua, debido al hecho de que el medio nuboso tiende a estar justamente saturado para el agua, pero sobresaturado respecto al hielo. Es corriente el hecho de que se produzca una ligera precipitación, en forma de cristales individuales de hielo, lo que indica que no tuvo lugar el proceso de agregación o acreción, resulta por tanto razonable suponer, que algunas de las precipitaciones que llegan al suelo, en forma de llovizna o lluvia muy débil, pueden ser debidas a cristales individuales, y no a agrupación de ellos, que se fundieron antes de llegar al suelo. Por otra parte, en las nubes calientes el crecimiento por difusión resulta demasiado lento, para que puedan dar lugar, ni siquiera a gotitas de llovizna, en tiempos razonables en tales nubes, siempre es indispensable la coalescencia para que se produzca lluvia.

Muchas nubes cumuliformes se desarrollan inicialmente a temperaturas superiores a 0°C , o por lo menos a temperaturas lo bastante altas para que la congelación de las gotitas resulte

improbable, pero luego se elevan verticalmente hasta cotas notablemente superiores al nivel de los 0°C, donde ya es probable tenga lugar la formación de cristales de hielo. En tales nubes pueden ocurrir ambos mecanismos productores de precipitación: inicialmente el de coalescencia entre gotitas y más tarde también el de formación de cristales de hielo, el proceso dominante en una determinada situación dependerá fundamentalmente de la temperatura existente en la cima de la nube y del contenido acuoso de la misma, así como hasta cierto punto, de la concentración de gotitas. El proceso de coalescencia tiende a predominar en aquellas nubes que sean relativamente calientes, con alto contenido acuoso y baja concentración de gotitas.

2.7.9. Lluvia y nieve.

2.7.9.1. Distribución de las gotas por su tamaño. La precipitación puede iniciarse bien mediante el proceso de coalescencia o por el de formación de cristales de hielo, prevaleciendo la coalescencia en nubes relativamente calientes y con elevado contenido acuoso. Las partículas de precipitación una vez formadas crecen fundamentalmente, debido al barrido de gotitas nubosas, o por combinación de unas con otras. Este crecimiento continuado, según diversos factores de los que depende, determina la producción de gotas de lluvia, copos de nieve o granizo.

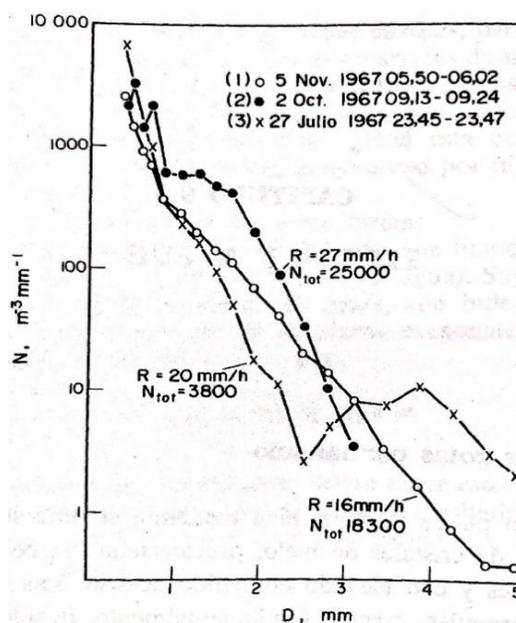
Sea cual fuere la manera en que se inicie la precipitación sobre la mayor parte de la superficie terrestre, llega al suelo en forma de lluvia, su característica más corrientemente medida es la intensidad de precipitación junto al suelo. Una forma más completa para describir la lluvia, consiste en la función de distribución de las gotas, por tamaños, que expresa el número de gotas por unidad de intervalo dimensional (generalmente el diámetro), por unidad de volumen espacial. Tales distribuciones han sido medidas, por diferentes métodos, en la mayor parte de las regiones climáticas terrestres, y aunque varíen con el tiempo y lugar, tales distribuciones muestran una

rápida disminución de la concentración de las gotas al crecer el tamaño de las mismas, por lo menos para diámetros superiores al milímetro. También muestran, generalmente una variación sistemática, ligada a la intensidad de la precipitación, consistente en que el número de gotas grandes tiende a aumentar, cuando crece la intensidad de la precipitación.

En la figura 9.1 se dan algunos ejemplos de espectros de gotas de lluvias, fueron obtenidos mediante un instrumento que tenía una superficie colectora de 50 cm^2 , y que podía registrar el tamaño de las gotas aisladas, por la detección del impacto determinado por la cantidad de movimiento de la gota. Para cada curva se indica el tiempo de muestreo, así como el número total de gotas computado, hay que tener en cuenta que si se quiere estimar la distribución de gotas por tamaños, hay que recoger una muestra relativamente grande, con el objeto de eliminar la variabilidad estadística, en el recuento de las escasas gotas grandes. En dicha figura las distribuciones 1 y 2 fueron registradas con lluvia continua, mientras que la distribución 3 fue medida en una tormenta.

Figura 70

Ejemplos de las diversas medidas de la distribución de las gotas de lluvia por tamaños .



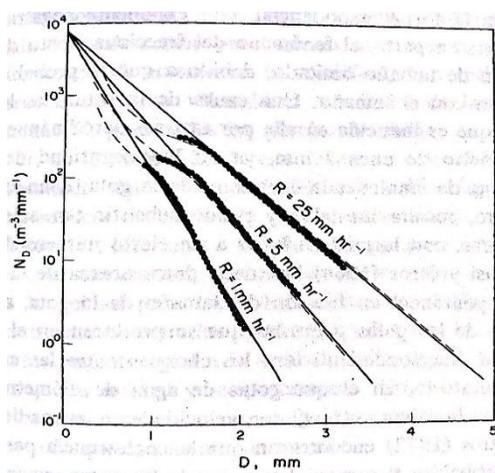
Sobre cada curva se indica la duración de la observación, el número total de gotas contadas y la intensidad media de la precipitación. Las distribuciones 1 y 2 fueron obtenidas durante una lluvia casi constante, la 3 fue registrada durante una tormenta

(De Joss y otros 1968).

En la figura No.2.72. Se comparan los espectros de gotas, para tres valores diferentes de la intensidad de precipitación, junto con las aproximaciones exponenciales que mejor se adaptan a los datos y que resultan ser líneas rectas en coordenadas semilogarítmicas.

Figura 71

Distribución de gotas por tamaños.



Medidas (líneas de puntos), comparativamente a curvas exponenciales de ajuste óptimo (líneas continuas), así como otras distribuciones debidas a diversos autores (líneas de trazos), (De Marshall y Palmer 1948).

2.7.9.2. Fraccionamiento de las gotas. Las gotas de lluvia son de tamaño limitado, debido a la probabilidad que se fraccionen aumenta con el tamaño. Una causa de la rotura es la circulación de agua en la gota y que es inducida en ella por razones aerodinámicas. Una vez que

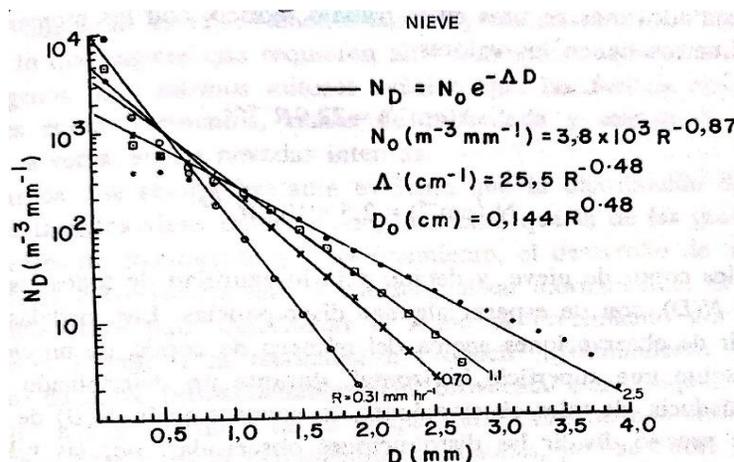
se alcanza el diámetro de unos 3 mm, ya no hay seguridad de que la tensión superficial sea capaz de mantener la estructura de la gota, cuando esta llega a unos 6 mm de diámetro, resulta inestable y puede subsistir tan solo unos instantes antes de fraccionarse, con lo cual da lugar a un cierto número de gotas más pequeñas.

2.7.9.3. Distribución de los copos de nieve por tamaños. La mayor parte de la precipitación que llega al suelo, en forma de nieve, está constituida por copos de nieve más que por cristales de hielo individuales. Como tales copos de nieve son conglomerados irregulares de cristales, o de copos más pequeños, no existe un procedimiento sencillo para medir sus dimensiones lineales. Por esta razón, los datos relativos al tamaño de los copos de nieve, se expresan generalmente en términos de masa de la partícula, o lo que es equivalente, por el diámetro de la gota de agua formada cuando se funde el copo de nieve.

La distribución por tamaños de los conglomerados de copos de nieve fueron medidas por los investigadores Gunn y Marshall, cuyos resultados se indican en la figura N.9.5, donde los datos se representan en coordenadas semilogarítmicas, como en el caso de las gotas de lluvia.

Figura 72

Distribución por tamaños de los copos de nieve, en función de los diámetros de las gotas producidas por fusión (de Gunn y Marshall 1958).



2.7.9.4. Agrupación y fraccionamiento de los copos de nieve. Los investigadores **Jiusto y Weickmann** (en 1973) ,encontraron que los copos de nieve mayores, es decir, aquellos que constan de 10 a100 micras, o más, cristales individuales a menudo están formados por estructuras detríticas y placas delgadas, sugerentes de condiciones de crecimiento por difusión, en ambiente de tensión de vapor cercana a la saturación respecto al agua, las columnas y conglomerados de placas gruesas, que implican condiciones de saturación respecto al hielo, son bastante menos comunes, las formas cristalinas de cencellada o escarcha blanca, que indican crecimiento por acción de gotitas subfundidas, son corrientes cuando la temperatura ambiental es relativamente suave, y tienden a producirse en nubes convectivas, lo que sugiere que requieren alto contenido acuoso y escasez de núcleos glaciogenos. Los mismos investigadores sugieren que las formas cristalinas irregulares, tales como fragmentos, ramas de cencellada y segmentos asimétricos predominan a veces en las nevadas intensas.

2.7.9.5. Intensidades de precipitación. El ritmo de precipitación, o intensidad, es el flujo de precipitación a través de una superficie horizontal. Se mide expresándolo en términos de volumen del flujo de agua. Las unidades del sistema c.g.s son por lo tanto $\text{cm}^3 \text{cm}^{-2} \text{s}^{-1} = \text{cm s}^{-1}$, pero por acuerdo general se expresan en mm/hora. A niveles por encima del suelo, es posible que existan movimientos verticales de aire, en cuyo caso la interpretación de intensidad de precipitación como flujo resulta un tanto ambigua.

Los académicos Brazier-Smith y otros (1973), analizando el desarrollo de la lluvia, por condensación, coalescencia y fraccionamiento, encontraron que tanto el contenido acuoso de la nube, como el agua precipitable y la intensidad de la precipitación, son insensibles a la eficiencia de la coalescencia y a la producción de gotas satélites, tras el fraccionamiento. Mientras los procesos microfísicas son de la mayor importancia en el desarrollo de la distribución por tamaños

de las partículas de precipitación, la intensidad y la duración de la misma, vienen ampliamente determinadas por factores cinemáticos y termodinámicos, y en especial por la temperatura de la base de la nube, el espesor de esta y la velocidad de la corriente ascensional.

2.7.10. Radar meteorológico.

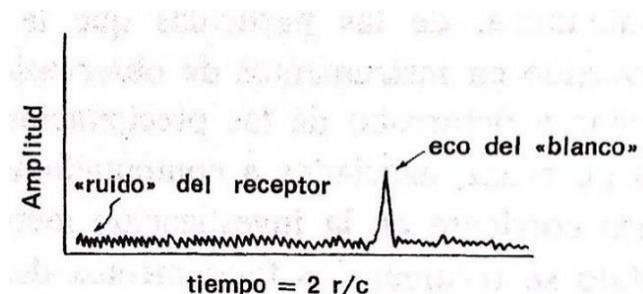
Durante la Segunda Guerra Mundial, se descubrió que los radares de microondas, Para Localizar barcos y aviones a distancia, veían dificultada su misión por la Presencia de “perturbaciones o ruidos” atmosféricos. Laboriosos trabajos teóricos y Experimentales en los Años 40 y 50 , pusieron de manifiesto que tales perturbaciones Tenían su origen en la radiación Electromagnética dispersada por la precipitación .Este hallazgo inicial fue a continuación Ampliado y desarrollado, hasta el extremo de Que las propiedades medibles de las ondas De vueltas por la precipitación, pueden Ser interpretadas en función de los tamaños, Formas, movimientos o fase Termodinámica, de las partículas que la constituyen. Con estas modificaciones los Radares se han convertido en instrumentos de observación esenciales para los Estudios de la tormentas y desarrollo de las precipitaciones, y se han construido Equipos completos de radar, asociados a computadoras para el tratamiento de la información, de uso corriente en la investigación meteorológica.

2.7.10.1. Fundamentos del radar. Los principales componentes del radar son: el transmisor, la antena y el receptor, el transmisor genera cortos impulsos de energía, en la zona de radiofrecuencias del Espectro Electromagnético, estos impulsos son concentrados por la antena, dentro De un haz muy Estrecho, y se propaga a través de ella, hacia afuera, prácticamente Con la velocidad de la luz. Cuando el haz es interceptado por un objeto,cuyas Características refractivas sean distintas de las del aire, se induce una corriente en el Objeto, que al perturbar el impulso

recibido, determina que parte de su energía sea Dispersada. Una fracción de esta energía dispersada será devuelta generalmente Hacia la antena, y si esta componente retro dispersada es Suficientemente grande, Podrá ser detectada por el receptor. El primer objeto del radar es Determinar la distancia y la naturaleza o Comportamiento de los objetos o “Blancos” retro Dispersores. La distancia se Conoce mediante un circuito que mide intervalos de tiempo Transcurridos entre la Emisión de un impulso y la recepción de la señal-eco,y la dirección, Por el azimut y La elevación de la antena en el instante que recibe dicha señal. La forma Fundamental en que se presenta visualmente la información facilitada por El radar, es la Denominada “A-scope”, como se indica en la Figura No.2.74, consiste En el registro, sobre El oscilógrafo, de la amplitud de la señal devuelta, frente al tiempo transcurrido tras la Emisión del impulso. Como la energía se propaga con la Velocidad (c), el intervalo de tiempo Entre emisión y recepción, está ligado a la Distancia del blanco por la relación $(r = c t/2)$ Donde el factor 2 se introduce por el Hecho de que la señal ha recorrido el camino de ida y vuelta, hasta la distancia (r) En el tiempo (t).

Figura 73

Presentación visual en la pantalla del radar de la Información en forma A-Scope.



El cómputo del tiempo se inicia a partir del instante en que comienza cada impulso, y esto puede conducir, en algunas circunstancias, a una cierta ambigüedad en la Determinación del

alcance o distancia. Supóngase que el blanco está situado tan Lejos del emisor que la señal devuelta, de un cierto impulso, no sea recibida hasta Después de haber sido emitido el impulso siguiente, en tal caso Deduciríamos, erróneamente, un alcance demasiado cano. Para una determinada frecuencia de repetición de impulsos de radar (PRF), existe una distancia máxima a La que el blanco pueda ser situado, para que la información relativa a la distancia sea Correcta. Los blancos situados más allá de ella (r_{\max}), si pueden devolver energía, Capaz de ser detectada por el receptor, proporcionarán una información ambigua, acerca de la distancia a que se encuentran el intervalo de observación Máximo, en que el alcance vendrá dado sin ambigüedad, se obtiene por $r_{\max} = c/2f$, Donde (f) denota. La (PRF). Algunos de los parámetros más importantes del radar, así como sus valores típicos Para los radares meteorológicos son los siguientes:

1. Potencia instantánea en el impulso (P_t) o potencia del máximo:

$$10 < P_t < 5 \times 10^3 \text{ kW.}$$

2. Radiofrecuencia (γ):

$$3 < \gamma < 30\text{GHz}$$

(Que corresponde a longitudes de onda comprendidas entre 1 y 10 cm)

3. Frecuencia de repetición de impulsos (PRF) o (f_r):

$$200 < f_r < 2000 \text{ seg}^{-1}$$

4. Duración (o longitud *) del impulso (\square):

$$0.1 < \square < 5 \text{ } \mu \text{ seg.}$$

Rogers R.R. 1era Ed. Radar meteorológico. (pp 159- 161). Barcelona.

España. Ed. Reverte. 2015.

2.7.10.2. El telemetro y el Telemetro LASER. El telemetro, es un instrumento para medir distancias, existen varios tipos. En nuestro caso en particular utilizaremos un telemetro

LASER atmosférico para determinar con exactitud la altura a que se encuentran las nubes para así poder regular la altura a que deben llegar nuestros cohetes portando yoduro de plata para inyectar a estas nubes dicho compuesto y así producir lluvias artificiales.

El **telémetro láser** es un telémetro que utiliza un rayo láser para determinar la distancia hasta un objeto. El tipo más común de telémetro láser funciona según el principio del "tiempo de vuelo", enviando un pulso láser en un rayo estrecho hacia el objeto y midiendo el tiempo que le toma al pulso rebotar del objetivo y retornar al emisor. Debido a la alta velocidad de la luz, esta técnica no es apropiada para mediciones sub milimétricas de alta precisión, donde se utilizan con frecuencia la triangulación y otras técnicas.

Pulso:

El pulso puede estar codificado para reducir la probabilidad que el telémetro sea interferido. Es posible utilizar técnicas basadas en el efecto Doppler para determinar si el objeto se mueve hacia el telémetro o se aleja, así como a qué velocidad se desplaza.

Precisión

La precisión del instrumento es determinada por el tiempo de alza o caída del pulso láser y la velocidad del receptor. Un telémetro láser que utiliza pulsos láser muy agudos y tiene un detector muy veloz puede determinar la distancia a la que se encuentra un objeto con un margen de unos cuantos milímetros.

Alcance:

A pesar que el rayo es estrecho, eventualmente se esparcirá a largas distancias debido a la divergencia del rayo láser, así como por la sincilación y los efectos de vara del rayo, causados por la presencia de bolsas de aire en el aire que actúan como lentes, con un tamaño que va desde microscópico hasta la mitad de la altura de la trayectoria del rayo láser encima de la tierra. Estas

distorsiones atmosféricas, aunadas a la divergencia del propio láser y los vientos transversales que empujan lateralmente las bolsas de aire caliente atmosférico, pueden combinarse para dificultar la obtención de una lectura precisa de la distancia a la que se encuentra un objeto, por ejemplo, debajo de unos árboles o detrás de arbustos, o incluso a distancias de más de 1 km en terreno desértico abierto y sin obstrucciones. Una parte del rayo láser puede reflejarse en hojas o ramas que están más cerca que el objetivo, ofreciendo un retorno temprano y una lectura que es demasiado baja. Alternativamente, a distancias mayores de 365 m (1.200 pies) el objetivo, si está cerca de la tierra simplemente puede desvanecerse en un espejismo, causado por las gradientes de temperatura del aire que doblan el rayo láser cerca de una superficie caliente. Se deben tomar en cuenta todos estos efectos a fin de obtener una medición correcta.

Cálculo:

La distancia entre los puntos (A) y (B) está dada por:

$$D = \frac{ct}{2}$$

Donde:

c = es la velocidad de la luz en la atmósfera y

t = es la cantidad de tiempo para el viaje ida y vuelta entre A y B.

$$t = \Phi/\omega$$

Donde:

φ = es el retardo de fase hecho por la luz viajando y

ω = es la frecuencia angular de la onda óptica.

Entonces sustituyendo los valores en la primera ecuación resulta:

$$D = \frac{1}{2} c t = \frac{1}{2} c \Phi / \omega = \frac{c}{4 \pi f} (N \pi + \Delta \Phi) = \frac{\lambda}{4} (N + \Delta N)$$

En esta ecuación:

$\lambda =$ es la longitud de onda c/f ;

$\Delta\varphi =$ es la parte del retardo de fase que no cumple π (esto es, φ módulo π);

$N =$ es el número entero de semi ciclos de onda del viaje ida y vuelta, y

$\Delta N =$ la parte fraccionaria restante.

Tecnologías:

Tiempo de vuelo. Esto mide el tiempo que le toma a un pulso de luz viajar al objetivo y volver. Sabiendo la velocidad de la luz y con una medición precisa del tiempo transcurrido, se puede calcular la distancia. Se disparan secuencialmente varios pulsos y la respuesta promedio es la más frecuentemente empleada. Esta técnica precisa circuitos cronométricos sub-nanosegundo muy precisos.

Cambio de fase de frecuencia múltiple. Esto mide el cambio de fase de múltiples frecuencias al reflejarse, luego resuelve simultáneamente algunas ecuaciones para dar una medición final.

Interferometría. Es la técnica más precisa y útil para medir cambios de distancia en lugar de distancias absolutas.

Aplicaciones de los telémetros:

a.- Militares:

Figura 74

Soldado norteamericano de infantería con un telémetro láser GVS-5.

**Figura 75**

Un telémetro láser modelo ITRS OLS-27a bordo del avión ruso Sukhoi Su-27



Figura 76

Francotiradores holandeses de la ISAF con su fusil AWSM de 8,6 mm y binoculares con telémetro láser Leica/Vectronix VECTOR IV.



Los telémetros láser ofrecen una distancia exacta de los objetivos situados más allá del alcance efectivo a francotiradores y artilleros. También pueden ser empleados para delimitación e ingeniería militar.

Los telémetros láser militares portátiles operan en alcances de 2 km hasta 25 km y son combinados con binoculares o monoculares. Cuando el telémetro está equipado con una brújula magnética digital y un inclinómetro, es capaz de ofrecer el acimut magnético, inclinación y altura (longitud) de los objetivos. Algunos telémetros también pueden medir la velocidad del objetivo en relación al observador. Algunos telémetros tienen cables o interfases inalámbricas que les permiten transferir los datos de sus mediciones a otros equipos, como computadoras de control de disparo. Algunos modelos también ofrecen la posibilidad de añadirles módulos de visión nocturna y usarlos. La mayoría de telémetros láser portátiles utilizan baterías estándar o recargables.

Los modelos de telémetros láser más potentes miden distancias hasta 25 km y normalmente son instalados sobre un trípode o directamente a bordo de un vehículo o en el afuste de un cañón.

En el segundo caso, el módulo del telémetro está integrado con el equipo de observación diurno, nocturno y térmico. Los telémetros láser militares más avanzados pueden ser integrados con computadoras.

Para hacer que los telémetros láser y las armas guiadas por láser sean menos efectivos contra objetivos militares, diversas Fuerzas Armadas han desarrollado pintura que absorbe el láser para sus vehículos. A pesar de esto, algunos objetos no reflejan muy bien los rayos láser y emplear un telémetro láser con ellos es difícil.

Figura 77

Un escáner LIDAR modelo 3D



b.- Modelado 3D:

Este escáner LIDAR puede ser empleado para escanear edificios, formaciones rocosas y otras estructuras para crear un modelo 3D. El LIDAR puede apuntar su rayo láser en un amplio

alcance: su cabezal gira horizontalmente, un espejo oscila verticalmente. El rayo láser es utilizado para medir la distancia al primer objeto en su trayectoria.

Los telémetros láser son extensivamente utilizados en reconocimiento 3D de objetos, modelado 3D y una amplia variedad de áreas relacionadas con la visión artificial. Esta tecnología constituye el núcleo de los llamados escáneres 3D de "tiempo de vuelo". En contraste con los instrumentos militares descritos arriba, los telémetros láser ofrecen capacidades de escaneo de alta precisión, ya sea con modos de escaneo por una sola cara o de 360 grados.

Se han desarrollado varios algoritmos para fusionar los datos de distancias de un solo objeto obtenidos desde múltiples ángulos y producir modelos 3D completos con menor cantidad posible de errores. Una de las ventajas que ofrecen los telémetros láser respecto a otros métodos de visión artificial es que la computadora no necesita correlar las características de dos imágenes para determinar la información de profundidad como en los métodos estereoscópicos.

Los telémetros láser empleados en aplicaciones de visión artificial frecuentemente tienen resoluciones de profundidad de decenas de milímetros o menos. Esto puede lograrse al emplear triangulación o técnicas de medición de la refracción, al contrario de las técnicas de tiempo de vuelo empleadas en el LIDAR.

c.- Ingeniería de montes:

Figura 78

Telémetro láser (Tru Pulse) empleado para inventarios forestales



En la ingeniería de montes se emplean telémetros láser especiales. Estos aparatos tienen filtros anti hoja y trabajan con retro reflectores. El rayo láser solo se refleja en su retro reflector, por lo cual la medición exacta de distancias está garantizada. Los telémetros láser con filtro anti hoja son empleados, por ejemplo, para inventarios forestales.

d.- Deportes:

Los telémetros láser pueden ser efectivamente empleados en diversos deportes que requieran mediciones de distancia precisas, tales como golf, caza y tiro con arco. Algunos de los fabricantes más conocidos son Leupold, Opti-logic Corporation, Bushnell, LaserTechnology, Trimble, Leica, Newcon Optik, Op.Electronics, Nikon y Swarovski Optik. Muchos telémetros vienen con características avanzadas, tales como CAD (compensación del ángulo de distancia) y capacidad multidistancia. El CAD puede ser calculado manualmente con la regla del fusilero, pero es usualmente mucho más sencillo dejar que el telémetro lo haga mientras uno está cazando.

Muchos cazadores del este de Estados Unidos no necesitan un telémetro, pero muchos cazadores del oeste los necesitan, debido a las largas distancias de disparo y a los espacios más abiertos.

e.- Procesos de producción industrial:

Una importante aplicación es el uso de la tecnología del telémetro láser durante la automatización de los sistemas de administración de materia prima y procesos de producción en la industria del acero.

f.- Herramientas láser de medición:

Figura 79

Telémetro láser Bosch PLR 25.



Los telémetros láser también son empleados en varias industrias, como construcción, renovación y bienes raíces como alternativa a la cinta métrica. Para medir un objeto grande con una cinta métrica, como una habitación, uno necesita que otra persona sujete la cinta frente a la pared y que haya espacio para extender la cinta a lo largo de la habitación. Con una herramienta láser de medición, esta misma operación puede ser llevada a cabo por un solo operario con solo una línea de visión. Usualmente las herramientas láser de medición tienen la capacidad de efectuar algunos cálculos simples, como el área y el volumen de una habitación, así como de pasar del sistema métrico al sistema imperial.

g.- Seguridad:

Los telémetros láser comerciales son en general aparatos láser Clase 1 o Clase 2, por lo tanto considerados relativamente seguros para los ojos.² Sin importar el nivel de seguridad, siempre se debe evitar el contacto directo con los ojos. Algunos telémetros láser militares sobrepasan los niveles de energía de los aparatos láser Clase 2.

2.7.11. Los procesos de precipitación.

La extensión superficial, la intensidad y la duración de un sistema de precipitación dependen estrechamente de los movimientos verticales de aire. En consecuencia, es corriente clasificar las precipitaciones en uno de los dos tipos siguientes, según sea el mecanismo dominante en la producción del movimiento vertical.

1.- Precipitación continua, estratiforme y de gran extensión, asociada a movimientos ascendentes en gran escala, producidos ya sea por elevación frontal o topográfica, o determinados por convergencia horizontal a gran escala.

2.- Precipitación en forma de chubascos, convectiva y localizada, asociada a convección, a escala de cúmulos, en aire inestable.

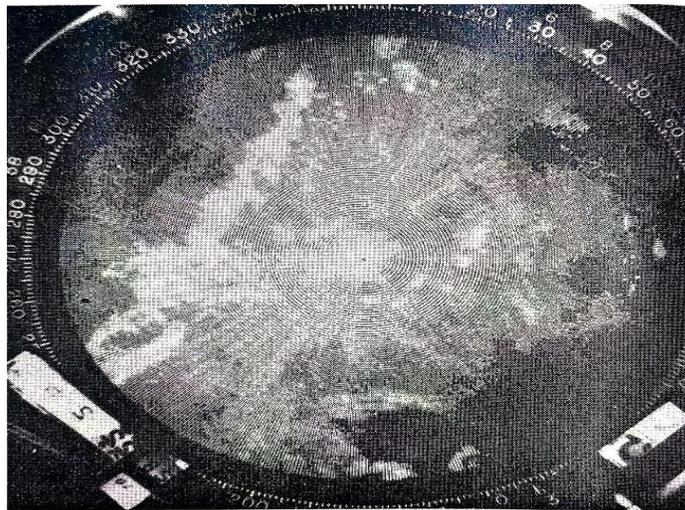
Esta clasificación es útil, aunque no siempre sea posible establecer una clara distinción entre precipitación estratiforme y convectiva. La precipitación de gran extensión o generalizada, cuando se observa mediante el radar o red pluviométrica, muestra invariablemente una estructura, a escala fina, en la que la precipitación más intensa queda confinada a elementos cuyo tamaño es tan solo de algunos kilómetros. La precipitación de origen convectivo, por su parte, puede extenderse sobre una gran superficie y presentar una estructura similar a la de la precipitación continua. No obstante, en general, es siempre posible describir un proceso de precipitación o bien como marcadamente no uniforme (y por lo tanto convectivo), con zonas locales más intensas, de

tamaños variables entre 1 y 10 Km, separadas una de la otra, por otras áreas libres de precipitación, o por el contrario, más bien uniforme (y por lo tanto estratiforme) con una estructura, a pequeña escala, menos acusada y de gran extensión. Además, una estructura de precipitación estratiforme evoluciona con relativa lentitud, en el tiempo, mientras que otra de carácter convectivo varía rápidamente.

La lluvia estratiforme se produce en nubes tipo nimbostratos, aunque las nubes cumuliformes en periodo de disipación y las nubes orográficas pueden contener lluvia de estructura estratiforme. La mayor parte de la nieve se origina en nimbostratos, pero los chubascos de granizo blando o ráfagas de nieve, pueden originarse en nubes convectivas.

Figura 80

Panorámica PPI en la pantalla de RADAR al observar la lluvia procedente de una estructura



Casi exclusivamente estratiforme. Alcance máximo de 40 millas. La imagen está formada por Una estructura de puntos discontinuos, cuyo brillo y tamaño son proporcionales al Factor de Reflectibilidad, en una escala discontinua que varía de 10 en 10 dB (de McGill Radar Weather Observatory). **Rogers R.R. 1era Ed. Los procesos de precipitación. (pp 173- 174). Barcelona. España. Ed. Reverte. 2015.**

2.7.12. Temporales violentos y granizo.

Las nubes cumuliformes, en aire relativamente húmedo e inestable, pueden crecer hasta grandes alturas, desarrollar fuertes corrientes ascensionales y dar lugar a intensas precipitaciones, relámpagos y granizo. Estos temporales violentos y de gran extensión pueden tener lugar aisladamente, o lo que es más frecuente, en grupos asociados con frentes, a escala sinóptica, o a zonas de convergencia a meso escala. En muchas partes del mundo son causa de serias inundaciones, daños producidos por el viento o el granizo y pérdidas de vidas humanas y de animales.

Amplios estudios llevados a cabo durante las últimas décadas, mediante radar, redes de radio sondeos y aviones equipados con material de observación adecuado, han permitido describir su estructura, proceso de desarrollo, así como poner de manifiesto las condiciones meteorológicas más propicias para que se produzcan.

2.7.12.1. Ciclo vital de una célula tormentosa. Los científicos **Byers y Braham (en 1949)**, partiendo de un gran número de observaciones sobre tormentas en Florida y Ohio (USA), encontraron que los temporales están constituidos por una o varias unidades de circulación convectiva, cada una de las cuales consta de una zona en la que existen fuertes corrientes ascendentes y otra con movimiento descendente compensador, las células convectivas son muy parecidas tanto en estructura como en comportamiento, en la mayor parte de los temporales y pueden, por lo tanto, considerarse como un tipo de fenómeno convectivo propio exclusivamente de las tormentas. Con frecuencia una nube está formada por un cierto número de células en distintas fases de desarrollo, resultando difícil la identificación individual de cada una de ellas. No obstante, resulta cómodo considerar a la célula tormentosa como la unidad fundamental en la estructura de un temporal.

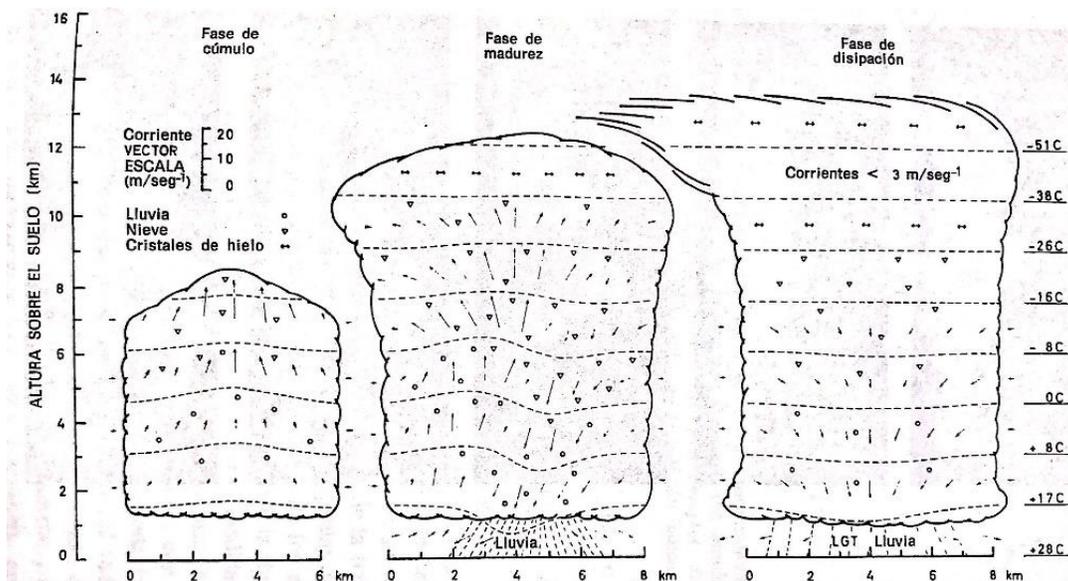
El ciclo vital de tal célula puede dividirse en tres etapas o fases, de acuerdo con la magnitud y dirección predominante del movimiento vertical del aire que tiene lugar en ella. Estas tres fases son:

- (1) Fase de cúmulos: caracterizada por la existencia de una corriente vertical ascendente en la mayor parte de la célula.
- (2) Fase de madurez: caracterizada por la presencia de corrientes ascendentes y descendentes.
- (3) Fase de disipación: cuya característica es la presencia de corrientes descendentes débiles en la mayor parte de la célula.

En la Figura No.12.1. Se muestran estas 3 fases, así como las formas de precipitación que los acompañan.

Figura 81

Modelo de célula tormentosa de Byers-Braham (de Chisholm, 1973).



2.7.12.2. Tormentas violentas. Debido al viento ambiental, tanto la corriente ascendente como la descendente han sido desplazadas horizontalmente, una con respecto a la otra, e interactúan mutuamente para mantener una circulación fuerte y duradera. Este tipo de circulación es un temporal y se conoce con el nombre de “supercelula”.

Debido a su tamaño y poder destructivo, las supercelulas tormentosas han recibido mucha atención durante los últimos años, sin embargo, se presentan con poca frecuencia, debido probablemente a la especial distribución de vientos que su existencia requiere. Un temporal que se registra más frecuentemente y que también puede ser extenso y violento es el llamado “multicelular”, que consiste en el sucesivo desarrollo de células tormentosas individuales al costado de un gran complejo tormentoso, aunque cada célula tiene un ciclo vital limitado, el desarrollo sistemático de nuevas células produce un temporal prolongado de larga duración. No siempre resulta clara la distinción entre temporales supercelulares y multicelulares, algunos temporales presentan forma análoga a una supercelula, pero una inspección más detallada revela que en realidad contienen elementos a pequeña escala de corto ciclo vital.

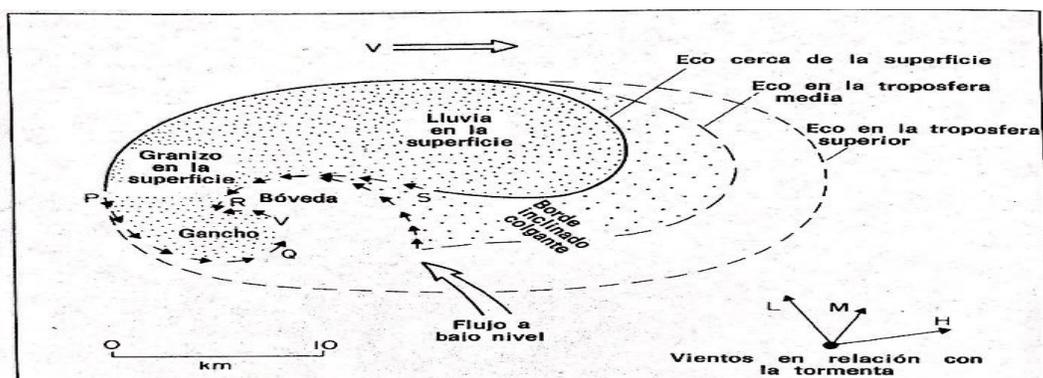
2.7.12.3. Crecimiento del granizo. Cuando las partículas de nieve granulada o granizo blando, o bien las gotas grandes de lluvia congeladas, crecen por acreción de gotitas nubosas subfundidas se forma el pedrisco. Las tormentas contienen tanta nieve granulada como gotas grandes, sin que sepamos con exactitud, cuál de las partículas actúa con más frecuencia como “germen” del granizo, aunque la evidencia fotográfica parece apuntar a la nieve granulada.

Un aspecto importante en el crecimiento del granizo es el calor latente de fusión liberado cuando el agua que se fija sobre el mismo, por acreción se congela. En virtud del calentamiento que dicho calor produce, la temperatura del pedrisco, durante el periodo de crecimiento, resulta

ser varios grados superiores a la de la nube ambiental, en que se desarrolla, en la teoría relativa al desarrollo del granizo, la temperatura se determina en el supuesto de una situación de equilibrio en el ritmo de calentamiento del pedrisco. **Rogers R.R.1era Ed. Temporales violentos. (pp 204-206).Barcelona.España.Ed.Reverte.2015.**

Figura 82

Diagrama esquemático mostrando tres secciones horizontales, a diversos niveles.



De una supercelula tormentosa, obtenidas a partir de los ecos del radar (De Browning

1964).

Figura 83

Secciones horizontal y vertical del flujo de aire y de las trayectorias

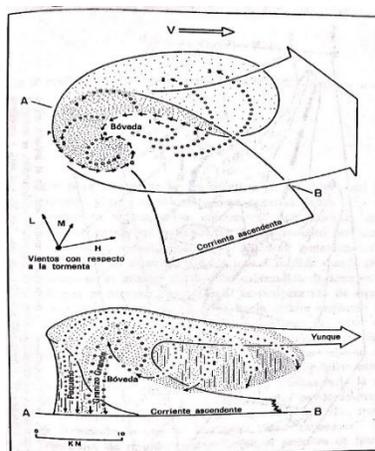
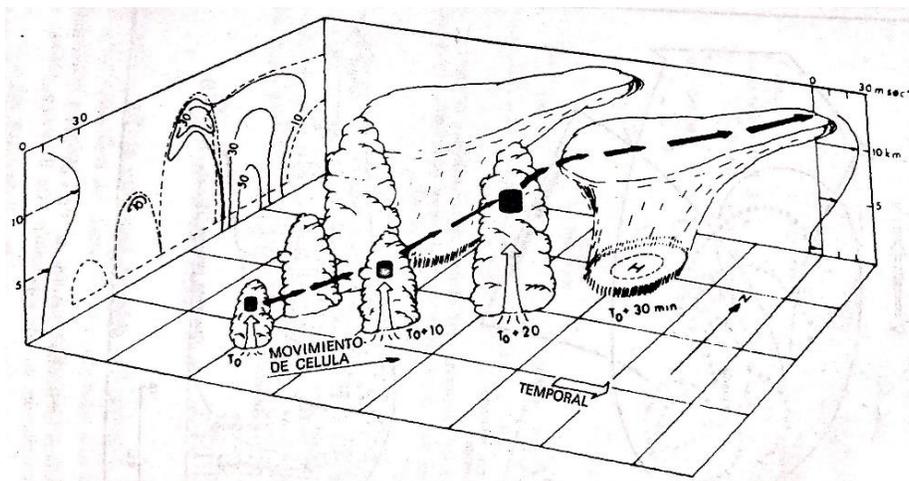


Figura 84

Visión esquemática de un temporal multicelular.



En el instante inicial el temporal consta de cuatro células en distinto estado de desarrollo, se indica el proceso de desarrollo de la más joven (la que está más hacia el sur), a sucesivos intervalos de tiempo. La flecha de trazo discontinuo y grueso es la trayectoria de un paquete o burbuja de dicha célula. También se indica una sección vertical del eco del radar, en el instante inicial, así como el perfil del viento (**de Chisholm y Renich, 1972**).

2.7.13. Modificación artificial del tiempo.

Cuando se habla de la modificación del tiempo, se hace referencia a la modificación

Artificial de las nubes, sembrando las nubes con algún material en busca de los siguientes

Objetivos:

- Estimular la precipitación de las lluvias.
- Disipación de las nubes o nieblas.
- Eliminación del granizo

2.7.13.1. Estimulación de la lluvia y nieve. En un principio, la precipitación puede ser estimulada aprovechando las inestabilidades existentes en un sistema nuboso, se puede lograr una técnica de modificación que puede considerarse eficiente. Antes de producir precipitación todas las nubes son coloidalmente inestables: sus pequeñas gotitas pueden ser barridas o arrastradas por la precipitación, para que esto ocurra debe existir un número relativamente pequeño de gotas grandes que sean capaces de crecer por acreción, a expensas de las gotitas. En el proceso natural de una lluvia, en una nube caliente, una sola gota de un millón de ellas, crece hasta convertirse en una gota de lluvia, esto es alrededor de una gota en cada 5 litros o 200 gotas por metro cubico. En consecuencia, para estimular la lluvia en una nube caliente consiste en introducir dicha concentración de gotas grandes en la corriente de aire ascendente como descendentes, dichas gotas deben ser lo suficientemente grandes para presentar condiciones favorables al crecimiento, pero no tan grandes que caigan por su propio peso fuera de las nubes, sin haber permanecido el suficiente tiempo en el interior de dicha nube. Una solución de compromiso (según los experimentos) consiste en recurrir a gotitas cuyos radios varían de 20 a 30 micras. Las experiencias de este tipo, de siembra con agua han sido llevados a cabo en varias partes del mundo utilizando avionetas comerciales volando a la altura de las bases de las nubes y pulverizando agua, con la confianza de que tales gotas, gracias a la difusión, se dispersaran dentro de toda la región donde exista la corriente ascensional, los resultados de este tipo de experimentos han sido poco convincentes.

2.7.13.2.- Disipación de las nubes o nieblas. Alrededor de los aeropuertos, los cielos encapotados por nubes bajas o la presencia de nieblas representan serios riesgos para la navegación aeronáutica, el problema de disiparlos es muy similar al de producir un aumento de precipitaciones, mediante la introducción de grandes partículas o núcleos de hielo, capaces de barrer las gotitas

nubosas se puede conseguir aclarar temporalmente la zona en cuestión. Con tal objeto se han empleado con cierto éxito tanto el ioduro de plata como el hielo seco en el tratamiento de nieblas o nubes bajas, subfundidas o sobre enfriadas.

Las nieblas calientes resultan más difíciles de tratar con vistas a su disipación. Desde 1938 se han venido realizando ensayos recurriendo a la sal común y pulverización o atomización sin resultados convincentes hasta el momento (experimentos de Houghton y Radford). También es un problema sin solución hasta el momento el caso de la niebla helada, que es un fenómeno invernal propio de algunas ciudades ubicadas muy al Norte.

2.7.13.3. Eliminación o supresión del granizo. En relación a la lucha contra el granizo, mediante siembra de nubes con núcleos de hielo o glaciogenos, existen 2 puntos de vista:

El primero consiste en el englamamiento de prácticamente todas las gotitas subfundidas, existentes en las partes superiores de una nube tipo cumulonimbos, potencialmente productora de granizo, de dicha forma, quedaría imposibilitado todo posible crecimiento por acreción, y con ello se eliminaría cualquier posibilidad de formación de grandes partículas de granizo. La eficiencia del ioduro de plata como agente nucleante es muy elevada y considerando que un gramo de ioduro de plata da lugar a 10^{14} núcleos a -20°C , la cantidad de material necesario para congelar una nube es excesiva y está muy por encima de las posibilidades de cualquier sistema de siembra de nubes de uso corriente.

El segundo punto de vista es mucho más modesto en cuanto a la utilización de material, implica, tan solo la adición de núcleos de hielo en una región limitada de la nube, donde se cree que el ritmo de crecimiento de granizo es más intenso. Los científicos rusos suponen que tal región se encuentra en la parte superior de la nube, donde en ocasiones, se ha observado un máximo en la reflectibilidad del radar, en consecuencia, **siembran** dicha zona con ioduro de plata, incorporado

a proyectiles de artillería, y según afirman los resultados obtenidos resultan espectaculares en relación a la supresión del granizo.

Una variante de la técnica rusa, consiste en agregar núcleos de hielo en una zona más baja en la que se supone existe el área principal de la corriente ascensional, esta región contiene los núcleos de hielo naturales o partículas de precipitación, constituyendo todos ellos posibles embriones o gérmenes de granizo.

Con la introducción de núcleos artificiales, se considera que, debido a una estrecha competición entre todos ellos, para captar el agua disponible, resulta improbable que alguna partícula logre crecer hasta alcanzar un tamaño grande. Por lo tanto, lo que se pretende es lograr que se origine un gran número de partículas pequeñas, en lugar de un número mucho menor de partículas de gran tamaño, hay que considerar que la partícula tiene gran probabilidad de fundirse, antes de llegar al suelo, o en todo caso siempre causara daños menores que la partícula de tamaño mayor. **Rogers R.R.1era Ed. Modificación artificial del tiempo. (pp 211- 213). Barcelona. España.Ed. Reverte.2015.**

2.7.14. Modelos numéricos de las nubes.

La formación de la mayor parte de las nubes tiene lugar en asociación con la expansión y el enfriamiento del aire ascendente, la única excepción importante es la constituida Por la niebla, algunas variedades de la cual se producen por enfriamiento radiactivo del Aire en la proximidad del suelo o por mezcla de masas de aire a distinta temperatura. En el caso de nubes estratiformes, el ascenso viene determinado por procesos a gran Escala, tales como la ascensión que tiene lugar a lo largo de una superficie frontal Inclínada, o la lenta subida en un campo de convergencia a

escala ciclónica. En las nubes Cumuliformes, por los movimientos verticales ascensionales debidos a la convección en Aire inestable.

En los modelos numéricos deben ser tenidos en cuenta tres tipos de procesos: dinámicos, termodinámicos y de física de las nubes, la mayor parte son razonablemente bien comprendidas, pero el problema reside en conseguir expresarlos por medio de ecuaciones diferenciales capaces de ser resueltos. Estos modelos Numéricos para estudiar las nubes deben ser de los siguientes tipos:

- a.- Modelos unidimensionales con microfísica simplificada.
- b.- Modelos unidimensionales con microfísica más compleja.
- c.- Modelos nubosos de dos dimensiones.
- d.- Modelos tridimensionales.

III. METODO

3.1. Tipo de investigación.

La presente Tesis de Doctorado en Ingeniería es en primer lugar del tipo **Descriptivo**, porque trabaja sobre realidades de hecho y su característica fundamental es la de presentar una interpretación correcta del fenómeno a investigar que es la producción de lluvias artificiales en diferentes partes del mundo. Es un hecho ya comprobado que estas lluvias artificiales se provocan con bastante éxito en diferentes partes del mundo inyectando yoduro de plata y otros productos químicos, pero en mayor cantidad en las nubes, se ejecutan generalmente utilizando básicamente aviones o avionetas, cuyo costo de operación es muy elevado. Así sucede por ejemplo en países como: Noroeste de China (cerca de la ciudad de Chaoyang), la India, Rusia, Australia, USA, Algunos países del África, México, Cuba, Sudeste Asiático, y en América Latina (Atacama y Coquimbo en Chile, zonas alto andinas de Bolivia, Mendoza en la Argentina).

Según Hernández (2014) enuncio que “el estudio de alcance **explicativo** pretende establecer las causas de los sucesos o fenómenos que se estudian”.

En segundo lugar, se trata de una investigación del tipo **Investigación aplicada**, porque guarda íntima relación con la investigación básica, pues depende de los descubrimientos y avances de la investigación básica y se enriquece con ellos, pero a su vez se caracteriza por su interés en la aplicación utilización y consecuencias prácticas de los conocimientos. La investigación aplicada busca el conocer para hacer, para actuar, para construir, para modificar.

En este Proyecto de Investigación es un hecho ya conocido que se requiere una pequeña cantidad de **yoduro de plata (de 250 a 300 gramos)** para dar inicio a la lluvia artificial, conocedores de este fenómeno y aprovechando nuestra experiencia y conocimientos sobre motores

cohete, se nos ocurrió la idea original e innovadora de inyectar yoduro de plata en las nubes mediante cohetes relativamente baratos y de manufactura nacional (diseñados y contruidos por nosotros),y de esta manera modificar la forma tradicional de inyectar este producto en las nubes mediante aviones especialmente equipados que resulta mucho más costoso. Además, según nuestra propuesta, la rampa de lanzamiento de los cohetes será móvil montada en una camioneta 4 x 4, de tal forma que se pueda desplazar a cualquier parte del país donde se necesite producir una lluvia artificial. Otra idea original que se nos ocurrió en este proyecto de investigación es la de utilizar un telemetro Laser (empleado para otros fines) para detectar la altura de las nubes y así poder regular satisfactoriamente el propelente de nuestros cohetes para llegar a la altura requerida.

Se trata también de una **Investigación Tecnológica**, ya que según Sánchez y Reyes (2015), enunciaron que “la investigación tecnológica responde a problemas técnicos, está orientada a demostrar la validez de ciertas técnicas bajo las cuales se aplican principios científicos que demuestren su eficacia en la modificación o transformación de un hecho o fenómeno”.

Según el Reglamento **SINACYT, Artículo 5 (2018)** enuncio que “la **investigación aplicada** está dirigida a determinar a través del conocimiento científico, los medios (metodologías, protocolos y tecnologías) por los cuales se puede cubrir una necesidad reconocida y específica”.

De acuerdo a lo descrito el presente trabajo de investigación tiene un carácter “**Descriptivo**”, “**Explicativo**”, “**Tecnológico**” y “**Aplicado**”, debido a que aplica el conocimiento científico, para el diseño, construcción y lanzamiento de cohetes para producir lluvias artificiales para solucionar diferentes problemas de sequía que beneficie a los habitantes de Perú y de otras latitudes del mundo que adolecen de estos problemas.

3.2. Población y muestra.

3.2.1. Población.

Según Hurtado y Toro (1968), enunciaron que “la población es el total de los individuos o elementos a quienes se refiere la investigación, es decir, todos los elementos que vamos a estudiar por ello también se llama universo”.

Según Hernández (2014), se denomina “población” o “universo” a la totalidad de personas u objetos que tienen una o más características medibles o notables de naturaleza cualitativa o cuantitativa.

Según Balestrini (2006) definió que “la población es el conjunto finito o infinito de personas, casos o elementos, que presentan características comunes”.

Según Barrera (2008), enunció que “no hace falta hacer un muestreo cuando la población es conocida y se puede identificar a cada uno de sus integrantes, la población, además de ser conocida es accesible, es decir, es posible ubicar a todos los miembros y la población es relativamente pequeña, de modo que pueda ser abarcada en el tiempo y con los recursos del investigador”.

Población se refiere al universo, conjunto o totalidad de elementos sobre los que se investiga o hacen estudios. Población también es el conjunto total de individuos, objetos o medidas que poseen algunas características comunes observadas en un lugar y en un momento determinado.

Tomando en consideración todas estas definiciones metodológicas, la “**población**” o “**universo**” para este Proyecto de Investigación, vendrían a ser todas aquellas zonas del mundo que sufran fenómenos de sequía, incendios forestales, etc., tales como: zonas áridas de China, Australia, desiertos de la India, desiertos norteamericanos, zonas áridas del Asia y África, desierto de Atacama en Chile, etc. Las condiciones en las que se presentan las sequías e incendios forestales

Son iguales en cualquier parte del mundo, por lo tanto, no hace falta estar en estos países para desarrollar esta investigación, los resultados de esta investigación se podrán aplicar en cualquiera de estas zonas áridas de estos países, con los mismos resultados.

3.2.2. Muestra.

Según Balestrini (2006) definió que “una muestra es una parte representativa de una población cuyas características deben producirse en ella, lo más exactamente”.

Según Bernal (2010) enunció “se denomina muestra a una parte representativa de la población que cuenten con características similares, sobre la cual se efectuaran la medición y la observación de las variables objeto de estudio”.

Muestra “es una parte o subconjunto de elementos que se seleccionan previamente de una población para realizar un estudio del universo de elementos que se van a estudiar”.

Muestra también “es una parte representativa de la población, donde sus elementos comparten características comunes o similares”.

Considerando todas estas definiciones metodológicas, la “**muestra**” para este Proyecto de Investigación, vendrían a ser todas aquellas zonas Perú que sufren fenómenos de sequía, incendios forestales, etc., tales como: zonas alto andinas de Puno (falta de lluvias y heladas), la zona de Huaca punco en Cusco, Huanca bamba, Pacaipampa, Suyo, valle de San Lorenzo en la Región Piura, Ayabaca, Poechos, también Piura, desiertos y zonas alto andinas del Norte chico,

Desiertos y zonas alto andinas del Sur Chico. En todos estos lugares o en parte de ellos se tendría que producir lluvias artificiales mediante cohetes. En un primer momento las primeras pruebas se tendrían que hacer en los desiertos aledaños a la ciudad de Lima.

Lugares donde se desarrollará la investigación. Los lugares donde se llevará a cabo este Proyecto de Investigación de Tesis de Doctorado son los siguientes:

- En la Escuela Universitaria de Posgrado de la Universidad Nacional Federico Villarreal.
- En el Laboratorio de Motores de Combustión Interna de la Facultad de Ingeniería Mecánica de la Universidad Nacional del Callao.
- En la Escuela de Ingeniería Mecánica de Fluidos de la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos.
- En las instalaciones del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR).
- En los desiertos aledaños a la ciudad de Lima.

3.3. Operacionalización de variables.

Tabla 1

Matriz de Operacionalización de Variables

HIPOTESIS GENERAL (Hg)	VARIABLES	INDICADORES
<p>Las materias primas y el personal humano en el Perú hacen posible el Diseño y construcción de cohetes con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales y evitar la caída de granizo en épocas de sequía en ciertas regiones del Perú.</p>	<p><u>VARIABLE INDEPENDIENTE (X):</u></p> <p>Las Materias primas y el personal humano en el Perú hacen posible el diseño y fabricación de cohetes con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales.</p> <p><u>VARIABLE DEPENDIENTE (Y):</u></p> <p>Diseño y construcción de un cohete con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales.</p>	
HIPOTESIS ESPECIFICAS (Hi):	VARIABLES	INDICADORES
<p>H1: El modelo de cohete diseñado y fabricado servirá para el desarrollo e investigación aeroespacial.</p>	<p>X1 : Modelo de cohete diseñado y Fabricado. Y1: Investigación y desarrollo Aeroespacial.</p>	<p>X1: 1.Velocidad final del cohete.</p>

		<p>1. Altura total que alcanza el Cohete.</p> <p>Y1:</p> <p>1. Tiempo total de vuelo.</p> <p>2. Carga útil transportada.</p>
<p>H2:</p> <p>Con el prototipo del motor a reacción se podrá producir lluvias artificiales evitando la caída de granizo y mejorando la productividad en los ecosistemas agroindustriales.</p>	<p>X2:</p> <p>Prototipo del motor a Reacción.</p> <p>Y2:</p> <p>.Producir lluvias artificiales.</p> <p>.Evitar la caída de granizo.</p>	<p>X2:</p> <p>1. Cantidad de carga útil.</p> <p>2. Tipos de sustancia para Producir lluvias artificiales</p> <p>Y2:</p> <p>1. Sistema de ayuda para Producir lluvias artificiales.</p> <p>2. Sistema de ayuda para evitar la caída de granizo.</p>
<p>H3:</p> <p>El modelo de motor a reacción se utilizara para equipar a nuestras Fuerzas Armadas</p>	<p>X3:</p> <p>Modelo del cohete Tierra-Tierra diseñada.</p>	<p>X3:</p> <p>1. Alcance máximo del cohete diseñado.</p> <p>2. Tipos de carga útil del prototipo.</p>

<p>con artillería reactiva de mediano y gran alcance.</p>	<p>Y3: Equipar a nuestras Fuerzas Armadas con artillería reactiva de pequeño y mediano alcance.</p>	<p>3. Peso máximo al despegue.</p> <p>Y3:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Precisión del prototipo. 2. Estabilidad del proyectil.
<p>H4: Con el prototipo del cohete diseñado se podrá disminuir la dependencia del extranjero, lo que significara un ahorro de divisas para el erario Nacional.</p>	<p>X4: .Prototipo del cohete Diseñado. .Disminuir la dependencia Del extranjero</p>	<p>X4:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Comparación de costos de un cohete Nacional con un modelo de cohete similar importado. 2. Disponibilidad del cohete prototipo. 3. Procurar la Independencia tecnológica. <p>Y4:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. Ahorro de divisas para el país. 2. Disponibilidad inmediata. 3. Evitar embargos en caso de conflictos externos. 4. Mejoramiento del Sistema de Defensa Nacional.

Fuente: Elaboración Propia

3.4. Instrumentos.

Los instrumentos y técnicas para la recolección de información, por ser una investigación del tipo **descriptivo, explicativo y de tecnología aplicada**, según Espinoza (2015), "la técnica de recolección de datos más adecuado para este tipo de trabajo de investigación es la técnica documental" (p.107).

La técnica documental permite la recopilación de evidencias para demostrar las hipótesis de investigación, está formada por documentos de diversas fuentes tales como: revistas, memorias, actas, registros, datos e informaciones de experiencias similares en otros lugares, internet, y cualquier otro documento de instituciones y empresas que registren datos factibles de ser utilizados en este proyecto de investigación.

Los instrumentos de recolección de información son como fichas bibliográficas, hemerografica, videografía, cibergrafía, ficha de trabajo, registros de sistemas de gestión.

Para el presente proyecto de investigación se utilizó las siguientes técnicas e instrumentos de recolección de datos:

Tabla 2*Técnicas e instrumentos de recolección de datos*

TÉCNICA	INSTRUMENTO DE RECOLECCIÓN
	<p>Internet: Experiencias de lluvias artificiales en otras partes del mundo, y otras formas de producirlo. Combustibles para cohetes.</p> <p>Tesis relacionadas a la cohetería, al cambio climático y a la producción de lluvias artificiales, características del agua de lluvia.</p> <p>Catálogos de los fabricantes de máquinas, equipos, materiales e insumos necesarios para la producción de lluvias artificiales.</p> <p>Normas nacionales e internacionales necesarios para el diseño del equipo de producción de lluvias artificiales.</p> <p>Proyectos de investigación sobre cohetería y producción de lluvias artificiales a nivel nacional e internacional.</p> <p>Patentes de invención relacionados al tema de investigación.</p> <p>Papers y artículos científicos afines a la investigación.</p> <p>Reportes periodísticos especiales sobre los ecosistemas existentes en el Perú y la agroindustria.</p>
DOCUMENTAL	<p>Reportajes periodísticos especiales sobre las condiciones climatológicas existentes en el Perú.</p> <p>Textos relacionados al tema de investigación: Física de las nubes, otores a reacción, balística interna, historia de la astronáutica, diseño de motores cohete, combustibles para cohetes, materiales para cohetes.</p>

Fuente: elaboración propia

3.5. Procedimientos:

Los procedimientos son un conjunto de acciones u operaciones que se tienen que realizar de la misma forma, para obtener el mismo resultado bajo las mismas circunstancias. Después de haber planteado las bases teóricas dentro del método de investigación, se procedió al diseño de cada componente del proyecto de investigación, se procedió a seleccionar los equipos, se señaló los pasos a seguir en cada una de las técnicas, como se va a hacer, como se va a trabajar y con quienes, así como la selección de los instrumentos de medición según el caso. Para este Proyecto de Investigación Tecnológico aplicado los pasos a seguir son los siguientes:

- Diseño del prototipo del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal “Shushupe I-B”.
- Diseño del prototipo del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “Gergon I-B”.
- Diseño de la rampa de lanzamiento.
- Selección del compuesto químico para producir lluvias artificiales.
- Selección de la unidad móvil en que se transportara la rampa de lanzamiento.
- Selección del telemetro láser para detectar la altura de las nubes.
- Fabricación de los cohetes y granos.
- Fabricación de la rampa de lanzamiento.
- Montaje del equipo en la unidad móvil
- Presupuesto del Proyecto.

Diseño de los prototipos de los cohetes para producir lluvias artificiales mediante la inyección de yoduro de plata en las nubes.

3.5.1. *Diseño del Prototipo del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal.*

“SHUSHUPE I-B”.

3.5.1.1. Cálculo de la presión estado - estable: inicial, máximo y final del cohete de 3 Pulgadas de diámetro nominal “SHUSHUPE I-B” para la cámara de combustión de configuración “BATES” de KN (64% KN + DEX (34%) + 2% (Al + Mg);

De las siguientes características.

*** Características del tubo de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192 ,de 3 pulgadas de diámetro nominal:**

Diámetro Exterior = 3 Pulg. $\Phi = 76.2 \text{ mm } \Phi$

Diámetro Interior = 69.8 mm Φ .

Presión máxima permitida en frío (20°C) = 4952.38 psi = 336.9 BARES

Presión máxima permitida en caliente (1350 ° C) = 1323 psi = 90 BARES

Espesor del Tubo = 3.2 mm

Longitud Comercial del Tubo = 6185 mm

Longitud del Tubo para cada Cohete (mejor dicho cuántos cohetes pueden salir de cada tubo comercial) = 6185 mm/700 mm = 8.84 = 8 cohetes.

Longitud del fuselaje para la cámara de combustión = 700 mm.

- **Dimensiones del inhibido: (Tubo de PVC):**

Diámetro Exterior = 68 mm Φ

Diámetro Interior = 63 mm Φ

Longitud de cada Inhibidor = 120 mm

Espesor del Tubo PVC = 2.5 mm.

Longitud del Separador = 5 mm

- **Dimensiones del grano:**

Diámetro Exterior del Grano: $D_e = 63 \text{ mm } \Phi$

Diámetro Interior del Grano: $D_i = 25 \text{ mm } \Phi$

Diámetro del Núcleo: $d_o = 25 \text{ mm } \Phi$

Longitud del Grano: $L_o = 115 \text{ mm}$

Número de Granos: $N_o = 5 \text{ granos.}$

- Cálculo del Frente de Regresión del Grano (X) ,en el punto de máxima presión en la cámara de combustión:

$$X = \frac{1}{6}(L_o - 2x d_o) = \frac{1}{6}(115 \text{ mm} - 2 \times 25 \text{ mm}) = \frac{1}{6}(115 \text{ mm} - 50 \text{ mm})$$

$$X = 10.83 \text{ mm.}$$

- Cálculo de los Parámetros (d) y (L):

Sustituyendo el valor de (X) en las siguientes ecuaciones:

$$d = d_o + 2(x) = 25 \text{ mm} + 2(10.83 \text{ mm}) = 25 \text{ mm} + 21.66 \text{ mm} = 46.66 \text{ mm}$$

$$L = L_o - 2x = 115 \text{ mm} - 2(10.83 \text{ mm}) = 115 \text{ mm} - 21.66 \text{ mm} = 93.34 \text{ mm}$$

- Calculo del espesor Inicial del Frente de Quemado del Grano (t):

$$t = \frac{1}{2}(D - d_o) = \frac{1}{2}(63 \text{ mm} - 25 \text{ mm}) = \frac{1}{2}(38 \text{ mm}) = 19 \text{ mm.}$$

- Calculo de las areas superficiales de quemado,sustituyendo los valores de (D) ,(L) y (d) en la ecuacion para el area de quemado

$$Ab_{\text{inicial}} = N_o \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d^2) + \pi \times L \times d \right]$$

- Área Superficial de Quemado Inicial del Grano (Ab_{INICIAL}):

$$Ab_{\text{inicial}} = N_o \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d_o^2) + \pi \times L_o \times d_o \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (63^2 - 25^2) \text{mm}^2 + \pi \times 115 \text{mm} \times 25 \text{mm} \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (3969 - 625) \text{mm}^2 + (9932.078879) \text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (3344) \text{mm}^2 + (9032.078879) \text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 5[(5252.742917) \text{mm}^2 + (9032.078879) \text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 5[14,284.8218 \text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 71,424.10898 \text{mm}^2$$

- Calculo del área Superficial de Quemado Máximo del Grano ($Ab_{\text{MÁX}}$):

$$Ab_{\text{máx}} = N_0 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d^2) + \pi \times L \times d \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (63^2 - 46.66^2) \text{mm}^2 + \pi \times 93.34 \text{mm} \times 46.66 \text{mm} \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (3969 - 2177.1556) \text{mm}^2 + (13,682.40381) \text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 5 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (1791.8444) \text{mm}^2 + (13,682.40381) \text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 5[(2,814.622602) \text{mm}^2 + (13,682.40381) \text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 5[16,497.02641 \text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 82,485.13206 \text{mm}^2$$

- Calculo del área Superficial de Quemado Final del Grano (Ab_{FINAL}):

$$Ab_{\text{final}} = N_0 \times \pi \times D \times [L_0 - 2 \times t]$$

$$Ab_{\text{final}} = 5 \times \pi \times 63 \text{mm} \times [115 \text{mm} - 2 \times 19 \text{mm}]$$

$$Ab_{\text{final}} = 5 \times \pi \times 63 \text{mm} \times [115 \text{mm} - 38 \text{mm}]$$

$$Ab_{\text{final}} = 5 \times \pi \times 63 \text{mm} \times 77 \text{mm}$$

$$Ab_{\text{final}} = 76,199.32981 \text{mm}^2$$

- Calculo de la presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión utilizando el Propulsante KN (64%) + DEX (34%) + Aditivos Balísticos (2%).

La presión en la Cámara de Combustión no deberá sobrepasar de ninguna Manera los 65 BARES, utilizando un Tubo de Acero sin costura para Calderas tipo ASTM A-192.

- Primera Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de: $d_g = d_t = 18 \text{ mm } \phi$:
- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera (A_g):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (18^2) \text{ mm}^2}{4} = 254.4690049 \text{ mm}^2$$

- Valores de (K_n): Inicial, Máximo y Final:

$$K_n = \frac{\text{Área de quemado superficial}}{\text{Área de la garganta de la tobera}}$$

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{A_{b(\text{inicial})}}{A_g} = \frac{71,424.10898 \text{ mm}^2}{254.4690049 \text{ mm}^2} = 280.6790124$$

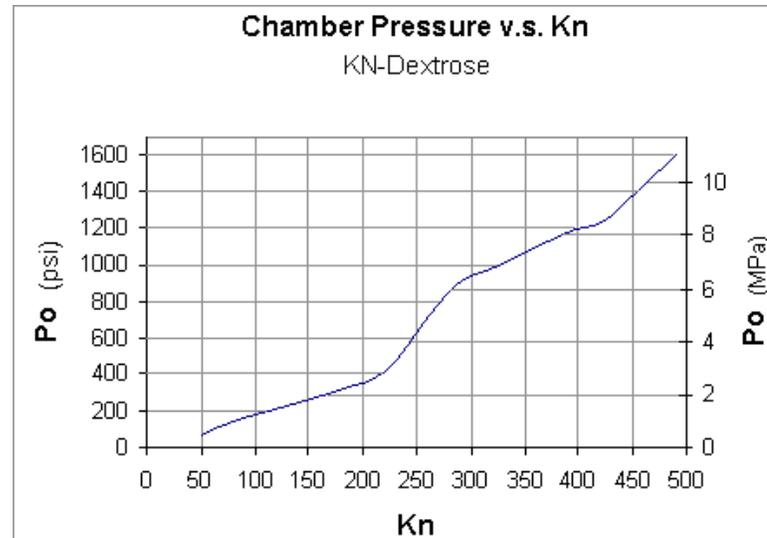
$$K_{n(\text{máx})} = \frac{A_{b(\text{máx})}}{A_g} = \frac{82,485.13206 \text{ mm}^2}{254.4690049 \text{ mm}^2} = 324.1460864$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{A_{b(\text{final})}}{A_g} = \frac{76,199.32981 \text{ mm}^2}{254.4699949 \text{ mm}^2} = 299.4444445$$

- Calculo de la presión Estado–Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el gráfico experimental de la Fig. No. 121):

Figura 85

Utilización de la Carta de Diseño KN – Dextrosa



(Fuente: Wickman J.H. How to make amateur rockets. CP Technologies.3745A Studer. Casper, WY 82604.2nd.Edition).

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 289.6790124 \longrightarrow p_{(\text{inicial})} = 6 \text{ MPa} = 60 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 324.1460864 \longrightarrow p_{(\text{máx})} = 6.9412 \text{ MPa} = 69.412 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 299.4444445 \longrightarrow p_{(\text{final})} = 6.53 \text{ MPa} = 65.3 \text{ bar}$$

Nota: La presión máxima en la Cámara de Combustión sería de 69.412 BAR, es una presión

Un poco elevada, por lo que se tendría que bajar esta presión, aumentando el diámetro de la garganta de la tobera.

- Segunda Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de: $d_g = d_t = 19.5 \text{ mm } \phi$.
- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera (A_g):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (19.5^2) \text{ mm}^2}{4} = 298.6476516 \text{ mm}^2$$

- Valores de (K_n): Inicial, Máximo y Final:

$$K_n = \frac{\text{Área de quemado superficial}}{\text{Área de la garganta de la tobera}}$$

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{A_{b(\text{inicial})}}{A_g} = \frac{71,424.10898 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 239.1584484$$

$$K_{n(\text{máx})} = \frac{A_{b(\text{máx})}}{A_g} = \frac{82,485.13206 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 276.1954819$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{A_{b(\text{final})}}{A_g} = \frac{76,199.32981 \text{ mm}^2}{298.6476516 \text{ mm}^2} = 255.147929$$

- Calculo de la presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión utilizando el Gráfico Experimental de la Fig. No.3.1:

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 251.9113573 \longrightarrow p_{(\text{inicial})} = 2.5625 \text{ MPa} = 25.625 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 290.9233573 \longrightarrow p_{(\text{máx})} = 5.875 \text{ MPa} = 58.75 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 268.7534626 \longrightarrow p_{(\text{final})} = 4.2188 \text{ MPa} = 42.188 \text{ bar}$$

Nota: Utilizaremos una tobera convergente-divergente con un diámetro de la garganta de la tobera de 19.5, con una presión máxima en la cámara de combustión 58.75 bares, digamos 60 bares,

3.5.1.2. Cálculo del peso del propulsante (P_{PROP}):

N_o = Número de Granos = 5 granos

ρ = Densidad del Propulsante = 1.785 gr/cm³

- Volumen de un Grano de Propulsante ($V_{1\text{GRANO}}$):

$$V_{1\text{GRANO}} = \frac{\pi}{4} (d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4} (6.3^2 - 2.5^2) \text{ cm}^2 \times 11.5 \text{ cm} =$$

$$\frac{\pi}{4} (39.69 - 6.25) \text{ cm}^2 \times 11.5 \text{ cm}$$

$$V_{1 \text{ GRANO}} = \frac{\pi}{4} (33.44) \text{cm}^2 \times 11.5 \text{cm} = 302.0327177 \text{cm}^3$$

- Volumen de los cinco granos de Propulsante ($V_{5\text{GRANOS}}$):

$$V = 5 \times V_{1 \text{ GRANO}} = 5 \times 302.0327177 \text{cm}^3 = 1510.163589 \text{cm}^3$$

- Peso Total de los 5 granos del Propulsante (P_{PROP}):

$$P_{\text{Prop}} = W_p = V_{5 \text{ GRANOS}} \times \rho = 1510.163589 \text{cm}^3 \times 1.785 \text{gr}/\text{cm}^3$$

$$P_{\text{Prop}} = W_p = 2695.642006 \text{gr} \times \frac{1 \text{kg}}{1000 \text{gr}} = 2.695642006 \text{kg}$$

- Volumen de 1 inhibidor ($V_{1 \text{ inh}}$):

$$V_{1 \text{ inh}} = \frac{\pi}{4} (d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4} (6.8^2 - 6.3^2) \text{cm}^2 \times 12 \text{cm} =$$

$$\frac{\pi}{4} (46.24 - 39.69) \text{cm}^2 \times 12 \text{cm} = \frac{\pi}{4} (6.55) \text{cm}^2 \times 12 \text{cm}$$

$$V_{1 \text{ inh}} = 61.73229564 \text{cm}^3.$$

- Volumen de los 5 inhibidores de pvc ($V_{5 \text{ inh}}$):

$$V_{5 \text{ inh}} = 5 \times 61.73229564 \text{cm}^3 = 308.6614782 \text{cm}^3$$

- Peso de los 5 inhibidores (P)

$$\rho = 1.4306 \text{grs}/\text{cm}^3$$

$$P_{5 \text{ inh}} = V_{5 \text{ inh}} \times \rho = 308.6614782 \text{cm}^3 \times 1.4306 \text{grs}/\text{cm}^3$$

$$P_{5 \text{ inh}} = 441.558 \text{grs} \times 1 \text{Kg}/1000 \text{grs} = 0.441558 \text{Kg}.$$

3.5.1.3 Empuje Total desarrollado por el cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal

“SHUSHUPE I-B”: (E)

$$E = W_p \times I_{SP} \times g \quad (3.1)$$

Dónde:

$$W_p = 2.695642006kg$$

$$I_{SP} = 132.5seg$$

$$g = 9.81 \text{ m/seg}^2$$

$$E = 2.695642006kg \times 132.5 \text{ seg} \times 9.81 \text{ m/seg}^2 = 3503.862863 \text{ kg} \times \text{m/seg}$$

$$E = 3503.862863 \text{ kg} \times \text{m/seg} \times \frac{1 \text{ kg} - f}{9.80605 \text{ N}} = 357.3164386 \text{ kg} - f$$

$$E = 357.3164386 \text{ kg} - f \times \frac{9.80605 \text{ N}}{1 \text{ kg} - f} = 3503.862863 \text{ N}$$

- Impulso Total Desarrollado por el Motor Cohete (E x t):

$$E \times t = 3503.862863 \text{ N} \times 25.74942503 \text{ seg} = 90222.45411 \text{ N} \times s$$

3.5.1.4 Diseño de la cámara de combustión para el cohete de 3 pulgadas de diámetro

Nominal “SHUSHUPE I-B”:

La Cámara de Combustión y el Fuselaje del Motor Cohete de Combustible Sólido serán de un tubo de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192 de 3 Pulgadas de Diámetro Nominal y de las siguientes características:

$$\text{Diámetro Nominal} = 3 \text{ pulgadas} = 76.2 \text{ mm } \phi = 3'' \phi$$

$$\text{Diámetro Exterior} = 3 \text{ pulgadas} = 76.2 \text{ mm } \phi = 3'' \phi$$

$$\text{Diámetro Interior} = 2.75 \text{ pulgadas} = 69.8 \text{ mm } \phi$$

$$\text{Espesor del Tubo} = 3.2\text{mm}$$

- Presión Máxima Admisible del Tubo en Frío (20°C):

$$P_{m\acute{a}x \text{ ad.f}} = 4952.38 \text{ psi} = 336.9 \text{ bares}$$

- Presión Máxima Admisible en Caliente (1350°C):

$$P_{m\acute{a}x\ ad.c} = 90\text{bares}(\text{prueba est\acute{a}tica})$$

- Presi3n M\acute{a}xima Actuante sobre el Tubo en Caliente.

$$P_{m\acute{a}x\ act} = 60\ \text{bares}$$

- Factor de Seguridad para este Dise\~no (f.s.):

$$f.s = \frac{P_{m\acute{a}x\ ad.c}}{P_{m\acute{a}x\ act}} = \frac{90\text{bares}}{60\ \text{bares}} = 1.5$$

Nota: El tubo de acero sin costura para calderas seleccionado tipo ASTM A-192 de 3 Pulgadas de di\~metro nominal soportar\~a correctamente la Presi3n generada en la C\~mara de Combusti3n.

3.5.1.5 C\~lculo de los pesos del cohete de 3 pulgadas de di\~metro nominal

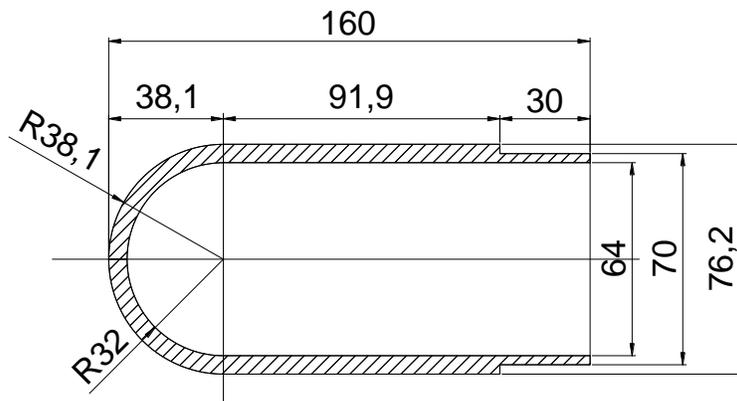
“SHUSHUPE I-B”:

- Peso del morro u ojiva (de forma roma de aluminio), (P_M):

$$P_M = 625\ \text{grs} = 0.625\ \text{kg}$$

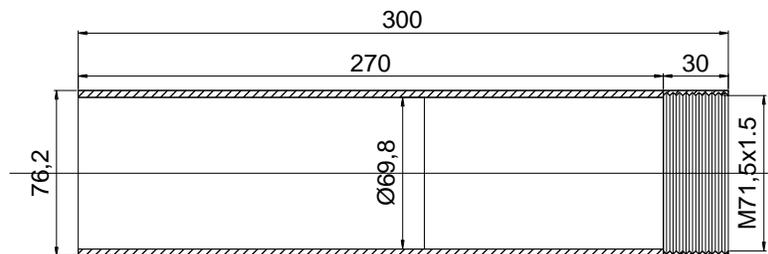
Figura 86

Morro u ojiva de forma roma



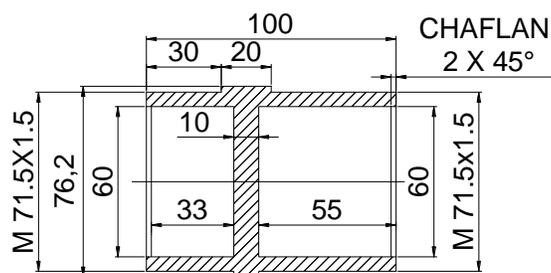
- Peso del fuselaje para la carga \acute{u}til (P_{FCU}):

$$P_{FCU} = 2040\ \text{grs} = 2.040\ \text{kg}$$

Figura 87*Fuselaje para la carga útil*

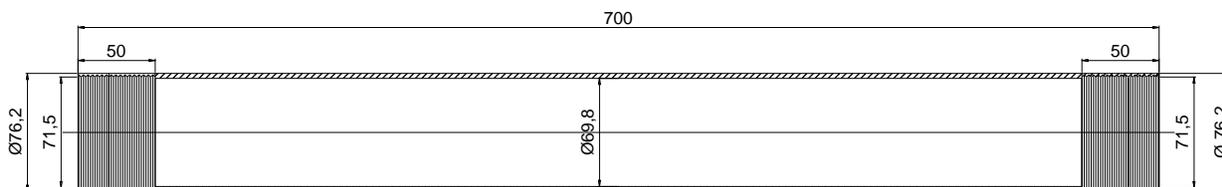
- Peso del Tapón Superior Roscado (P_{TAP}); de Acero AISI/SAE 1020:

$$P_{TAP} = 1121 \text{ grs} = 1.121 \text{ Kg.}$$

Figura 88*Tapón Superior roscado*

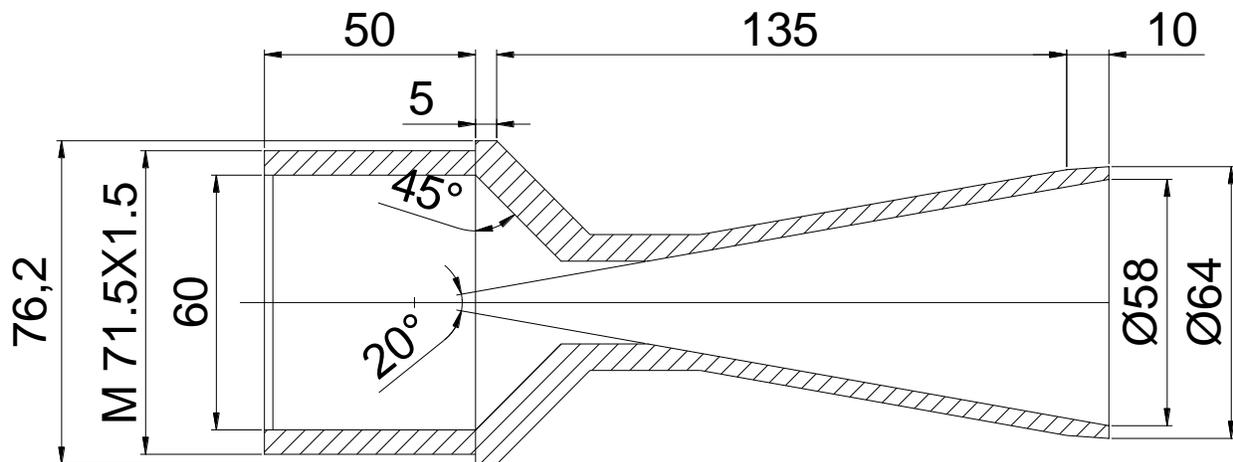
- Peso del fuselaje para la cámara de combustión (P_{FCC})

$$P_{FCC} = 4215 \text{ grs} = 4.215 \text{ Kg.}$$

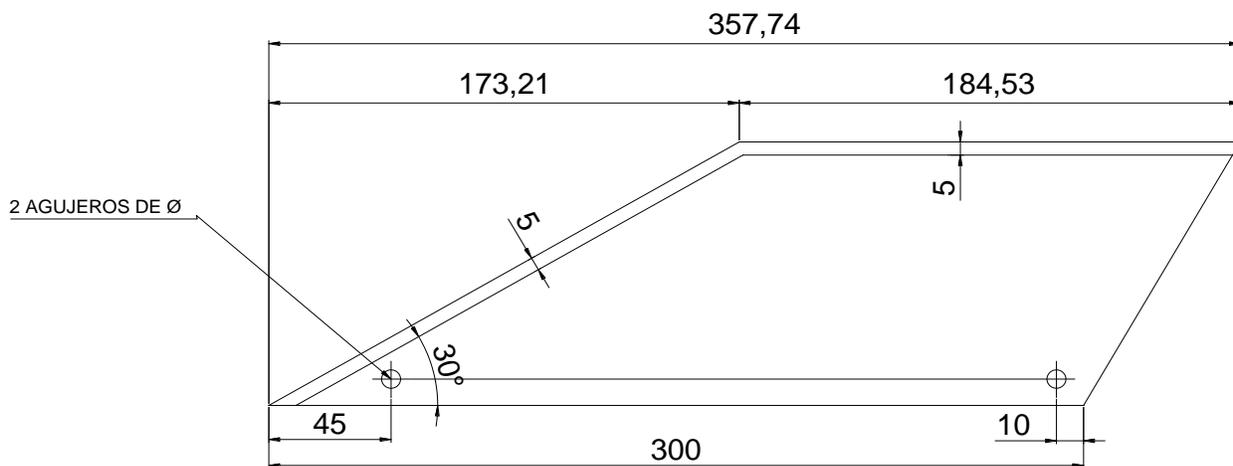
Figura 89*Fuselaje para la cámara de combustión.*

- Peso de la Tobera convergente-divergente , de Acero AISI/SAE 1045(P_{TOB}):

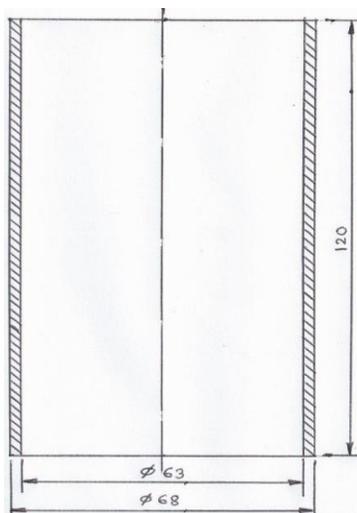
$$P_{TOB} = 1567 \text{ grs} = 1.567 \text{ Kg.}$$

Figura 90*Tobera Convergente – Divergente*

- Peso de las 3 Aletas direccionales de Aluminio más sus pernos respectivos: P_{ALETAS} = 494 grs = 0.494 Kg.

Figura 91*Aletas direccionales de aluminio*

- Peso de los Inhibidores de (PVC):

Figura 92*Inhibidor de PVC del Cohete Sólido*

- Peso de los Cinco Inhibidores de (PVC); ($P_{5\text{INH}}$):

$$P_{5\text{INH}} = 5 \times P_{1\text{INH}} = 5 \times 88.31113553\text{gr} = 441.558\text{ gr}$$

$$P_{5\text{INH}} = 441.558\text{gr} \times \frac{1\text{kg}}{1000\text{gr}} = 0.441558\text{ kg}$$

- Peso del Sistema de Recuperación por Paracaídas y la carga útil ($P_{\text{RECUP.}}$):

$$P_{\text{RECUP}} = \text{Paracaídas} + \text{Dispositivo de expulsión} + \text{carga útil}$$

$$P_{\text{RECUP}} = 0.3\text{ Kg} + 0.2\text{ Kg} + 0.5\text{ Kg} = 1\text{ Kg} = 1000\text{ grs.}$$

- Peso de los 5 granos de propelente ($P_{\text{Prop}} = W_p$):

$$W_p = P_{\text{Prop}} = 2695,642\text{ grs} = 2.695642\text{ Kg}$$

- Peso Total del Cohete Vacío, sin Propelente ni carga útil ($P_{\text{T.C.V}}$)

$$P_{\text{T.C.V}} = P_M + P_{\text{FCU}} + P_{\text{TAP}} + P_{\text{FCC}} + P_{\text{TOB}} + P_{\text{ALET}}$$

$$P_{\text{T.C.V}} = (625\text{ grs}) + (2040\text{ grs}) + (1121\text{ grs}) + (4125\text{ grs}) + (1567\text{ grs}) \\ + (494\text{ grs})$$

$$P_{\text{T.C.V}} = 10,062\text{ grs} = 10.062\text{ kg}$$

- Peso Total del Cohete con Propulsante y carga útil incluido, en el momento del Lanzamiento (P_{TOTAL}):

$$P_{TOTAL} = P_{T.C.V} + P_{RECUP} + P_{5\ INH} + P_{Prop}$$

$$P_{TOTAL} = 10062\ grs + 1000\ grs + 441.558\ grs + 2695.642\ grs$$

$$P_{TOTAL} = 14,199.2\ grs \approx 14.1992\ kg$$

- Relación: Empuje/Peso Total, en el momento del Lanzamiento $r_{(E/Ptotal)}$:

$$r_{(E/Ptotal)} = \frac{E}{P_{TOTAL}} = \frac{357.3164386\ kg \times f}{14.1992\ kg \times f} = 25.1645472$$

3.5.1.6 Flujo de masa por la garganta de la tobera (M):

$$\dot{M} = k \times A_t \times p_c \sqrt{\frac{M}{R' \times T_c}} \quad (3.2)$$

Donde para este Combustible:

$$K = 1.043$$

$$A_g = A_t = 298.6476516\ mm^2 = 0.0002986476516\ m^2$$

$$p_c = 60\ bar$$

$$R' = 8314\ J/kmol.K$$

$$M = 42.39\ kg/kmol$$

$$T_c = 1625^\circ K = 1352^\circ C$$

$$C^* = 916\ m/s$$

$$\rho = 1.785\ grs/cm^3$$

$$d_g = d_t = 19.5\ mm\ \phi$$

- Reemplazando Valores en la Ecuación 1:

$$\dot{M} = 1.043 \times 0.0002986476516\ m^2 \times 60 \times 10^5 \frac{N}{m^2} \sqrt{\frac{42.39 \frac{kg}{kmol} \times \frac{1\ kmol}{1000\ mol} \times \frac{N \times s^2}{m}}{8314 \frac{J}{kmol \times K} \times 1625\ K \times \frac{N \times m}{1\ J}}}$$

$$\dot{M} = 1868.937004 \frac{\text{N} \times \text{s}^2}{\text{m}} \times \frac{\frac{\text{kg} \times \text{m}}{\text{s}^2}}{1 \text{ N}} \times 5.60144422 \times 10^{-5}$$

$$\dot{M} = 0.1046874638 \text{ kg/s}$$

3.5.1.7 Tiempo total de combustión (t_c):

$$\dot{M} = \frac{W_p}{t_c} \rightarrow t_c = \frac{W_p}{\dot{M}} = \frac{2.695642 \text{ kg}}{0.1046874638 \text{ kg/s}} = 25.74942503 \text{ seg}$$

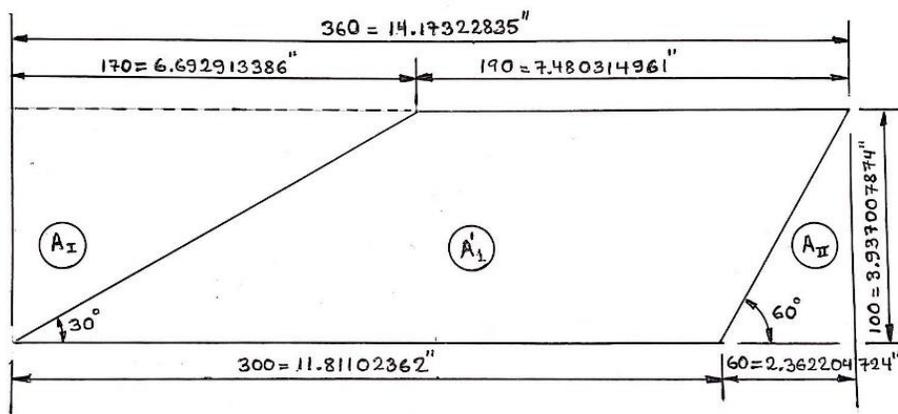
$$t_c = 25.74942503 \text{ seg} \approx 25' 44'' 57.93'''$$

3.5.1.8. Calculo de la estabilidad del cohete de propulsor solido de 3 pulgadas de Diámetro nominal "SHUSHUPE I-B" utilizando el método de Barrowmann.

a.- Diseño de las aletas del cohete de propulsor solido*:

Figura 93

Aleta Direccional del Cohete de 3 Pulgadas



a. Considerando 3 Aletas:

- Área de una Aleta (A_I):

$$A_1 = 0.17 \times [(d + 0.5) \times L]$$

b. Considerando 4 Aletas:

- Área de una Aleta (A_1):

$$A_1 = 0.13 \times [(d + 0.5) \times L]$$

Donde:

d = Diámetro Exterior del Fuselaje (Pulgadas) = 76.2 mm = 3" ϕ

L = Longitud del Cohete sin considerar el Morro (Pulgadas) =
48.42519685".

c. Para este Modelo utilizaremos 3 Aletas Direccionales:

Entonces:

$d = 76.2 \text{ mm} = 3" \phi$

$L = 1230 \text{ mm} = 48.42519685"$

- Área mínima que debe tener una Aleta direccional(A_1):

$$A_1 = 0.17 \times [(d + 0.5) \times L] = 0.17 \times [(3" + 0.5") \times 47.2441"] = 0.17[(3.5" \times 47.2441")]$$

$$A_1 = 0.17(165.35435 \text{ pulg}^2) = 28.1102395 \text{ pulg}^2$$

d. Área de una aleta seleccionada a priori, según la experiencia (Fig.No.129)

$$A'_{1=} (48.42519685") \times (3.937007874") - A_I - A_{II} \quad (3.3)$$

$$A_I = \frac{1}{2} (6.692913386" \times 3.937007874") = 13.17502635 \text{ pulg}^2$$

$$A_{II} = \frac{1}{2} (2.362204724" \times 3.937007874") = 4.650009299 \text{ pulg}^2$$

Remplazando valores en la ecuación (Ec.4.17):

$$A'_{1=} (48.42519685") \times (3.937007874") - 13.17502635 \text{ pulg}^2 -$$

$$4.650009299 \text{ pulg}^2$$

$$A'_{1=} 55.80011161 \text{ pulg}^2 - 13.17502635 \text{ pulg}^2 - 4.650009299 \text{ pulg}^2$$

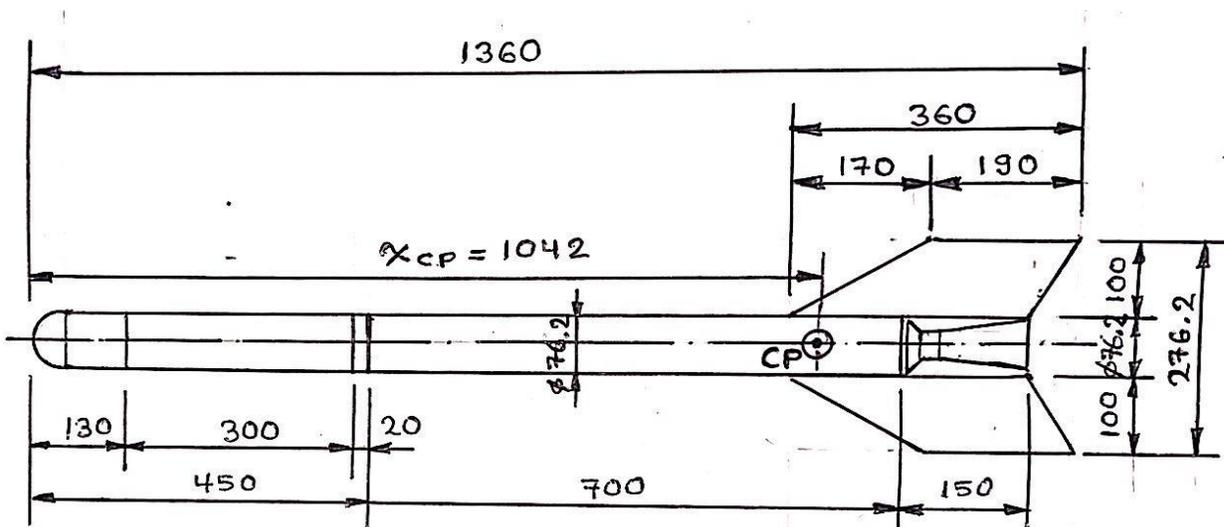
$$A'_{1=} 37.97507596 \text{ pulg}^2$$

Como: $A'_{1} > A_1$ (OK)

(Las dimensiones de las aletas seleccionadas a priori segun la experiencia son correctas).

Figura 94

Dimensiones exteriores del Cohete de 3 Pulgadas

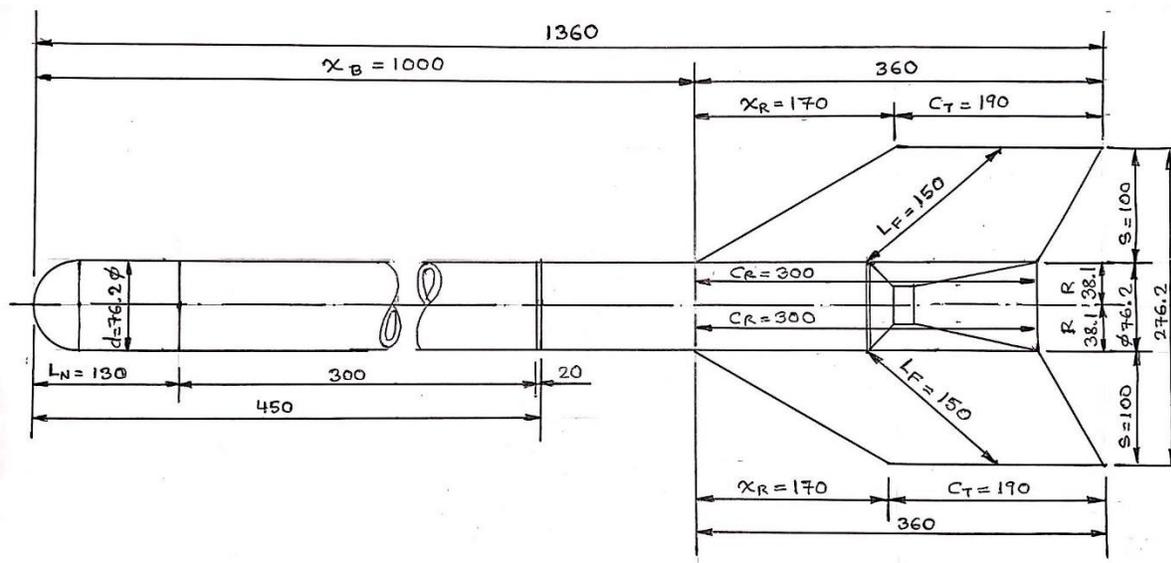


* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002.

- b.- Cálculo de la estabilidad del cohete de combustible sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal (Utilizando el Método de Barrowmann simplificado por G. Harry Stine, valido para ángulos de ataque pequeños alrededor de 10°):

Figura 95

Ubicación de las aletas para el cálculo del Centro de presiones



a. Cálculo del Centro de Presiones (\bar{X}_{CP}):

L_N = Largo de la nariz, morro u ojiva.

d = Diámetro de la nariz o morro.

d_F = Diámetro del frente de transición

d_R = Diámetro al final de la transición

C_R = Largo en la base de la aleta.

C_T = Largo en la punta de la aleta

S = Semi envergadura de la aleta.

L_F = Largo de la aleta (al centro).

R = Radio del fuselaje.

X_R = Distancia entre el borde delantero de la aleta y la punta del mismo.

X_B = Distancia entre la punta de la nariz y el borde delantero de la base de

La aleta.

\bar{X}_{CP} = Distancia desde la punta de la nariz o morro hasta el centro de Presiones.

N = Numero de aletas,

DATOS:

$L_N = 130 \text{ mm}$ $N = 3 \text{ aletas}$
 $S = 100 \text{ mm}$ $X_R = 170 \text{ mm}$
 $R = 38.1 \text{ mm}$ $C_r = C_T = 190 \text{ mm}$
 $L_F = 150 \text{ mm}$ $X_B = 1000 \text{ mm}$
 $C_R = 300 \text{ mm}$ $d = 76.2 \text{ mm } \Phi$

- Coeficiente de Fuerza Normal $(C_N)_N$

$$(C_N)_N = 2$$

- Ubicación del (C_P) en la Nariz o Morro , contado desde el extremo del Morro o Nariz ,para una nariz parabólica (X_n) :

$$X_n = 0.5 \times L_n \quad (3.4)$$

Donde:

L_n = Longitud del Morro ó Nariz = 130 mm

$$X_n = 0.5 \times 130 \text{ mm} = 65 \text{ mm}$$

- Cálculo de las Aletas Estabilizadoras. Coeficientes de Fuerza Normal para 3 Aletas $(C_N)_F$, sin factor de Interferencia:

n = Número de Aletas

$$(C_N)_F = \frac{4 \times n \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R + C_T}\right)^2}} = \frac{4 \times 3 \left(\frac{100}{76.2}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \times 150}{300 + 190}\right)^2}} = \frac{12 \times 1.722225667}{1 + \sqrt{1 + 0.3748438151}}$$

$$(C_N)_F = \frac{12 \times 1.722225667}{2.172537341} = 12.68360739 \quad (3.5)$$

* Tomado del libro “How to make amateur rocket”, by Jhon H. Wickman CP
Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002.

- Coeficiente de Interferencia o Valor por el que se debe multiplicar el Coeficiente de Fuerza Normal (K_{TB}):

$$K_{TB} = 1 + \left(\frac{R}{S + R}\right) \times 2 = 1 + \left(\frac{38.1}{100 + 38.1}\right) \times 2 = 1 + 0.5517740768$$

$$K_{TB} = 1.551774077 \quad (3.6)$$

- Fuerza Total en el Arrastre ($(C_N)_T$):

$$(C_N)_T = K_{TB} \times (C_N)_F = 1.551774077 \times 12.68360739 = 19.68209315 \quad (3.7)$$

- Ubicación del (C_P) de las aletas (\bar{X}_F):

$$\bar{X}_F = X_B + \frac{X_R(C_R + 2 \times C_T)}{3(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left(C_R + C_T - \frac{C_R \times C_T}{C_R + C_T} \right)$$

$$\bar{X}_F = 1000 + \frac{170(300 + 2 \times 190)}{3(300 + 190)} + \frac{1}{6} \left(300 + 190 - \frac{300 \times 190}{300 + 190} \right)$$

$$\bar{X}_F = 1000 + \frac{170(680)}{1470} + \frac{1}{6} (300 + 190 - 116.3265306)$$

$$\bar{X}_F = 1000 + 78.63945578 + 62.27891157 = 1140.918367 \quad (3.8)$$

- Coeficiente de Fuerza Normal Total del Cohete (C_N):

$$C_N = (C_N)_N + (C_N)_T = 2 + 19.68209315 = 21.68209315 \quad (3.9)$$

- Centro de Presiones Total del Modelo del Cohete de Propulsante Sólido de 3 Pulgadas de Diámetro “Shushupe I-B): (X_{CP}):

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(C_N)_N \times \bar{X}_n + (C_N)_T \times (\bar{X}_F)}{C_N} \quad (3.10)$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(2 \times 65) + (19.68209315)(1140.918367)}{21.68209315}$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{130 + 22455.66158}{21.68209315} = \frac{22585.66158}{27.50202101} = 1041.673487$$

$$\bar{X}_{CP} = 1041.673487 \cong 1042 \text{ mm (contados a partir de la punta del morro)}$$

- b. Cálculo del Centro de Gravedad del Motor cohete de Propulsor Sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal “Shushupe I-B”, (X_{CG}):

X_1 = Distancia de la punta del morro al CG del morro = 80 mm.

X_2 = Distancia de la punta del morro al CG de la carga útil = 280 mm.

X_3 = Distancia de la punta del morro al CG del fuselaje para la carga útil
= 280 mm.

X_4 = Distancia de la punta del morro al CG del tapón roscado = 440 mm.

X_5 = Distancia de la punta del morro al CG del fuselaje para la cámara de
Combustión = 800 mm.

X_6 = Distancia de la punta del morro al CG de los granos más los inhibidores
= 800 mm.

X_7 = Distancia de la punta del morro al CG de las aletas más los pernos
Respectivos = 1200 mm.

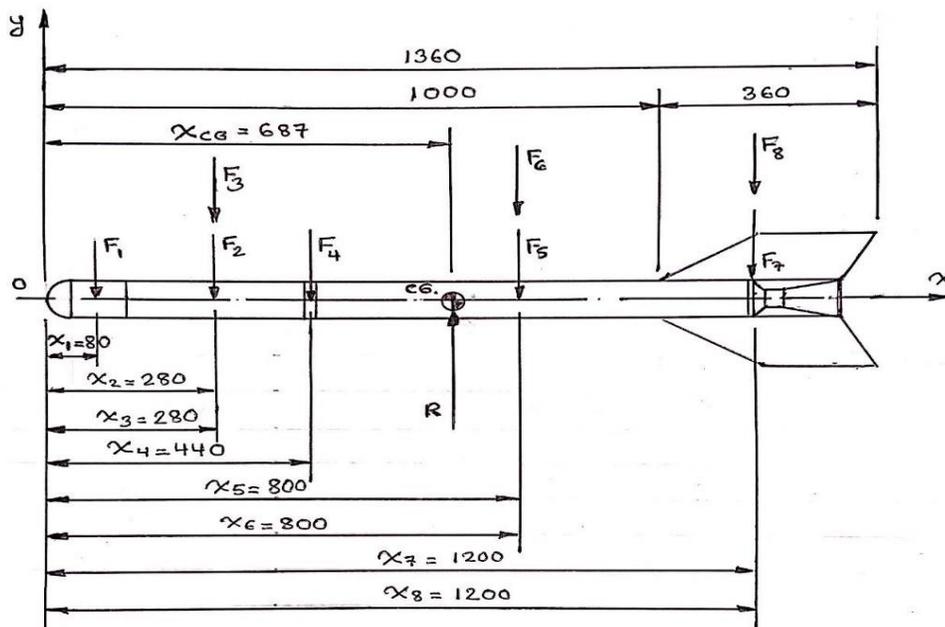
X_8 = Distancia de la punta del morro al CG de la tobera convergente-
Divergente = 1200 mm.

X_8 = Distancia de la punta del morro al CG de la tobera convergente-
Divergente = 1200 mm.

X_{CG} = Distancia de la punta del morro al CG total del cohete

Figura 96

Ubicación de los pesos para el cálculo del Centro de Gravedad (CG)



F_1 = Peso del Morro u Ojiva = 0.625 kg

F_2 = Peso de la Carga Útil) = 1 kg

F_3 = Peso del fuselaje para la carga útil = 2.040 kg

F_4 = Peso del tapón roscado = 1.121 kg

F_5 = Peso del fuselaje para la cámara de combustión = 4.215 kg

F_6 = Peso de los granos + inhibidores = 3.1372 kg

F_7 = Peso de las aletas más sus pernos respectivos = 0.499 kg

F_8 = Peso de la tobera convergente-divergente = 1.567 kg.

R = Peso Total del del Cohete en su rampa = 14.1992 kg

- Ubicación del Centro de Gravedad ($X_{C.G.}$):
 - Sumatoria de Momentos con respecto al Punto (o):

$$\sum M_0 = 0$$

$$R \times X_{CG} = F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 +$$

$$F_7 \times X_7 + F_8 \times X_8 \quad (3.11)$$

$$X_{CG} = \frac{F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7 + F_8 \times X_8}{R}$$

X_{CG}

$$= \frac{(0.625\text{kg}) \times (80\text{mm}) + (1 \text{ kg}) \times (280\text{mm}) + (2.040\text{kg}) \times (280\text{mm}) + (1.121 \text{ kg}) \times (440\text{mm}) + (4.215\text{kg}) \times (800\text{mm}) + (3.1372\text{kg}) \times (800\text{mm}) + (0.494\text{kg}) \times (1200\text{mm}) + (1.567\text{Kg}) \times (120\text{mm})}{14.1992 \text{ kg}}$$

$$X_{CG} = \frac{(50 \text{ kg. mm}) + (280 \text{ kg. mm}) + (571.2\text{kg. mm}) + (493.24\text{kg. mm}) + (3372\text{kg. mm}) + (2509.76 \text{ kg. mm}) + (592.8 \text{ kg. mm}) + (1880.4)}{14.1992 \text{ kg}}$$

$$X_{CG} = \frac{9749.4 \text{ kg. mm}}{14.1992 \text{ kg}} = 686.6161474 \text{ mm} \cong 687\text{mm}$$

(contado a partir de la punta del morro hasta el centro de gravedad del cohete)

- c. Distancia desde el Centro de Gravedad (CG) hasta el Centro de Presiones (CP) del cohete de 3 pulgadas de diámetro (L_1):

$$L_1 = \bar{X}_{CP} - \bar{X}_{CG} = 1042 \text{ mm} - 687\text{mm} = 355 \text{ mm}$$

$$L_1 = 355\text{mm} \quad (3.12)$$

Además, como:

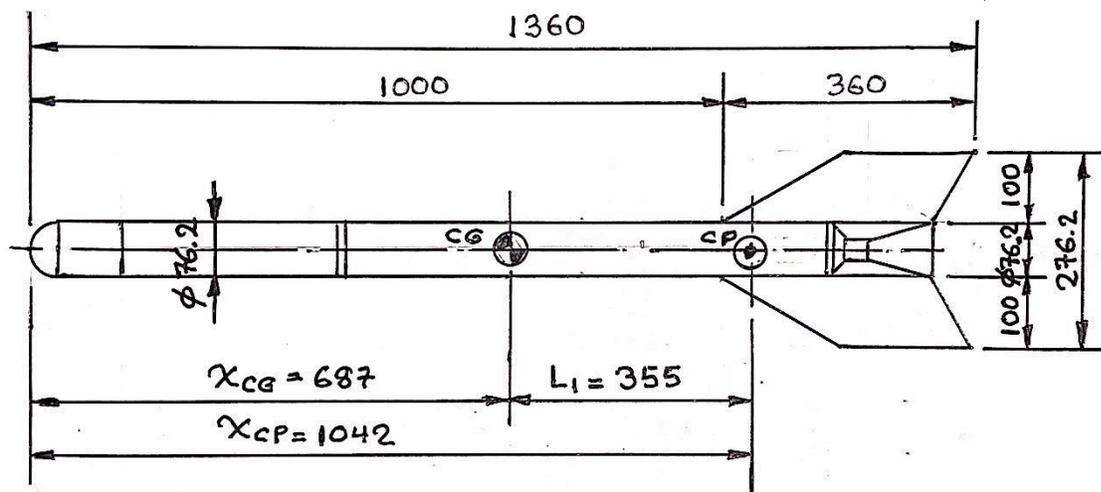
$$d = 76.2 \text{ mm } \phi$$

Entonces:

$$L_1 > D \quad (\text{OK}) \quad (\text{El cohete volará en forma estable y en línea recta})$$

Figura 97

Ubicación del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presiones (CP) en el Motor cohete de Propulsor Sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal "Shushupe I-B"



* Tomado Del Libro: "How to Make Amateur Rocket", by John H. Wickman CP
Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604-2002.

3.5.1.9 Cálculo de la tobera convergente-divergente (DE Laval) para el cohete de propulsante solido de 3 pulgadas de diámetro nominal "SHUSHUPE I-B".

El propulsante sólido (64 %) de nitrato de potasio + 34% de dextrosa+2% de aditivos balísticos), se combustiona en la cámara de combustión del cohete generando una presión de $p_c = 60$ bares, a una temperatura de $T_c = 1625 \text{ K} = 1352 \text{ }^\circ\text{C}$, estos gases se expanden en la tobera

convergente-divergente, y salen a la atmósfera que están a una presión aproximada de 1 bar, proporcionando el empuje necesario para que el cohete abandone su rampa de lanzamiento.

Datos Iniciales:

$$T_0 = \text{Temperatura real de la cámara de combustión} = 1352^\circ\text{C} = 1625\text{K}$$

$$\mu_{\text{Mezcla}} = 22.67$$

$$R_{\text{Mezcla}} = \text{Constante del gas específico} = 196.1 \text{ J/Kg} \cdot \text{K}$$

$$K_{\text{Mezcla}} = \text{Relación de calores específicos} = 1.043$$

$$\dot{M} = G_{\Sigma} = \text{Flujo de masa por la tobera} = 0.1046874638 \text{ kg/s}$$

$$p_0 = p_c = \text{Presión en la cámara de combustión} = 60 \text{ bar} = 60 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$p_2 = \text{Presión atmosférica} = 1 \text{ bar} = 1 \times 10^5 \text{ N/cm}^2$$

$$\phi = \text{Coeficiente de expansión de la tobera (eficiencia de combustión)} = 0.95$$

$$\gamma_{\text{conv}} = \text{Ángulo de la parte convergente} = 90^\circ$$

$$\gamma_{\text{diver}} = \text{Ángulo de la parte divergente} = 20^\circ$$

$$M = \text{Peso molecular efectivo de los productos} = 42.39 \text{ kg/Kmol}$$

$$R' = \text{Constante Universal de los Gases} = 8314 \text{ J/mol} \cdot \text{K}$$

$$\rho_{\text{Grano}} = \text{Densidad real del grano} = 1.785 \text{ gr/cm}^3$$

Figura 98

Expansión de la Tobera en el Diagrama T-S

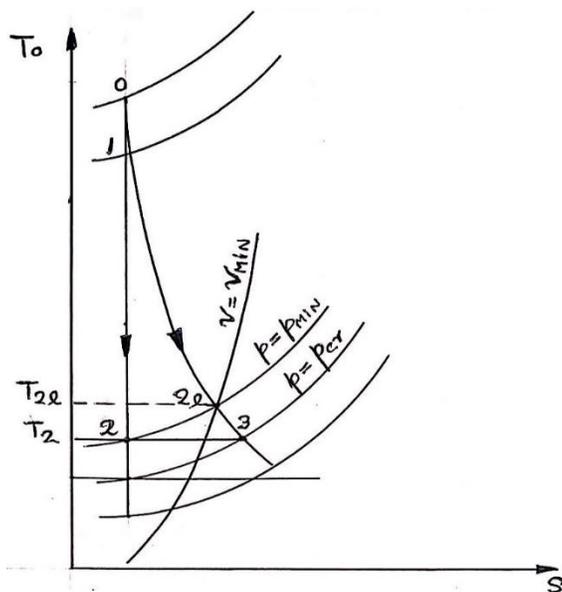


Figura 99

Detalles del proceso de expansión en la tobera

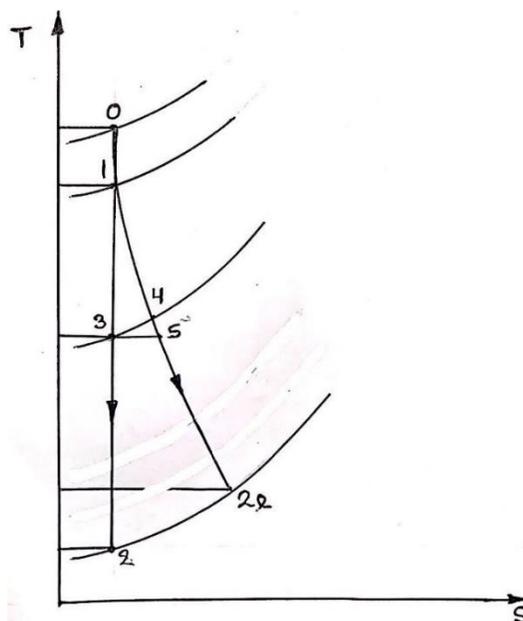
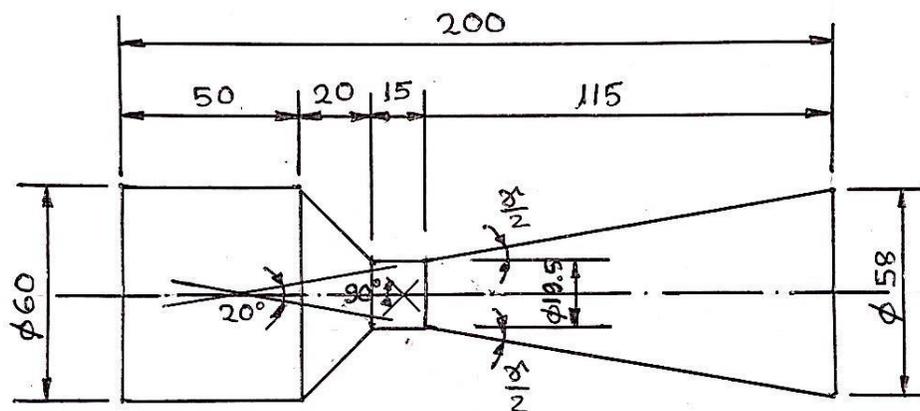


Figura 100*Dimensiones de la Tobera***Tabla 3**

Resultados del cálculo de la tobera convergente-divergente para el motor cohete de combustible sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal "SHUSHUPE I-B".

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Velocidad teórica de salida de los gases por la tobera (sin rozamiento)	$C_2 = 2 \left(\frac{K}{K-1} \right) RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]$ (4.26)	2119.062663 m/s
Velocidad efectiva de salida de los gases por la tobera (con rozamiento)	$C_{2e} = \phi \times C_2$ (4.27)	2013.10953 m/s
Temperatura al final de la expansión Isoentrópica	$T_2 = T_0 \left(\frac{p_2}{p_c} \right)^{\frac{K-1}{K}}$ (4.28)	1372.603545 K=1100°C
Temperatura Real de	$T_{2e} = T_0 - \phi^2(T_0 - T_2)$ (4.29)	1397.212199 K= 1125°C

Expansión.

Sección de salida de los gases por la tobera

$$f_2 = \frac{\dot{M} \times V_{2e}}{C_{2e}} \quad (4.30) \quad 2642.079422 \text{ mm}^2$$

Diámetro de salida de los gases por la tobera

$$d_2 = \sqrt{\frac{4 \times f_2}{\pi}} \quad (4.31) \quad 58 \text{ mm}$$

Velocidad en el punto 5
Fig. N° 3.15

$$C_r = a_* = \sqrt{2 \left(\frac{K}{K+1} \right) RT_0} \quad (4.32)$$

$$780 \text{ m/s}$$

$$C_{\text{mín}} = \phi \mu \sqrt{R_{\text{Mezcla}} \times T_0} \quad (4.33)$$

Velocidad en la sección

Mínima de la Tobera punto 4
Fig. N° 3.15

Donde:
(Para Gases
 $\mu = 1.068$

$$783 \text{ m/s}$$

$$\phi = 0.95$$

Temperatura en la sección mínima de la tobera

$$T_{\text{mín}} = T_0 - \phi^2 \left[T_0 - \left(\frac{2}{K+1} \right) T_0 \right] \quad (4.34) \quad 1594.132 \text{ K} = 1321.132^\circ\text{C}$$

Área de la sección mínima de la tobera

$$f_{\text{mín}} = \frac{\dot{M} \times V_{\text{mín}}}{C_{\text{mín}}} \quad (4.35) \quad 266.46989 \text{ mm}^2$$

Diámetro de la sección mínima de la tobera

$$d_{\text{mín}} = \sqrt{\frac{4 \times f_{\text{mín}}}{\pi}} \quad (4.36) \quad 19.5 \text{ mm} \phi$$

Longitud de la parte divergente de la tobera

$$L_{\text{Div}} = \frac{d_2 - d_{\text{mín}}}{2 \tan\left(\frac{\gamma}{2}\right)} \quad (4.37) \quad 115 \text{ mm}$$

Flujo de masa por la tobera

\dot{m}

$$0.1046874638 \text{ kg/s}$$

Volumen específico	$v_{2e} = \frac{\dot{R} \times T_{2e}}{u_{mezcla} \times p_2}$	5.124138607 m ³ /kg
Diámetro de ingreso de los gases a la tobera	$D_{in\ tob}$	60 mm
Longitud de la parte cilíndrica de entrada a la tobera	$L_{en\ cil}$	50 mm
Angulo de la parte convergente de la tobera	γ_{conv}	90°
Longitud de la parte convergente	L_{conv}	20 mm
Longitud de la garganta de la tobera	L_{gar}	15 mm
Angulo de la parte divergente de la tobera	γ_{div}	20°
Longitud total de la tobera convergente-divergente	L_{TOB}	200 mm

Fuente: Elaboración propia.

***Datos tomados del libro: “Problemas de termodinámica Técnica” – por T. Andrianova Edit.**

MIR- Moscú 1980.

3.5.1.10. Vuelo vertical del motor a reacción de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal "SHUSHUPE I-B".

En la siguiente tabla N° 4, se muestran los resultados de los cálculos del vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal "Shushupe I-B".

Tabla 4

Vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro nominal

"SHUSHUPE I-B"

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Masa Inicial	$M_0 = M_i$ (4.38)	14.1992 kg
Masa del propelente	$M_p = W_p$ (4.39)	2.695642006 kg
Masa total del cohete vacío	$M_{TCV} = M_{b0}$ (4.40)	11.503558 kg
Relación de masas : Masa del propulsante/ Masa total en el arranque	$\pi = \frac{M_p}{M_0}$ (4.41)	0.1898446391
Relación de Quemado	$\beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} = \frac{M}{M_p}$ (4.42)	0.03883581863 $\left(\frac{1}{s}\right)$
Tiempo de vuelo activo (Propulsado)	$(t - t_{b0}) = \frac{1}{\beta}$ (4.43)	25.749425 (seg)= 25' 44'' 57.93''
Velocidad del cohete al finalizar de quemar todo el propelente	$V_{b0} = V_e \ln \left(\frac{1}{1-\pi} \right) - \frac{g_0}{\beta}$ (4.44)	224 $\left(\frac{m}{s}\right)$

Altura que alcanza el cohete al finalizar el quemado	$Z_{b0} = \frac{V_e}{\beta} \left[\left(\frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \left(\frac{1}{2} \times \frac{g_0}{\beta^2} \right)$	2,650 m
--	---	---------

(4.45)

Altura total que alcanza el cohete (apogeo)(Vuelo propulsado + Vuelo por inercia)	$Z_{b0} = \frac{V_e^2}{2 \times g_0} \left[\ln \left(\frac{1}{1 - \pi} \right) \right]^2 + \frac{V_e}{\beta} \left[1 + \left(\frac{1}{\pi} \right) \ln(1 - \pi) \right]$	4,000 m
---	--	---------

(4.46)

Fuente: Elaboración propia.

3.5.2 Diseño del prototipo del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.

3.5.2.1. Cálculo de la presión estado estable: inicial, máximo y final para el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal para la cámara de combustión de configuración “BATES” de KN (64%) + DEX (34%) + 2% (Al + Mg); de las siguientes características:

- **Características del tubo de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192, de**

4 pulgadas de diámetro nominal:

Diámetro Exterior = 4 Pulg. = 101.6 mm Φ

Diámetro Interior = 90.2 mm Φ

Presión máxima permitida en frío (20°C) = 5086.96 psi = 346.052 BARES

Presión máxima permitida en caliente (1350 ° C) = 1323 psi = 90 BARES

Espesor del Tubo = 5.7 mm

Longitud Comercial del Tubo = 6185 mm

Longitud del Tubo para cada Cohete (mejor dicho cuántos cohetes pueden salir de cada tubo) = $6185/900 = 6.87$ cohetes = digamos 6 cohetes

Longitud del fuselaje para cada cámara de combustión = 900 mm

- **Dimensiones del tubo inhibidor (Tubo de PVC):**

Diámetro Exterior = 88.3 mm Φ

Diámetro Interior = 76.3 mm Φ

Longitud de cada Inhibidor = 200 mm

Espesor del Tubo PVC = 6 mm

Longitud del Separador = 5 mm

Luz entre el tubo inhibidor y el diámetro interno del fuselaje = 0.95 mm

- **Dimensiones del grano:**

Diámetro Exterior del Grano: $D_e = 76.3$ mm Φ

Diámetro Interior del Grano: $D_i = 30$ mm Φ

Diámetro del Núcleo: $d_o = 30$ mm Φ

Longitud del Grano: $L_o = 195$ mm

Número de Granos: $N_o = 4$

- Cálculo del Frente de Regresión del Grano (X) en el punto de máxima presión en la cámara de combustión:

$$X = \frac{1}{6}(L_o - 2x d_o) = \frac{1}{6}(195\text{mm} - 2 \times 30\text{mm}) = \frac{1}{6}(195\text{mm} - 60\text{mm})$$

$$X = 1/6 (135 \text{ mm}) = 22.5\text{mm}.$$

- Cálculo de los Parámetros (d) y (L): sustituyendo el valor de (x) en las siguientes ecuaciones:

$$d = d_o + 2(x) = 30\text{mm} + 2(22.5 \text{ mm}) = 30\text{mm} + 45\text{mm} = 75 \text{ mm}$$

$$L = L_0 - 2x = 195\text{mm} - 2(22.5\text{mm}) = 195\text{mm} - 45\text{mm} = 150\text{mm}$$

- Calculo del espesor Inicial del Frente de Quemado del Grano (t):

$$t = \frac{1}{2}(D - d_0) = \frac{1}{2}(76.3\text{mm} - 30\text{mm}) = \frac{1}{2}(46.3\text{mm}) = 23.15\text{mm}$$

- Calculo de las áreas superficiales de quemado, sustituyendo los valores de (D),(L) y (d) en la ecuación para el área de quemado:

$$Ab = N_0 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d^2) + \pi \times L \times d \right]$$

- Calculo del área Superficial de Quemado Inicial del Grano (Ab_{INICIAL}):

$$Ab_{\text{inicial}} = N_0 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d_0^2) + \pi \times L_0 \times d_0 \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (76.3^2 - 30^2)\text{mm}^2 + \pi \times 195\text{mm} \times 30\text{mm} \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (5821.69 - 900)\text{mm}^2 + (18,378.31702)\text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (4921.69)\text{mm}^2 + (18,378.31702)\text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 4[(7,730.972574)\text{mm}^2 + (18,378.31702)\text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 4[26,109.28959\text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{inicial}} = 104,437.1584\text{mm}^2$$

- * Calculo del Área Superficial de Quemado Máximo del Grano ($Ab_{\text{MÁX}}$):

$$Ab_{\text{máx}} = N_0 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (D^2 - d^2) + \pi \times L \times d \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (76.3^2 - 75^2)\text{mm}^2 + \pi \times 150\text{mm} \times 75\text{mm} \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (5821.69 - 5625)\text{mm}^2 + (35,342.91735)\text{mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 4 \left[\frac{1}{2} \times \pi \times (196.69)\text{mm}^2 + ,35,342.91735 \text{ mm}^2 \right]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 4[(308.9599295)\text{mm}^2 + (35,342.91735)\text{mm}^2]$$

$$Ab_{\text{máx}} = 4[35,651.87728\text{mm}^2] =$$

$$142,607.5091\text{mm}^2$$

- Cálculo del área Superficial de Quemado Final del Grano (Ab_{FINAL}):

$$Ab_{\text{final}} = N_0 \times \pi \times D \times [L_0 - 2x t]$$

$$Ab_{\text{final}} = 4 \times \pi \times 76.3\text{mm} \times [195\text{mm} - 2 \times 23.15\text{mm}]$$

$$Ab_{\text{final}} = 4 \times \pi \times 76.3\text{mm} \times [195\text{mm} - 46.3\text{mm}]$$

$$Ab_{\text{final}} = 4 \times \pi \times 76.3\text{mm} \times 148.7\text{mm}$$

$$Ab_{\text{final}} = 142,575.6534\text{mm}^2$$

- Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión utilizando el Propulsante KN (64%) + DEX (34%) + Aditivos balísticos (2%):

La presión en la Cámara de Combustión no debe sobrepasar de ninguna manera los 65 BARES, utilizando un Tubo de Acero sin costura para Calderas tipo ASTM A-192 de 4 Pulgadas de diámetro nominal.

- Primera Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de:

$$d_g = d_t = 25 \text{ mm } \phi$$

Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera (A_g):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (25^2)\text{mm}^2}{4} = 490.8738521 \text{ mm}^2$$

- Valores de (K_n): Inicial, Máximo y Final:

$$K_n = \frac{\text{Área de quemado superficial}}{\text{Área de la garganta de la tobera}}$$

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{A_{b(\text{inicial})}}{A_g} = \frac{104,437.1584\text{mm}^2}{490.8738521\text{mm}^2} = 212.757632$$

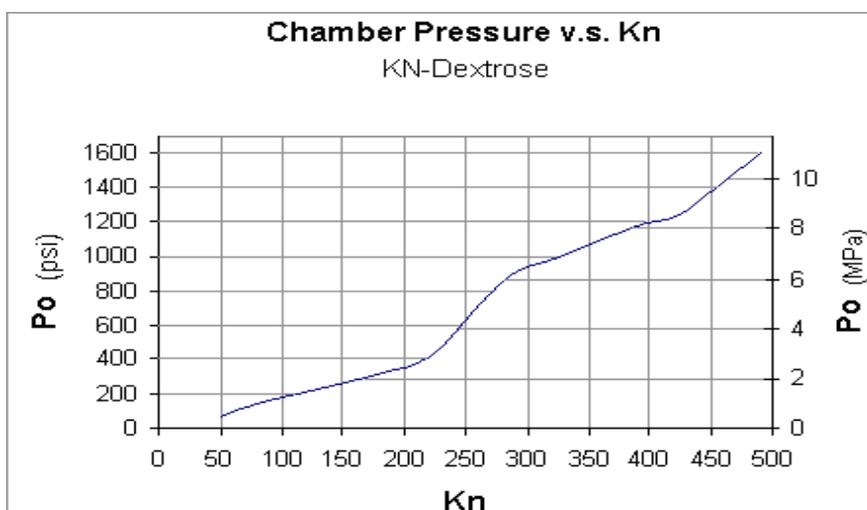
$$K_{n(\text{máx})} = \frac{A_{b(\text{máx})}}{A_g} = \frac{142,607.5091\text{mm}^2}{490.8738521\text{mm}^2} = 290,517632$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{A_{b(\text{final})}}{A_g} = \frac{142,575.6534\text{mm}^2}{490.8738521\text{mm}^2} = 290.4527361$$

- Cálculo de la Presión Estado–Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el gráfico experimental de la Fig. No. 3.17):

Figura 101

Utilización de la Carta de Diseño KN – Dextrosa



(Fuente: Wickman J.H.How to make amateur rockets.CP Technologies.3745A Studer. Casper, WY 82604.2nd.Edition).

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 212.757632 \longrightarrow p_{(\text{inicial})} = 2.643\text{MPa} = 26.43 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 290.517632 \longrightarrow p_{(\text{máx})} = 6.357143\text{MPa} = 63.57143 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 290.4527361 \longrightarrow p_{(\text{final})} = 6.35\text{MPa} = 63.5 \text{ bar}$$

Nota: La presión máxima en la Cámara de Combustión sería de 63.57 BAR, es una presión un poco elevada, por lo que se tendría que bajar esta presión, aumentando el diámetro de la garganta de la tobera.

- Segunda Alternativa: Utilizando un Diámetro de la Garganta de la Tobera de: $d_g = 25.5 \text{ mm } \phi$
- Área de la Sección Transversal de la Garganta de la Tobera (A_g):

$$A_g = \frac{\pi \times d_g^2}{4} = \frac{\pi \times (25.5^2) \text{mm}^2}{4} = 510.7051537 \text{ mm}^2$$

- Valores de (K_n): Inicial, Máximo y Final:

$$K_n = \frac{\text{Área de quemado superficial}}{\text{Área de la garganta de la tobera}}$$

$$K_{n(\text{inicial})} = \frac{A_{b(\text{inicial})}}{A_g} = \frac{104,437.1584 \text{mm}^2}{510.7051557 \text{mm}^2} = 204.4959939$$

$$K_{n(\text{máx})} = \frac{A_{b(\text{máx})}}{A_g} = \frac{142,607.5091 \text{mm}^2}{510.7051557 \text{mm}^2} = 279.2364782$$

$$K_{n(\text{final})} = \frac{A_{b(\text{final})}}{A_g} = \frac{142,575.6534 \text{mm}^2}{510.7051557 \text{mm}^2} = 279.1741023$$

- Calculo de la Presión Estado – Estable en la Cámara de Combustión (utilizando el Gráfico Experimental de la Fig. No. 3.17)

Para:

$$K_{n(\text{inicial})} = 204.4959939 \longrightarrow p_{(\text{inicial})} = 2.5 \text{ MPa} = 25 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{máx})} = 279.2364782 \longrightarrow p_{(\text{máx})} = 6 \text{ MPa} = 60 \text{ bar}$$

$$K_{n(\text{final})} = 279.1741023 \longrightarrow p_{(\text{final})} = 5.9 \text{ MPa} = 59 \text{ bar}$$

Nota: Utilizaremos una tobera convergente-divergente con una garganta de $d_g = d_t = 25.5 \text{ mm } \phi$ y con una presión máxima en la cámara de combustión De 60 BAR.

3.5.2.2. Cálculo del peso del propulsante: (P_{PROP})

N_o = Número de Granos = 4 granos

ρ = Densidad del Propulsante = 1.785 gr/cm^3

- Volumen de un Grano de Propulsante (V_{1GRANO}):

$$V_{1GRANO} = \frac{\pi}{4}(d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4}(7.63^2 - 3^2)\text{cm}^2 \times 19.5\text{cm} =$$

$$\frac{\pi}{4}(58.2169 - 9)\text{cm}^2 \times 19.5\text{cm}$$

$$V_{1GRANO} = \frac{\pi}{4}(49.2169)\text{cm}^2 \times 19.5\text{cm} = 753.7598259 \text{ cm}^3$$

- Volumen de los cuatro granos de Propulsante ($V_{5GRANOS}$):

$$V_{4GRANOS} = 4 \times V_{1GRANO} = 4 \times 753.7598259 \text{ cm}^3 = 3015.079304 \text{ cm}^3$$

- Peso Total del Propulsante (P_{PROP}):

$$P_{PROP} = W_p = V_{4GRANOS} \times \gamma = 3015.079304\text{cm}^3 \times 1.785 \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$$

$$P_{PROP} = W_p = 5,381.916557\text{gr} \times \frac{1\text{kg}}{1000\text{gr}} = 5.382 \text{ kg.}$$

- Volumen de un inhibidor ($V_{1inh.}$):

$$V_{1inh.} = \frac{\pi}{4}(d_e^2 - d_i^2) \times l = \frac{\pi}{4}(8.83^2 - 7.63^2)\text{cm}^2 \times 20\text{cm}$$

$$V_{1inh.} = \frac{\pi}{4}(77.9689 - 58.2169)\text{cm}^2 \times 20\text{cm} = \frac{\pi}{4}(19.752)\text{cm}^2 \times 20 \text{ cm}$$

$$V_{1inh.} = 268.4575 \text{ cm}^3$$

- Peso de un inhibidor ($P_{1inh.}$):

$$P_{1inh} = W_{1inh} = V_{1inh} \times \gamma = 268.4575\text{cm}^3 \times 1.7135 \frac{\text{gr}}{\text{cm}^3}$$

$$P_{1 \text{ inh}} = W_p = 460,002 \text{ gr} \times \frac{1 \text{ kg}}{1000 \text{ gr}} = 0.46 \text{ kg.}$$

- Peso Total de los 4 inhibidores ($P_{4 \text{ inh}}$):

$$P_{4 \text{ inh}} = W_{4 \text{ inh}} = 4 \times P_{1 \text{ inh}} = 4 \times 0.46 \text{ Kg}$$

$$P_{4 \text{ inh}} = 1.84 \text{ kg.}$$

3.5.2.3 Empuje total desarrollado por el motor cohete de 4 pulgadas de

diámetro nominal : (E)

$$E = W_p \times I_{SP} \times g \quad (3.13)$$

Dónde:

$$W_p = 5.382 \text{ kg}$$

$$I_{SP} = 132.5 \text{ seg}$$

$$g = 9.81 \text{ m/seg}^2$$

$$E = 5.382 \text{ kg} \times 132.5 \text{ seg} \times 9.81 \text{ m/seg}^2 = 6995.65815 \text{ kg} \times \text{m/seg}$$

$$E = 6995.65815 \text{ kg} \times \text{m/seg} \times \frac{1 \text{ kgxf}}{9.80605 \text{ N}} = 713.4022517 \text{ kgxf}$$

$$E = 713.4022517 \text{ kgxf} \times \frac{9.80605 \text{ N}}{1 \text{ kgxf}} = 6995.65815 \text{ N}$$

- Impulso Total Desarrollado por el Motor Cohete ($E \times t$):

$$E \times t = 6995.65815 \text{ N} \times 30.06338488 \text{ seg} = 210,313.1635 \text{ N} \times \text{s}$$

3.5.2.4 Diseño de la cámara de combustión:

La Cámara de Combustión y el Fuselaje del Motor Cohete de Combustible Sólido eran de un tubo de acero sin costura para calderas tipo ASTM A-192 de 4 Pulgadas de Diámetro Nominal y de las siguientes características:

Diámetro Nominal = 4 pulgadas = 101.6 mm ϕ

Diámetro Exterior = 4 pulgadas = 101.6 mm ϕ

Diámetro Interior = 3.5512 pulgadas = 90.2 mm ϕ

Espesor del Tubo = 5.7 mm

- Presión Máxima Admisible del Tubo en Frío (20°C):

$$P_{\text{máx ad.f}} = 5086.96 \text{ psi} = 346.052 \text{ bares}$$

- Presión Máxima Admisible en Caliente (1350 °C):

$$P_{\text{máx ad.c}} = 90 \text{ bares (prueba estática)}$$

- Presión Máxima Actuante sobre el Tubo en Caliente.

$$P_{\text{máx act}} = 60 \text{ bares}$$

- Factor de Seguridad para este Diseño (f.s.):

$$f. s = \frac{P_{\text{máx ad.c}}}{P_{\text{máx act}}} = \frac{90 \text{ bares}}{60 \text{ bares}} = 1.5$$

Nota: El tubo de acero sin costura ASTM A-192 de 4 pulgadas de diámetro nominal

Seleccionado soportará correctamente la Presión generada en la Cámara de

Combustión

Del cohete GERGON I-B, que es de 60 bares.

3.5.2.5 Cálculo de los pesos del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro

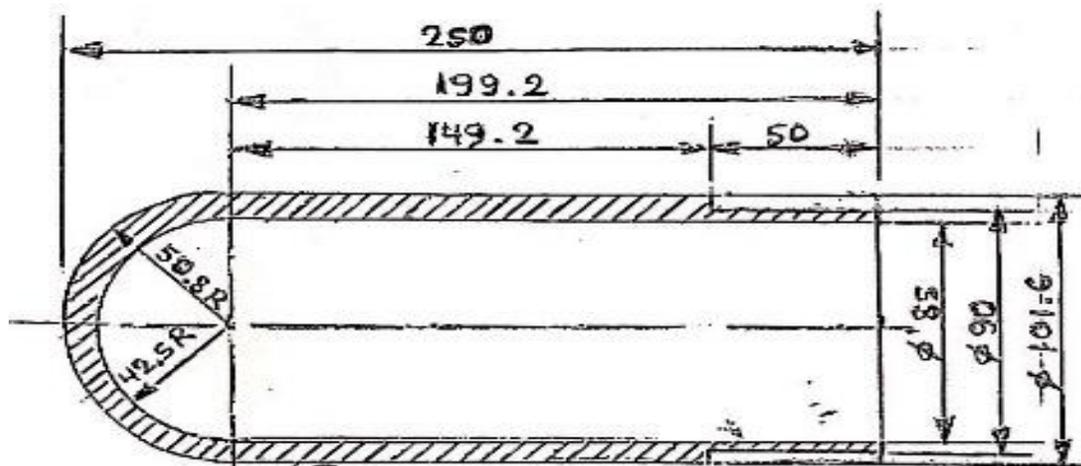
Nominal (GERGON I-B):

- Peso de la ojiva o morro (P_M):

$$P_M = 1653 \text{ grs.}$$

Figura 102

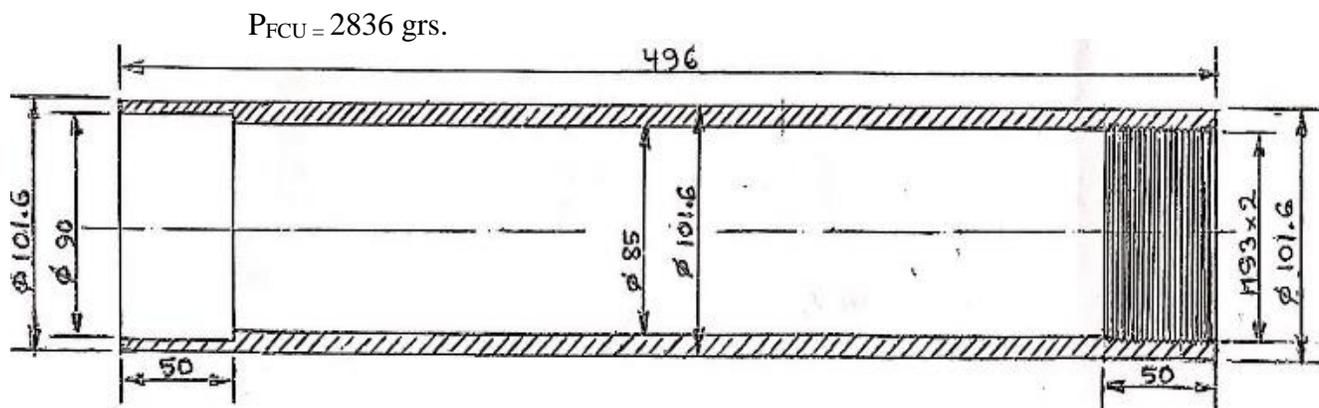
Morro u ojiva del cohete de 4 pulgadas.



- Peso del fuselaje para la carga útil (P_{FCU})

Figura 103

Fuselaje para la carga útil del cohete de 4 pulgadas.



- Peso del tapón superior roscado (P_{TAP}):

$$P_{TAP} = 1200 \text{ grs.}$$

Figura 104

Tapón superior roscado del cohete de 4 pulgadas.

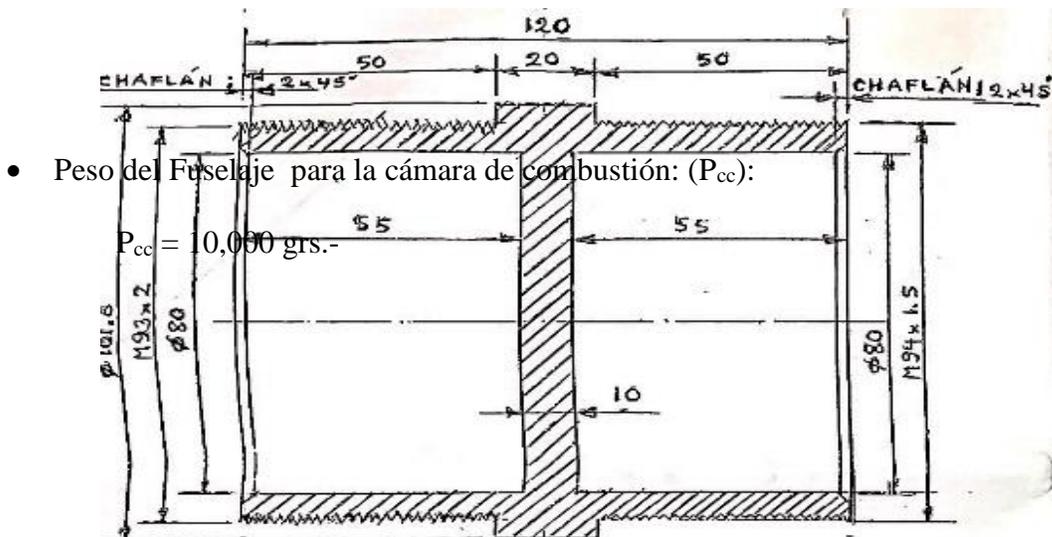
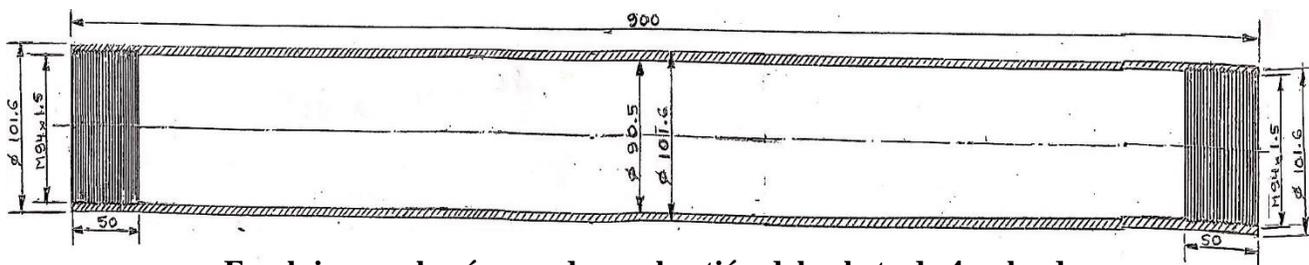


Figura 105

Tapón superior roscado del cohete de 4 pulgadas.



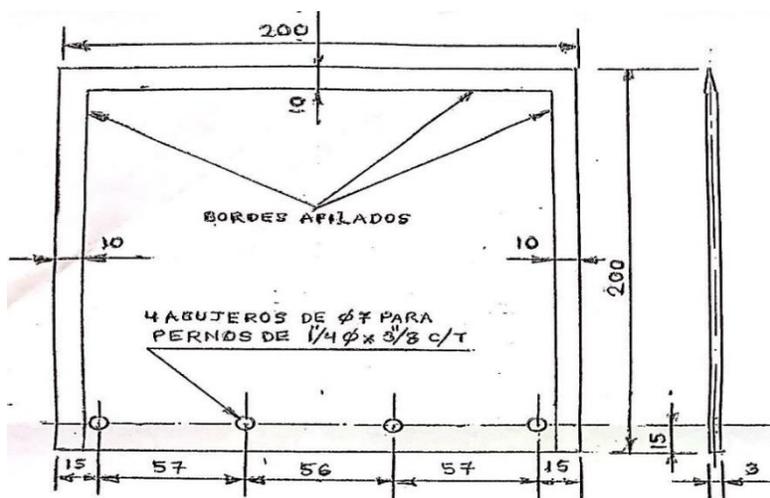
Fuselaje para la cámara de combustión del cohete de 4 pulgadas.

- Peso de la Tobera (P_{TOB}):

$$P_{TOB} = 3800 \text{ grs.}$$

Figura 108

Aletas direccionales cuadradas para el cohete de 4 pulgadas.



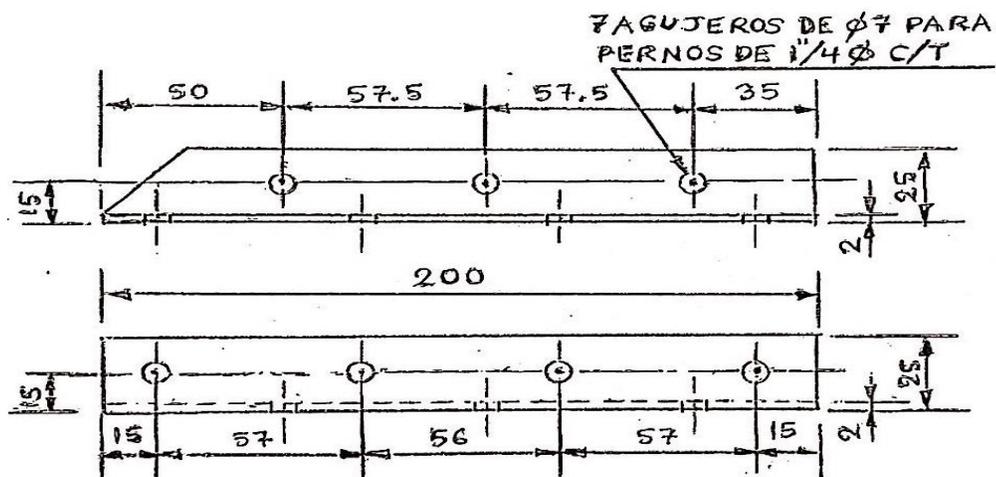
Peso de los perfiles angulares de aluminio soporte de aletas (P_{pa}):

Peso de 1 soporte angular de aluminio = 52.5 grs.

$$P_{pa} = 8 \times 52.5 \text{ grs} = 420 \text{ grs.}$$

Figura 109

Perfiles angulares soporte de aletas

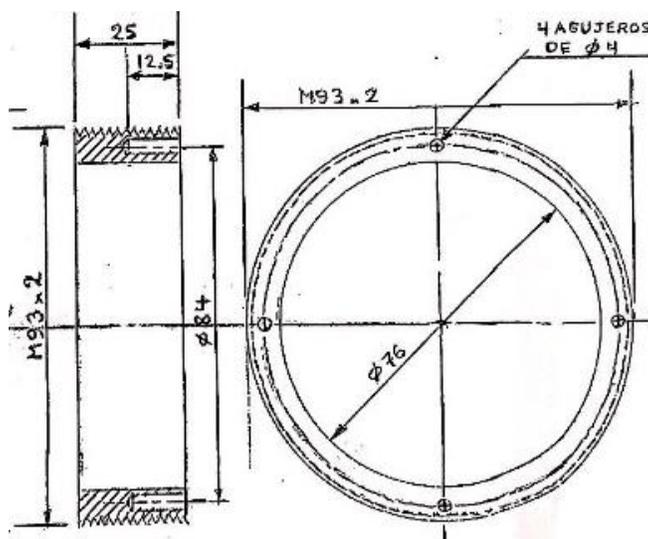


- Peso del dispositivo de alineamiento de tobera (P_{dat}):

$$P_{dat} = 120 \text{ grs.}$$

Figura 110

Dispositivo de alineamiento de tobera



- Peso de los pernos para sujetar las aletas (P_{per}):

$$P_{per} = 407 \text{ grs.}$$

- Peso del fuselaje para las aletas + 4 aletas + soportes angulares de aluminio + anillo centrador de tobera + pernos (P_{FAL}):

$$P_{FAL} = 3206 \text{ grs}$$

- Peso del sistema de recuperación : (Paracaídas + Dispositivo de Expulsión + Carga Útil)

(P_{RECUP}):

$$P_{RECUP} = 300 \text{ grs} + 200 \text{ grs} + 500 \text{ grs} = 1000 \text{ grs} = 1 \text{ kg}$$

- Peso Total del Cohete Vacío, sin Propelente ($P_{T.C.V}$)

$$P_{T.C.V} = P_M + P_{FCU} + P_{TAP} + P_{CC} + P_{TOB} + P_{FAL}$$

$$P_{T.C.V} = (1653 \text{ grs}) + (2836 \text{ grs}) + (1200 \text{ grs}) + (10,000 \text{ grs}) + (3800 \text{ grs}) \\ + (3206 \text{ grs})$$

$$P_{T.C.V} = 22,695 \text{ grs} = 22.695 \text{ kg}$$

- Peso Total del Cohete con Propulsante y carga útil incluido, al momento del Lanzamiento (P_{TOTAL}):

$$P_{TOTAL} = P_{T.C.V} + P_{RECUP} + P_{4 inh} + Wp = (22,695 \text{ grs}) + (1,000 \text{ grs} + \\ (1840 \text{ grs}) + (5,382 \text{ grs}))$$

$$P_{TOTAL} = 30,917 \text{ grs} \approx 30.917 \text{ kg}$$

- Relación: Empuje/Peso Total, en el momento del Lanzamiento (Y_E/P_{TOTAL}):

$$Y_E/P_{TOTAL} = \frac{E}{P_{TOTAL}} = \frac{713.4022517 \text{ kg} \times f}{30.917 \text{ kg} \times f} = 23.07475666 \approx 23.07476$$

3.6.2.6 Flujo de masas por la garganta de la tobera (M):

$$\dot{M} = k \times A_t \times p_c \sqrt{\frac{M}{R' \times T_c}} \quad (3.14)$$

Donde para este Combustible:

$$K = 1.043$$

$$A_g = A_t = 510.7051557 \text{ mm}^2 = 0.0005107051557 \text{ m}^2$$

$$p_c = 60 \text{ bar}$$

$$R' = 8314 \text{ J/k.mol.K}$$

$$M = 42.39 \text{ kg/kmol}$$

$$T_c = 1625^\circ\text{K} = 1352^\circ\text{C}$$

$$C^* = 916 \text{ m/s}$$

$$\rho = 1.785 \text{ grs/cm}^3$$

$$d_g = d_t = \Phi 25.5 \text{ mm.}$$

- Reemplazando Valores en la Ecuación anterior:

$$\dot{M} = 1.043 \times 0.0005107051557 \text{ m}^2 \times 60 \times 10^5 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \sqrt{\frac{42.39 \frac{\text{kg}}{\text{Kmol}} \times \frac{1 \text{ Kmol}}{1000 \text{ mol}} \times \frac{\text{N} \times \text{s}^2}{\text{m}}}{8314 \frac{\text{J}}{\text{Kmol} \times \text{K}} \times 1625 \text{ K} \times \frac{\text{N} \times \text{m}}{1 \text{ J}}}}$$

$$\dot{M} = 3195.992864 \frac{\text{N} \times \text{s}^2}{\text{m}} \times \frac{\frac{\text{kg} \times \text{m}}{\text{s}^2}}{1 \text{ N}} \times 5.60144422 \times 10^{-5}$$

$$\dot{M} = 0.1790217576 \text{ kg/s}$$

3.5.2.7 Tiempo total de combustión (t_c):

$$\dot{M} = \frac{W_p}{t_c} \rightarrow t_c = \frac{W_p}{\dot{M}} = \frac{5.382 \text{ kg}}{0.1790217576 \text{ kg/s}} = 30.06338488 \text{ seg}$$

$$t_c = 30.06338488 \text{ seg} \approx 30' 3'' 49.19'''$$

3.5.2.8 Calculo de la estabilidad del cohete “GERGON I-B” de propulsor solido

De 4 pulgadas de diámetro nominal:

a. Diseño de las aletas del cohete de propulsor sólido “GERGON I-B” *:

- Considerando 4 aletas direccionales (por consideraciones constructivas y de acuerdo a nuestra experiencia):
- Área mínima que debe tener de una aleta direccional (A_1):

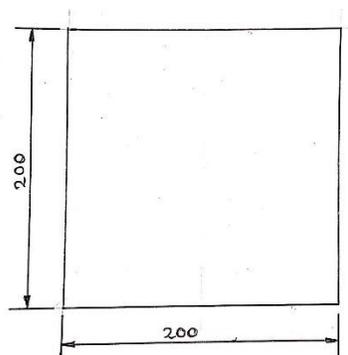
$$A_1 = 0.13 \times [(d + 0.5) \times L]$$

Donde:

d = Diámetro Exterior del Fuselaje del cohete (en pulgadas) = 4 pulgadas.

Figura 112

Dimensiones de una aleta cuadrada asumida.



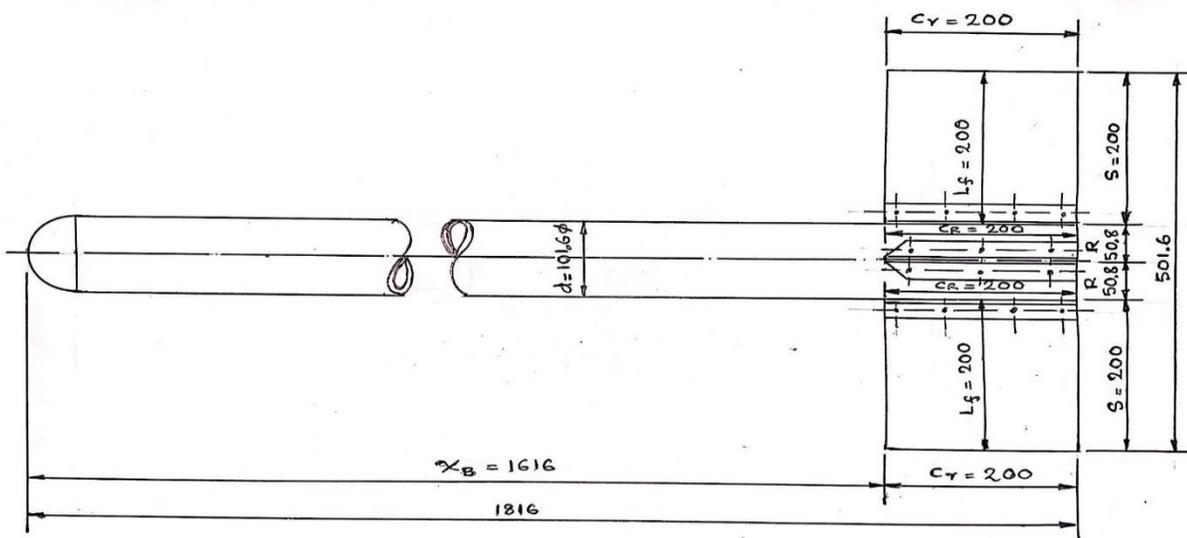
* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP

Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002

- b. Calculo de la estabilidad del cohete de combustible sólido (Utilizando el Método de Barrowmann):

Figura 113

Ubicación de las aletas para el cálculo del Centro de presiones (CP) Del cohete de 4 pulgadas de diámetro.



DATOS:

$$\begin{aligned} S &= 200 & X_R &= 0 \\ R &= 50.8 & C_r &= C_T = 200 \\ L_F &= 200 & X_B &= 1616 \\ C_R &= 200 & d &= 101.6 \end{aligned}$$

a. Cálculo del Centro de Presiones (C_P):

- Coeficiente de Fuerza Normal (C_N)_N

$$(C_N)_N = 2$$

- Ubicación del (C_P) en la Nariz o Morro parabólico, contado desde el extremo del Morro o Nariz (X_n):

➤ Para un Morro en forma parabólico (X_n):

$$X_n = 0.5 \times L_n \quad (3.15)$$

Donde:

L_n = Longitud del Morro o Nariz = 200 mm

$$X_n = 0.5 \times 200 \text{ mm} = 100 \text{ mm}$$

- Cálculo de las Aletas Estabilizadoras. Coeficiente de Fuerza Normal para 4 Aletas

(C_N)_F, sin factor de Interferencia:

n = Número de Aletas = 4

$$(C_N)_F = \frac{4 \times n \left(\frac{S}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2L_F}{C_R + C_T}\right)^2}} = \frac{4 \times 4 \left(\frac{200}{101.6}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \times 200}{200 + 200}\right)^2}} = \frac{16 \times 3.87500775}{1 + \sqrt{1 + 1}}$$

$$(C_N)_F = \frac{16 \times 3.87500775}{1 + 1.414213562} = \frac{62.000124}{2.414213562} = 25.68129223 \quad (3.16)$$

* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP

Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002

- Coeficiente de Interferencia o Valor por el que se debe multiplicar el Coeficiente de Fuerza Normal (K_{TB}):

$$K_{TB} = 1 + \left(\frac{R}{S+R}\right) \times 2 = 1 + \left(\frac{50.8}{200+50.8}\right) \times 2 = 1 + 0.4051036683$$

$$K_{TB} = 1.4051036683 \quad (3.17)$$

- Fuerza Total en el Arrastre ($(C_N)_T$):

$$(C_N)_T = K_{TB} \times (C_N)_F = 1.405103668 \times 25.68129223$$

$$(C_N)_T = 36.08487792 \quad (3.18)$$

- Ubicación del (C_F) de las aletas (\bar{X}_F):

$$\bar{X}_F = X_B + \frac{X_R(C_R + 2 \times C_T)}{3(C_R + C_T)} + \frac{1}{6} \left(C_R + C_T - \frac{C_R \times C_T}{C_R + C_T} \right)$$

$$\bar{X}_F = 1616 + \frac{0(200 + 2 \times 200)}{3(200 + 200)} + \frac{1}{6} \left(200 + 200 - \frac{200 \times 200}{200 + 200} \right)$$

$$X_F = 1616 + \frac{0(600)}{1200} + \frac{1}{6} (200 + 200 - 100)$$

$$\bar{X}_F = 1616 + 0 + 50 = 1616 + 50 = 1666 \quad (3.19)$$

- Coeficiente de Fuerza Normal Total del Cohete (C_N):

$$C_N = (C_N)_N + (C_N)_T = 2 + 36.08487792 = 38.08487792 \quad (3.20)$$

- Centro de Presiones Total del Modelo del Cohete de Propulsante Sólido de 4 Pulgadas de Diámetro (X_{CP}):

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(C_N)_N \times \bar{X}_N + (C_N)_T \times (\bar{X}_F)}{C_N} \quad (3.21)$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{(2 \times 100) + (36.08487792)(1666)}{38.08487792}$$

$$\bar{X}_{CP} = \frac{200 + 60117.40661}{38.08487792} = \frac{60317.40661}{38.08487792} = 1583.762635$$

$\bar{X}_{CP} \cong 1584$ mm (contados a partir de la punta dl morro)

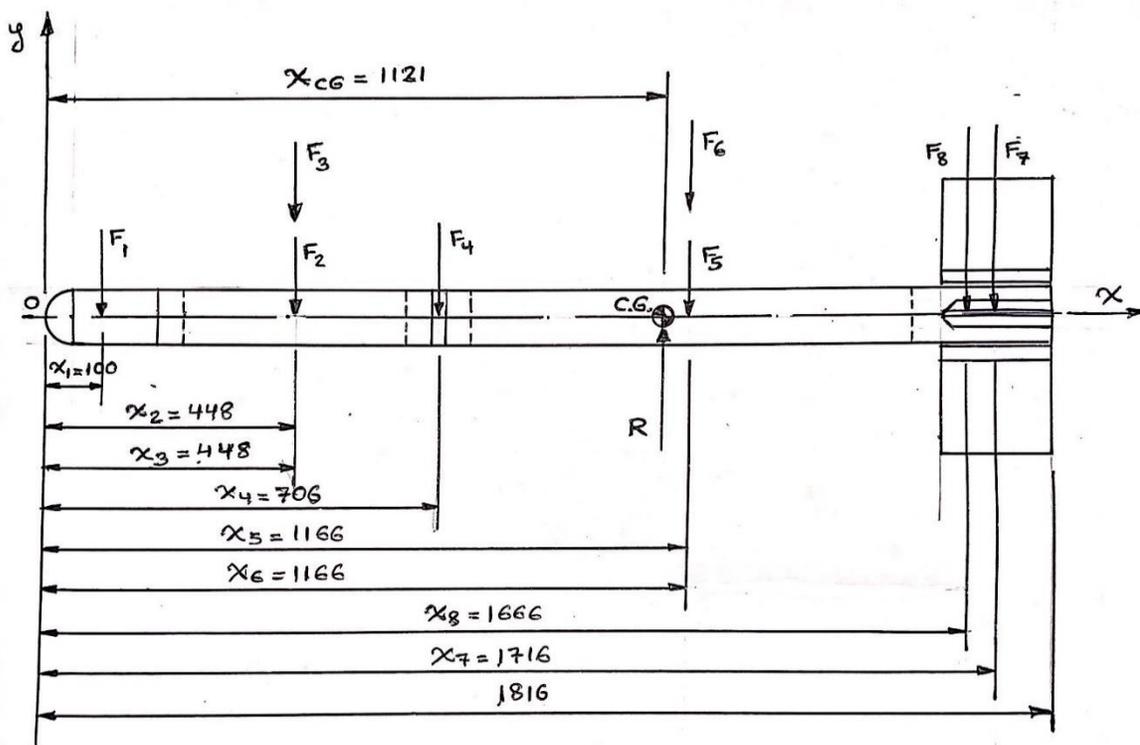
* Tomado del libro "How to make amateur rocket", by Jhon H. Wickman CP

Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002.

- b. Cálculo del Centro de Gravedad del Motor cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal de Propulsor Sólido "GERGON I-B":

Figura 114

Ubicación de los pesos para el cálculo del Centro de Gravedad (CG)



Del cohete de 4 pulgadas de diámetro.

F1 = Peso del Morro u Ojiva = 1.653 kg

F2 = Peso del Sistema de Recuperación (Carga Útil) = 1 kg

F3 = Peso del fuselaje para la carga útil = 2.836 kg

F4 = Peso del Tapón superior roscado = 1.2 kg

F5 = Peso del Fuselaje para la cámara de Combustión = 10 kg

F6 = Peso de los granos + Inhibidores = 2.695642 + 0.442 = 7.222 kg

F7 = Peso de las Aletas + fuselaje de aletas + ángulos de aluminio + pernos =

F7 = 3.215 kg

F8 = Peso de la Tobera de Acero = 3.8 kg

R = Peso total del Cohete de 4 pulgadas = 30.926 kg

- Ubicación del Centro de Gravedad del cohete de 4 pulgadas (X_{CG}):

- Tomando Sumatoria de Momentos con respecto al Punto (o):

$$\sum M_0 = 0$$

$$R \times X_{CG} = F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7 + F_8 \times X_8 \quad (3.22)$$

$$X_{CG} = \frac{F_1 \times X_1 + F_2 \times X_2 + F_3 \times X_3 + F_4 \times X_4 + F_5 \times X_5 + F_6 \times X_6 + F_7 \times X_7 + F_8 \times X_8}{R}$$

$$X_{CG} = \frac{(1.653\text{kg}) \times (100\text{mm}) + (1\text{kg}) \times (448\text{mm}) + (2.836\text{kg}) \times (448\text{mm}) + (1.2\text{kg}) \times (706\text{mm}) + (10\text{kg}) \times (1166\text{mm}) + (7.222\text{kg}) \times (1166\text{mm}) + (3.215\text{kg}) \times (1716\text{mm}) + (3.8\text{kg}) \times (1666\text{mm})}{30.926 \text{ kg}}$$

$$X_{CG} = \frac{(165.3 \text{ kg. mm}) + (448 \text{ kg. mm}) + (1270.528\text{kg. mm}) + (847.2 \text{ kg. mm})}{30.926 \text{ kg}}$$

$$X_{CG} = \frac{(11660 \text{ kg. mm}) + (8420.852 \text{ kg. mm}) + (5516.94 \text{ kg. mm}) + (6330.8 \text{ kg. mm})}{30.926 \text{ kg}}$$

$$X_{CG} = \frac{34,659.62 \text{ kg. mm}}{30.926 \text{ kg}} = 1120.727543 \text{ mm} \cong 1121\text{mm}$$

(contado a partir de la punta del morro)

- c. Distancia entre el Centro de Gravedad y el Centro de Presiones para el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”(L₁):

$$L_1 = \bar{X}_{CP} - \bar{X}_{CG} = 1584 \text{ mm} - 1121 \text{ mm} = 463 \text{ mm}$$

$$L_1 = 463 \text{ mm} \quad (3.23)$$

Además:

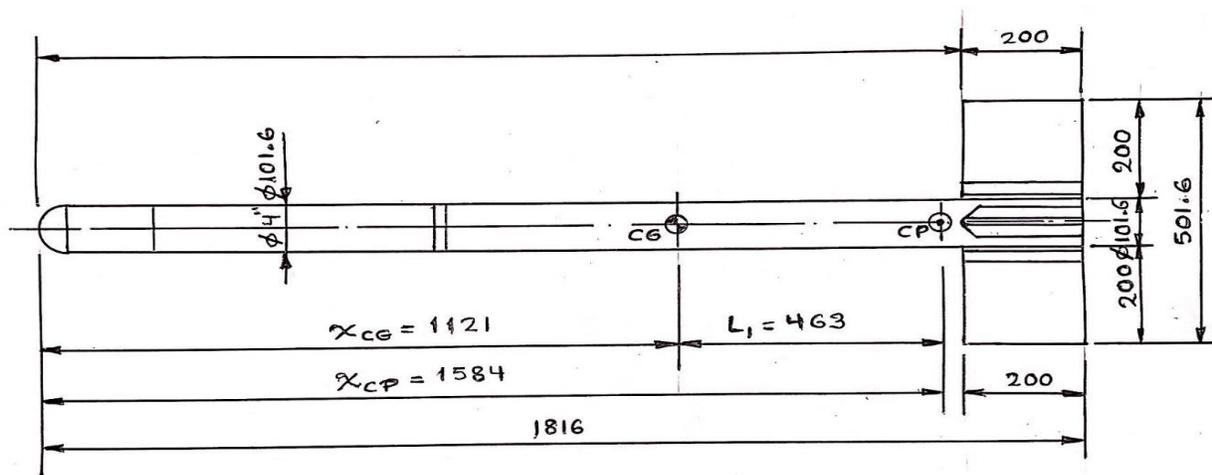
$$D = 101.6 \text{ mm } \phi$$

Como:

$$L_1 > D \quad (\text{OK}) \text{ (El cohete volará en forma estable y en línea recta)}$$

Figura 115

Ubicación del Centro de Gravedad (CG) y del Centro de Presiones (CP) para el cohete de Propulsor Sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.



* Tomado del Libro: “How to Make Amateur Rocket”, by John H. Wickman CP Technologies 3745A Studer, Casper, WY 82604 – 2002.

3.5.2.9. Cálculo de la tobera convergente – divergente (de Laval) para el motor cohete de propulsante solido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.

El propulsante sólido (64 %) de nitrato de potasio + 34% de dextrosa+2% de aditivos balísticos), se combustiona en la cámara de combustión del cohete generando una presión de $p_c = 60 \text{ bares}$, a una temperatura de $T_c = 1625 \text{ K} = 1352 \text{ }^\circ\text{C}$, estos gases se expanden en la tobera convergente-divergente, y salen a la atmósfera que están a una presión aproximada de 1 bar, proporcionando el empuje necesario para que el cohete abandone su rampa de lanzamiento.

Datos Iniciales:

$$T_0 = \text{Temperatura real de la cámara de combustión} = 1352^\circ\text{C} = 1625\text{K}$$

$$\mu_{\text{Mezcla}} = 22.67$$

$$R_{\text{Mezcla}} = \text{Constante del gas específico} = 196.1 \text{ J/Kg} \cdot \text{K}$$

$$K_{\text{Mezcla}} = \text{Relación de calores específicos} = 1.043$$

$$\dot{M} = G_\Sigma = \text{Flujo de masa por la tobera} = 0.1790217576 \text{ kg/s}$$

$$p_0 = p_c = \text{Presión en la cámara de combustión} = 60 \text{ bar} = 60 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$p_2 = \text{Presión atmosférica} = 1 \text{ bar} = 1 \times 10^5 \text{ N/cm}^2$$

$$\phi = \text{Coeficiente de expansión de la tobera (eficiencia de combustión)} = 0.95$$

$$\gamma_{\text{conv}} = \text{Ángulo de la parte convergente} = 90^\circ$$

$$\gamma_{\text{div}} = \text{Ángulo de la parte divergente} = 20^\circ$$

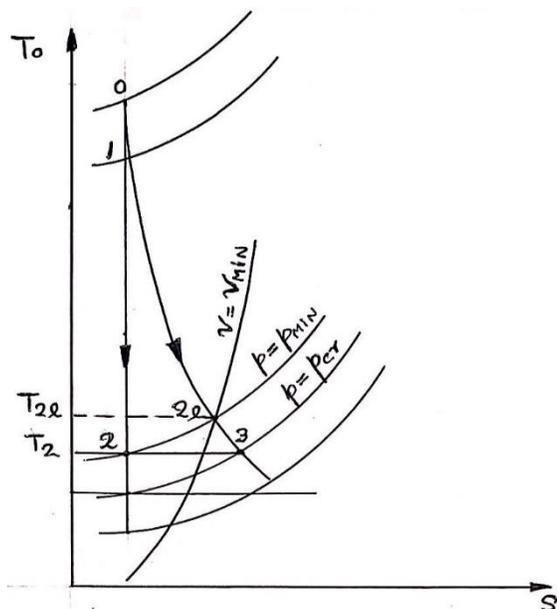
$$M = \text{Peso molecular efectivo de los productos} = 42.39 \text{ kg/Kmol}$$

$$R' = \text{Constante Universal de los Gases} = 8314 \text{ J/mol} \cdot \text{K}$$

$$\rho_{\text{Grano}} = \text{Densidad real del grano} = 1.785 \text{ gr/cm}^3$$

Figura 116

Expansión de la Tobera en el Diagrama T-S del cohete de 4 pulgadas de diámetro.

**Figura 117**

Detalles del proceso de expansión en la tobera del cohete de 4 pulgadas de diámetro.

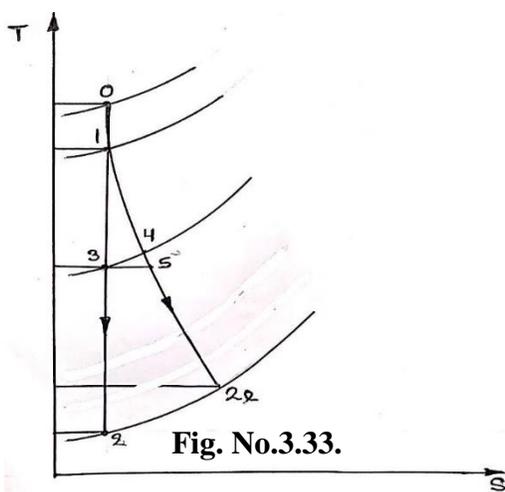
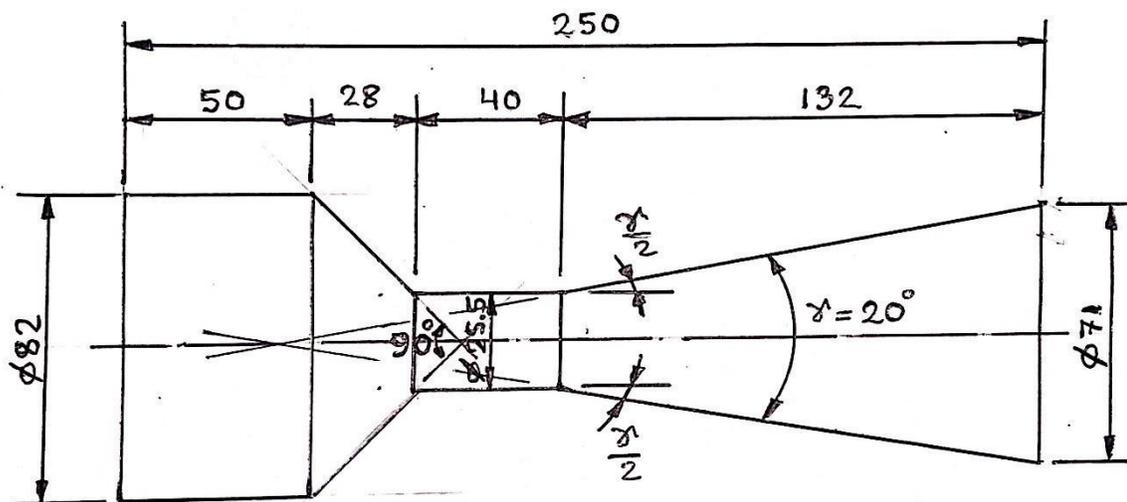
**Fig. No.3.33.**

Figura 118

Dimensiones de la Tobera para el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal.

**Tabla 5**

Resultados del cálculo de la Tobera convergente - divergente para el motor cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal "Gergón I-B"

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Velocidad teórica de salida de los gases por la tobera (sin rozamiento)	$C_2 = 2 \left(\frac{K}{K-1} \right) RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{K-1}{K}} \right]$ (4.26)	2119.062663 m/s
Velocidad efectiva de salida de los gases por la tobera (con rozamiento)	$C_{2e} = \phi \times C_2$ (4.27)	2013.10953 m/s
Temperatura al final de la expansión Isoentrópica	$T_2 = T_0 \left(\frac{p_2}{p_c} \right)^{\frac{K-1}{K}}$ (4.28)	1373 K=1100°C

Temperatura Real de expansión	$T_{2e} = T_0 - \phi^2(T_0 - T_2)$ (4.29)	1398 K= 1125°C
Área de la Sección de salida de los gases por la tobera	$f_2 = \frac{\dot{M} \times V_{2e}}{C_{2e}}$ (4.30)	3959.192142 mm ²
Diámetro de la sección de salida de la tobera	$d_2 = \sqrt{\frac{4 \times f_2}{\pi}}$ (4.31)	71 mm
Velocidad en el punto 5	$C_r = a_* = \sqrt{2 \left(\frac{K}{K+1} \right) RT_0}$ (4.32)	780 m/s
Fig. N° 3.33		
(Para Gases perfectos poliatómicos)*	$C_{\min} = \phi \mu \sqrt{R_{\text{Mezcla}} \times T_0}$ (4.33)	
Velocidad en la sección mínima de la Tobera punto 4	Donde: $\mu = 1.068$	783 m/s
Fig. N° 3.33	$\phi = 0.95$	
Temperatura en la sección mínima de la tobera	$T_{\min} = T_0 - \phi^2 \left[T_0 - \left(\frac{2}{K+1} \right) \right]$ (4.34)	1594.132 K = 1321.132°C
Área de la sección mínima de la tobera	$f_{\min} = \frac{\dot{M} \times V_{\min}}{C_{\min}}$ (4.35)	455.6792792 mm ²
Diámetro de la sección garganta o sección mínima de la tobera	$d_{\min} = \sqrt{\frac{4 \times f_{\min}}{\pi}}$ (4.36)	25.5 mm ϕ

Longitud de la parte divergente de la tobera	$L_{Div} = \frac{d_2 - d_{min}}{2 \tan(\frac{\gamma}{2})}$	(4.37)	132 mm
Flujo de masa por la tobera		$\dot{M} = G_{\Sigma}$	0.1790217576 m/s
Volumen específico de los gases	v_{2e}		5.124138607 m ³ /seg
Diámetro al ingreso de los gases a la tobera	d_{ing}		82mm
Longitud de la parte cilíndrica a la entrada	L_{cil}		50 mm
Angulo de la parte convergente de la tobera		γ_{conv}	90°
Longitud de la parte convergente	L_{conv}		28 mm
Longitud de la garganta de la tobera	L_g		40 mm
Angulo de la parte divergente de la tobera		γ_{div}	20°
Longitud total de la tobera convergente-divergente	L_{tob}		250 mm

Fuente: Datos tomados del libro: “Problemas de termodinámica Técnica” – por T.

Andrianova. Edit. MIR- Moscú 1980.

3.5.2.9 Vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal

“GERGON I-B”.

En la siguiente tabla N° 6, se muestran los resultados de cálculo del vuelo vertical del Cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”.

Tabla 6

Resultados del cálculo del vuelo vertical del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal "GERGÓN I-B"

Parámetro	Símbolo / Fórmula	Magnitud
Masa Inicial	$M_0 = M_i$ (4.38)	30.917 kg
Masa del propelente	$M_p = W_p$ (4.39)	5.382 kg
Masa total del cohete vacío	$M_{TCV} = M_{b0}$ (4.40)	25.535 kg
Relación de masas : Masa del propulsante/ Masa total en el arranque	$\pi = \frac{M_p}{M_0}$ (4.41)	0.1740789857
Relación de Quemado	$\beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} = \frac{M}{M_p}$ (4.42)	0.033263054 $\left(\frac{1}{s}\right)$
Tiempo de vuelo activo (Propulsado)	$(t - t_{b0}) = \frac{1}{\beta}$ (4.43)	30.06338488 (seg)=30' 3'' 48.19'''
Velocidad del cohete al finalizar de quemar todo el propelente	$V_{b0} = V_e \ln\left(\frac{1}{1-\pi}\right) - \frac{g_0}{\beta}$ (4.44)	235 $\left(\frac{m}{s}\right)$

Altura que alcanza el cohete al finalizar el quemado	$Z_{b0} = \frac{V_e}{\beta} \left[\left(\frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \left(\frac{1}{2} \times \frac{g_0}{\beta^2} \right)$	(4.45)	2930 m
Altura total que alcanza el cohete (apogeo)(Vuelo propulsado + Vuelo por inercia)	$Z_b = \frac{V_e^2}{2 \times g_0} \left[\ln \left(\frac{1}{1 - \pi} \right) \right]^2 + \frac{V_e}{\beta} \left[1 + \left(\frac{1}{\pi} \right) \ln(1 - \pi) \right]$		5,500 m

Fuente: Elaboración propia.

3.5.2.10 Vuelo del motor cohete de propulsor solido de 4 pulgadas de diámetro

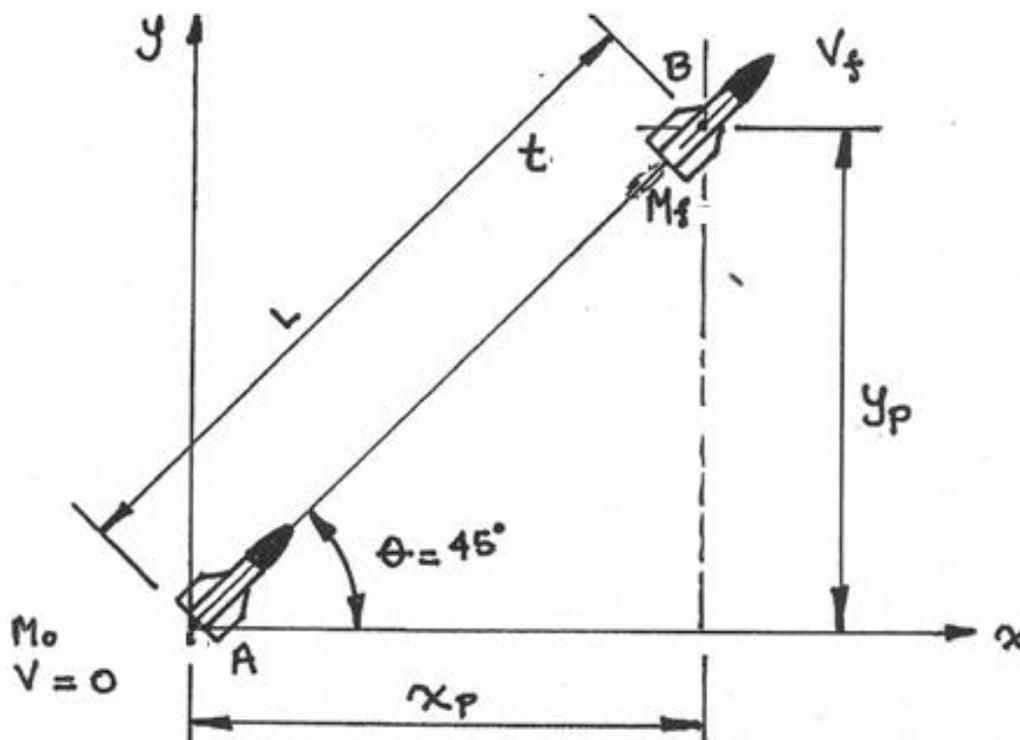
Nominal “GERGON I-B” con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$.

(Sin considerar la resistencia del aire):

El vuelo se inicia en el punto (A) y continúa por los puntos (B), (C), (D) y (E). El tramo de (A) a (B) es en línea recta, en el punto (A) el cohete está completamente lleno de combustible y tiene una masa de $M_o = 30.917$ Kg, se inicia la combustión y el cohete se desplaza en línea recta con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$ hasta el punto (B), en que se termina de quemar todo el combustible, desde el punto (B) hasta el punto (E), el vuelo transcurre por inercia y en forma parabólica, manteniendo la masa constante hasta hacer impacto sobre el suelo $M_f = 25.535$ Kg.

Figura 120

Vuelo activo (propulsado) del cohete de propulsante solido de 4 pulgadas de diámetro nominal con 45 grados de ángulo de lanzamiento con respecto a la horizontal

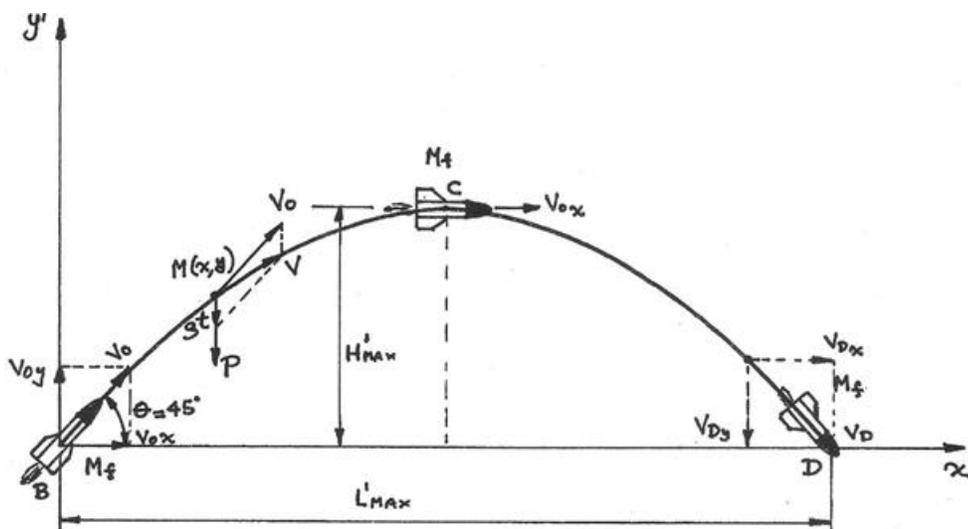


b.- Vuelo por inercia del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal bajo un ángulo de lanzamiento de $\theta = 45^\circ$ con trayectoria parabólica (Sin considerar la resistencia del aire).

El vuelo transcurre del punto (B) pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D). En el punto (B) la masa es $M_f = 25.535$ Kg, constante durante toda la trayectoria desde el punto (B) hasta el punto (D), en el punto (B) también la velocidad es $V_f = 585.36$ m/s

Figura 121

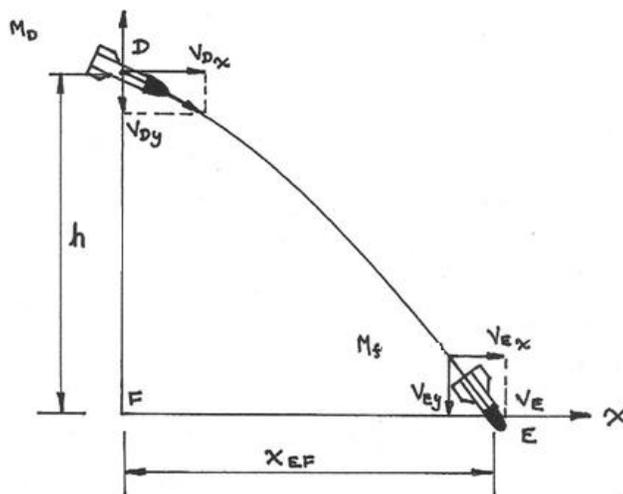
Vuelo por inercia con un ángulo de lanzamiento de 45 grados.



Vuelo por inercia del cohete de propulsante sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal en el último tramo de vuelo hasta hacer impacto con el suelo (sin considerar la resistencia del aire).

Figura 122

Secuencia del vuelo en el último tramo por inercia.



El vuelo por inercia transcurre desde el punto (D) hasta el punto (E), en toda esta trayectoria la masa del cohete es constante e igual a $M_f = 25.535 \text{ Kg}$.

d. Parámetros básicos de todo el vuelo del cohete de propulsante solido de 4 pulgadas de diámetro nominal bajo un ángulo de lanzamiento de $\theta=45^\circ$ con respecto a la horizontal (sin considerar la resistencia del aire).

- Altura máxima que alcanza el cohete de peróxido de hidrógeno:($H_{m\acute{a}x}$):

$$H_{m\acute{a}x} = Y_p + H'_{m\acute{a}x} = 11,187 \text{ m}$$

- Alcance máximo del cohete ($L_{m\acute{a}x}$):

$$L_{m\acute{a}x} = X_p + L'_{m\acute{a}x} + X_{EF}$$

$$L_{m\acute{a}x} = 39,686.25 \text{ m} = 39.68625 \text{ Km}$$

- Tiempo total de vuelo del cohete (vuelo propulsado + vuelo por inercia):

$$t_{total} = t_T + t_p + t_i = 99.62 + 36 + 6.4455 = 114.65 \text{ seg} = 1.91 \text{ min}$$

En la siguiente tabla N° 7, se muestran los resultados de cálculo del vuelo del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B” con un ángulo de lanzamiento de 45° con respecto a la horizontal.

Tabla 7

Resultados del cálculo del vuelo del cohete de propulsor sólido de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B” con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$.

a.- Vuelo propulsado bajo un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$ (desde el punto A hasta el punto B). Sin considerar la resistencia del aire.

Parámetro	Símbolo / Fórmula		Magnitud
Masa Inicial	$M_0 = M_i$	(4.38)	30.917 kg
Masa del propelente	$M_p = W_p$	(4.39)	5.382 kg
Masa total del cohete vacío o masa final	$M_{TCV} = M_{b0} = M_f$	(4.40)	25.535 kg

Relación de masas :

Masa del propulsante/

Masa total en el arranque $\pi = \frac{M_p}{M_0}$ (4.41) 0.1740789857

Relación de Quemado $\beta = -\frac{1}{M_p} \times \frac{dM}{dt} = \frac{\dot{M}}{M_p}$ (4.42) 0.033263054 $\left(\frac{1}{s}\right)$

Velocidad del cohete al finalizar la combustión $V_f = V_e \ln(M_0/M_f)$ 585.36 m/s

Desplazamiento del cohete hasta finalizar el quemado $L = \frac{V_e}{\beta} \left[\left(\frac{1}{\pi} - 1 \right) \ln(1 - \pi) + 1 \right] - \left(\frac{1}{2} \times \frac{g_0}{\beta^2} \right)$ 3,471.84 m

Desplazamientos

horizontal y vertical del cohete hasta finalizar el quemado $L^2 = X_p^2 + Y_p^2$ $X_p = Y_p$ 2,454.96 m

Fuente: Elaboración propia.

Tabla 8

Vuelo por inercia del cohete bajo un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, con una trayectoria parabólica desde el punto (B) pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D). Sin considerar la resistencia del aire.

b.- Vuelo por inercia del cohete bajo un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, con una trayectoria parabólica desde el punto (B) pasando por el punto (C) hasta llegar al punto (D). Sin considerar la resistencia del aire.

Tiempo para alcanzar la máxima altitud	$t_{hmax} = V_o \times \text{Sen } \Theta / g$	42.19281668 (seg)
Tiempo total para el vuelo parabólico	$t_T = 2 \times t_{hmax}$	84.38563335 (seg)
Alcance máximo (distancia máxima) sobre el eje (X)	$L'_{m\acute{a}x.} = V_o^2 \times \text{Sen } 2\Theta / g$	34,928.19 m
Altura máxima que alcanza el cohete en el tramo desde el punto (B) hasta el punto (D)	$H'_{m\acute{a}x.} = V_o \times \text{Sen } \Theta \times t_{m\acute{a}x} - \frac{1}{2} \times g \times t_{m\acute{a}x.}^2$	8732 m
Velocidad final del cohete en el punto (D)	$V_D = V_o + g \times t_T$	1413.18 m

Fuente: Elaboración Propia

Tabla 9

Vuelo por inercia del cohete en el último tramo de vuelo desde el punto (D) hasta hacer impacto con el suelo en el punto (E). Sin considerar la resistencia del aire.

Altura desde el eje (X) hasta el punto (D)	$h = V_o \text{ Sen } \Theta \times t - \frac{1}{2} \times g \times t^2$	2454.96 m
Tiempo de vuelo por inercia desde el punto (D) hasta el punto (E) .	t_{iDE}	5.56423312 seg
Distancia horizontal sobre el eje (X) desde el punto (F) hasta el punto (E).	$X_{EF} = V_o \text{ Cos } \Theta \times t_i$	2303.1 m
Velocidad final del cohete en el punto de impacto en el punto (E)	$V_E = V_f = V_o + g \times t_{Tot}$	1053.856 m/s = 3793.9 Km/hr = 3.43 Mach
Tiempo total de vuelo del cohete, hasta el punto (E)	$t_{Tot} = t_{m\acute{a}x} + t_{iDE}$	47.75705 seg

Fuente: Elaboración propia

Tabla 10

Parámetros básicos de todo el vuelo del cohete, con un ángulo de lanzamiento de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, desde el punto (A) hasta el punto (E). Sin considerar la resistencia del aire.

Altura máxima que alcanza el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “GERGON I-B”	$H_{\text{máx}} = Y_p + H$	11,187 m
Alcance máximo del cohete distancia horizontal desde el punto (A) hasta el punto (E).	$L_{\text{máx}} = X_p + L'_{\text{máx}} + X_{EF}$	39,686.25 m
Tiempo total de vuelo del cohete, vuelo propulsado más vuelo por inercia, desde el punto (A) hasta el punto (E).	$T_{\text{total}} = t + t_{\text{Tot}}$	114.65eg = 1.911 minutos

Fuente: Elaboración propia.

3.5.3. *Diseño de la rampa de lanzamiento.*

La rampa de lanzamiento ya fue diseñada anteriormente, y tiene una capacidad para lanzar cohetes de hasta 1000 kg-f de empuje, en este caso el cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal “Shushupe I-B”, tiene un empuje de 357.32 Kg-f = 3504 N, y el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal “Gergon I-B”, desarrolla un empuje de 713.4 Kg-f = 6996 N, por lo tanto esta rampa soportara satisfactoriamente los empujes de estos cohetes. Además esta rampa se diseñó con 2

juegos de “patas”, un juego para apoyarse directamente en el suelo y otro juego para apoyarse en la tolva de un vehículo (ver planos: P-06,P-07,P-08).

3.5.4. Diseño del Banco de pruebas de motores cohete.

El Banco de pruebas para motores cohete, ya fue diseñado anteriormente y tiene una capacidad para ensayar cohetes hasta de 1000 Kg-f de empuje, por lo que es adecuado para ensayar estos 2 tipos de cohetes de 3 y 4 pulgadas de Diámetro nominal. En este banco se puede medir los siguientes parámetros: Empuje, presión en la cámara de combustión, tiempo de combustión, temperatura en la cámara de combustión, etc. (ver plano: P-05).

3.5.5. Selección del compuesto químico para producir lluvias artificiales.

La producción de lluvias artificiales en distintas partes del mundo se llevan a cabo inyectando diferentes compuestos químicos en las nubes mediante Aviones, así por ejemplo: en la India se utiliza sal común, dióxido de carbono y Yoduro de plata, en China también se utilizan los mismos compuestos y además se instalan en tierra estaciones generadoras de yoduro de plata en las montañas que emanan estos gases a las nubes, en Australia también se utiliza mayormente Yoduro de plata, en Cuba básicamente yoduro de plata, de igual manera en el Desierto de Atacama y Coquimbo en Chile también yoduro de plata, en los Desiertos norteamericanos y en los proyectos de la NASA también se está utilizando yoduro de plata. Para dar inicio a una lluvia artificial en cualquier parte del mundo se requieren Mas Kilogramos de sal común o de dióxido de carbono, y solo se requieren de 250 a 300 gramos de yoduro de plata para dar inicio a la lluvia artificial y Además considerando que nuestros cohetes tienen una capacidad de carga útil Muy limitada, este es el compuesto y en esa cantidad es la que utilizaremos en esta investigación.

3.5.6 Selección de la unidad móvil en que se transportará la rampa de lanzamiento

(ver el plano No. P-09).

La unidad móvil seleccionada cumplirá con algunos requisitos básicos para poder desplazarse a cualquier punto del país donde se requiera producir una lluvia artificial, y deberá tener las siguientes características:

- Dimensiones del vehículo:

Longitud = 5330 mm

Ancho = 1855 mm

Alto = 1815 mm

Batalla = 3085 mm

Trocha delantera = 1540 mm

Trocha posterior = 1530 mm

Distancia libre al suelo = 310 mm

Peso Neto = 2095 Kg.

Peso Bruto = 2910 Kg.

- Características del motor:

Diésel turboalimentado con intercooler.

Sistema: common rail

Potencia 174 HP a 3400 RPM

Cilindrada total = 2755 cm³

Numero de cilindros = 4 en línea.

- Tolva (dimensiones mínimas):

Largo = 1525 mm

Ancho = 1540 mm

Alto = 480 mm.

- Transmisión:

Tipo 4 x 4, pick up.

3.5.7 Selección del telemetro Laser para detectar la altura de las nubes.

En este proyecto de investigación de tecnología aplicada se tuvo la idea original e innovadora de utilizar un telemetro laser utilizado con fines militares para detectar la altura exacta de la base de las nubes, a fin de regular exactamente el propulsante de los cohetes para llegar a la altura deseada y poder inyectar en dichas nubes el yoduro de plata, para producir lluvias artificiales. Las nubes generalmente están a una altura promedio de 2 a 5 kilómetros sobre el nivel del suelo y un telemetro que se adapta a este requerimiento es el:

Tipo (LIDAR) ,3D

Rango: 2 a 25 Km.

Instalado en un trípode.

3.5.8 Fabricación de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal y del propelente (granos BATES).

La fabricación de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal por la forma del diseño generalmente requieren de máquinas herramientas y procesos de soldadura, por lo que su fabricación se encargara a talleres metal mecánicos externos que tengan estos equipos, en un primer momento se fabricaron 8 cohetes en la siguiente proporción:

- . 4 cohetes de 3 pulgadas de diámetro nominal “Shushupe I-B” (ver plano P-01).
- . 4 cohetes de 4 pulgadas de diámetro nominal “Gergon I-B”. (Ver plano P-02, P-3, P-04).

Fabricación del propelente. La fabricación del propelente se efectúa en las instalaciones del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR), Mezclando los insumos, fundiendo en caliente a una cierta temperatura y luego vaciando sobre moldes especiales los granos (BATES), donde previamente se colocan los inhibidores de PVC. Cada cohete tiene un determinado número de granos, los cohetes de 3 pulgadas de diámetro nominal tienen 5 granos cada uno y los cohetes de 4 pulgadas de diámetro nominal tienen 4 granos cada uno, de tal manera que se fabricaron la siguiente cantidad de granos:

- . 20 granos para cohetes de 3 pulgadas de diámetro nominal. (Ver plano P-01).
- . 16 granos para cohetes de 4 pulgadas de diámetro nominal. (Ver plano P-04).

3.5.9 Fabricación de la rampa de lanzamiento.

La rampa de lanzamiento tendrá una capacidad para lanzar cohetes de hasta 1000 Kg-f de empuje, y fue fabricada íntegramente de perfiles estructurales tipo ASTM A-36, empernados y soldados, por lo que su fabricación se encargó a talleres metal mecánicos externos (ver planos: P-06, P-07, P-08).

3.5.10. Fabricación del Banco de Ensayos de Motores Cohete.

El Banco de Ensayos de motores Cohete tiene una capacidad para ensayar cohetes de hasta 1000 Kg-f de empuje, el cohete se sujetara en sentido vertical y los gases serán expulsados en forma vertical por la tobera, hacia arriba, es portátil y se puede instalar en cualquier parte, y fue fabricada íntegramente de perfiles estructurales tipo ASTM A-36, empernados y soldados, por lo que su fabricación se encargó a talleres metal mecánicos externos (ver plano: P-05).

3.5.11 Montaje del equipo en la unidad móvil.

La rampa de lanzamiento para cohetes será montada en la tolva de una camioneta pick up 4x4, y también el telemetro Laser montada sobre su trípode será trasladada en la tolva de dicho

vehículo. En el lanzamiento como mínimo participaran 5 personas: el conductor del vehículo, el investigador, y tres técnicos de apoyo para acondicionar la rampa, los cohetes con su carga útil y operar el telemetro Laser (ver plano: P-09).

3.5.12 Presupuesto del Proyecto de Investigación.

El costo detallado de este Proyecto de Investigación se enfoca de la siguiente manera: costo del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal, costo del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal, costo total del proyecto de investigación, costo total de la Tesis para optar el grado de Doctor, cuyos resultados se pueden ver en las siguientes tablas.

Tabla 11

Costos del cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal "SHUSHUPE I-B"

a. Costo de materiales para el cohete	Costo en \$ USA
- 1 metro de tubo de acero sin costura de 3" Φ nominal, ASTM A-192, tubo de acero para calderas.	25 \$
- 1 tocho de aluminio fundido tipo AA-6063 de 3" Φ x 250 mm De longitud.	11 \$
- 1 tocho de acero laminado tipo SAE 1020 de 3" Φ x 100 mm de longitud.	15 \$
- 3 aletas de aluminio tipo AA-6063 de planchas de 1/8 de pulgada de espesor.	12 \$
- 1 tocho de acero laminado tipo SAE 1020 de 3" Φ x 200 mm de longitud.	30 \$
- 1 perfil angular de acero laminado tipo L- 20 mm x 20 mm x 2 mmx 200 mm de longitud.	4 \$
- 0.5 Kg. De electrodos de soldadura tipo AWS E-6011 de 1" / 8 Φ .	3 \$
- 1 metro de tubo de PVC de 2" 1/2 Φ .	6 \$
- Carga útil (300 grs. Yoduro de plata, paracaídas, batería, switch, billa, tubo PVC 1.5 pulgadas, 20 grs. pólvora, Nicrón, terminales, etc.).	<u>38 \$</u> 144 \$

b. Costo del propelente	
- Peso del propelente fundido: 2.7 Kg.	10 \$
- 2 Kg. de oxidante, componente (A),(KN),(1.728 Kg. en el grano).	6 \$
- 1 Kg. De combustible, componente (B),(DEX),(0.918 Kg. En el grano).	4 \$
- 60 grs. De aditivos balísticos (Al + Mg),(0.054 Kg. En el grano).	<u>10 \$</u>
- Fabricación de los 5 granos fundidos para 1 cohete.	30 \$
c. Costo del maquinado y mano de obra:	
- Maquinado del morro u ojiva.	20 \$
- Maquinado del tapón roscado.	30 \$
- Maquinado de la tobera.	70 \$
- Maquinado del fuselaje (para la carga útil + para la cámara de combustión, hacer roscas).	20 \$
- Soldadura de clips, para aletas y guías de lanzamiento	<u>10 \$</u>
	150 \$
d. Costo total del cohete de 3" Φ nominal (a + b + c)	324 \$
<hr/>	
Costo total en soles (1\$ = 3.4 soles)	1101.6

Soles

Fuente: Elaboración propia

Tabla 12*Costos del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal "GERGON I-B"*

a.	Costo de materiales para el cohete	Costo en \$ USA
-	1 metro de tubo de acero sin costura de 4" Φ nominal, ASTM A-192, tubo de acero para calderas.	30 \$
-	1 tocho de aluminio fundido tipo AA-6063 de 4" Φ x 250 mm de longitud.	15 \$
-	1 tocho de acero laminado tipo SAE 1020 de 4" Φ x 120 mm de longitud.	18 \$
-	4 aletas de aluminio tipo AA-6063 de planchas de 3 milímetros de espesor.	20 \$
-	1 tocho de acero laminado tipo SAE 1020 de 4" Φ x 250 mm de longitud.	38 \$
-	1 perfil angular de acero laminado tipo L- 1" x 1" x 1"/8x 100 mm de longitud.	4 \$
-	0.5 Kg. De electrodos de soldadura tipo AWS E-6011 de 1"/8 Φ .	3 \$
-	1 metro de tubo de PVC de 3"1/2 Φ .	8 \$
-	0.5 m. tubo de aluminio AA-6063(para la carga útil), (4" Φ).	16 \$
-	0.2 m. tubo de aluminio AA-6063(soporte de aletas), (4" Φ).	8 \$
-	Carga útil (300 grs. Yoduro de plata, paracaídas, batería, switch, billa, tubo PVC 1.5 pulgadas, 20 grs. pólvora, Nicrón, terminales, etc.).	<u>40 \$</u> 200 \$
b.	Costo del propelente	
-	Peso del propelente fundido: 5.382 Kg.	
-	4 Kg. de oxidante, componente (A),(KN),(3.4448 Kg. en el grano).	20 \$
-	2 Kg. de combustible, componente (B),(DEX),(1.82988 Kg. en el grano).	12 \$
-	108 grs. De aditivos balísticos (Al + Mg),(0.108 Kg. En el grano).	8 \$
-	Fabricación de los 5 granos fundidos para 1 cohete.	<u>10 \$</u>

	50 \$
c. Costo del maquinado y mano de obra:	
- Maquinado del morro u ojiva.	22 \$
- Maquinado del tapón roscado.	32 \$
- Maquinado de la tobera.	75 \$
- Maquinado del fuselaje (de aluminio, para la carga útil).	10 \$
- Maquinado del fuselaje (de acero, para la cámara de combustión).	20 \$
- Maquinado del fuselaje (de aluminio, para soporte de aletas).	5 \$
- Soldadura de clips, para aletas y guías de lanzamiento	<u>10 \$</u>
	174 \$
d. Costo total del cohete de 4" Φ nominal (a + b + c)	424 \$
Costo total en soles (1\$ = 3.4 soles)	1441.6 Soles

Fuente: Elaboración propia.

Tabla 13*Costo total del Proyecto de Investigación*

TIPO DE COSTO	MONTO EN \$ USA
- Costo de una camioneta 4 x 4 pick up Toyota Hillux (Diésel).	29,800 \$
- Costo de un telemetro Laser (rango de detección de 0 a 10 Km).	2,800 \$
- Costo de la rampa de lanzamiento.	950 \$
- Costo del Banco de Ensayos de Motores Cohete.	730 \$
- Costo de 4 cohetes de 3 pulgadas de diámetro nominal. (4 x 324 \$)	1296 \$
- Costo de 4 cohetes de 4 pulgadas de diámetro nominal. (4 x 424 \$)	1696 \$
- Costo de la Logística para los lanzamientos (estimado).	<u>600 \$</u>
- Costo total de todo el Proyecto:	37,872 \$
- Costo total de todo el Proyecto en soles (1\$ = 3.4 soles)	128,765 Soles.

Fuente: Elaboración propia.

Tabla 14

Costo total de la Tesis para optar el Grado de Doctor en Ingeniería.

TIPO DE COSTO	MONTO EN SOLES
- Gastos en la Universidad: record académico, constancias de: ingreso, de estudios, de notas, de egresado, de orden de mérito, de no adeudo, de estudios, declaración jurada de no adeudar, revisión de Tesis, Asesor de Tesis, Resolución de expedito, nombramiento de jurado, derecho de diploma, alquiler de auditorio.	3,286
- Gestiones en la EUPG de la UNFV.	1,500
- Recolección de información.	1,800
- Impresiones	800
- Elaboración del Proyecto.	1,600
- Presentación y sustentación de la Tesis	1,800
- Materiales de oficina.	600
- Imprevistos.	800
- Costo total de la Tesis (en soles).	12,186 Soles.
Costo total de la Tesis en \$ USA.	3,584 \$ USA.

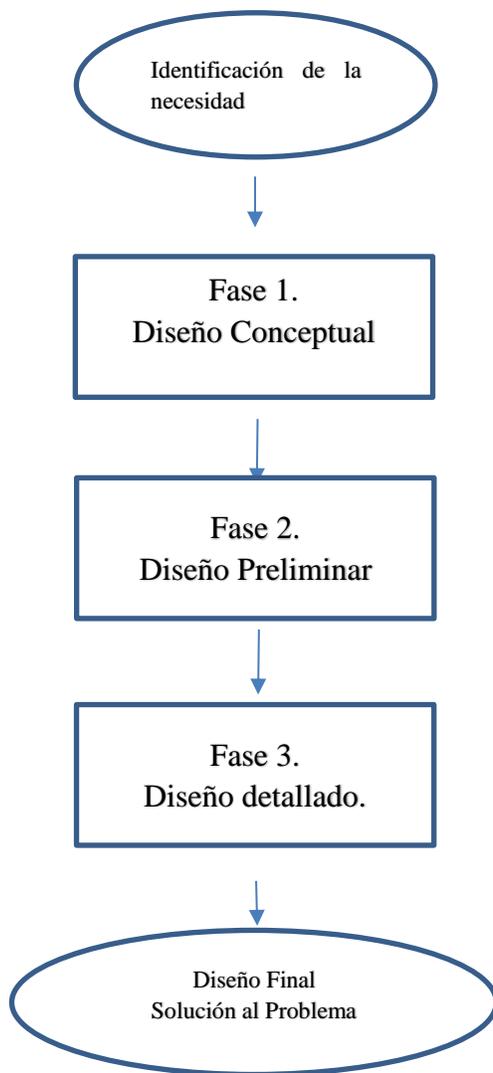
Fuente: Elaboración propia.

3.6. Análisis de datos.

Esta investigación no se basará en el Análisis estadístico de datos, debido a que por ejemplo la estadística descriptiva (es la técnica matemática que obtiene, organiza, presenta y describe un conjunto de datos con el propósito de facilitar su uso. Y la Estadística Inferencial (comprende los métodos y procedimientos que por medio de la inducción determina propiedades de una población estadística a partir de una parte de esta). La naturaleza de este trabajo de investigación al tratarse de un Diseño de Ingeniería Aplicado, ya que diseñar consiste en: pensar, crear, idear y desarrollar una idea y por lo tanto, no fue necesario elaborar un procesamiento estadístico para analizar los datos. Más bien para este Proyecto de investigación se aplicó el modelo descriptivo lineal de diseño, tal como se muestra en la siguiente figura.

Figura 123

Modelo Descriptivo Lineal de Diseño.



IV. RESULTADOS

4.1 Contrastación de Hipótesis:

Tabla 15

Contrastación de las hipótesis planteadas

HIPÓTESIS.	RESULTADOS.
<p>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 1:</p> <p>El modelo de cohete diseñado y fabricado servirá para el desarrollo e investigación espacial.</p>	<p>Se demuestra la hipótesis específica No.1 planteada, pudiendo utilizar uno de estos cohetes de propelente sólido, para la investigación aeroespacial dependiendo de la altura que se quiera alcanzar, tal como se demuestran en las tablas N° y N°.</p>
<p>HIPÓTESIS ESPECÍFICA 2:</p> <p>Con el prototipo del motor a reacción se podrá producir lluvias artificiales evitando la caída de granizo y mejorando la productividad en los ecosistemas agroindustriales.</p>	<p>La hipótesis específica 2 planteada se demuestra plenamente, siendo los cohetes relativamente pequeños de propelente sólido y de bajo coste los más apropiados para inyectar yoduro de plata a cierto tipo de nubes, y así evitar las sequias, la caída de granizo mejorando la productividad en los ecosistemas agroindustriales.(ver los planos P-01 ,P-02,P-03y P-04).</p>

HIPÓTESIS ESPECÍFICA 3:

El modelo de motor a reacción se utilizará para equipar a nuestras fuerzas armadas con artillería reactiva de mediano y gran alcance.

HIPÓTESIS ESPECÍFICA 4:

Con el prototipo del cohete diseñado se podrá disminuir la dependencia del extranjero, lo que significará un ahorro de divisas para el erario nacional.

Se demuestra la hipótesis planteada No.3, ya que con el cohete de 3 pulgadas de diámetro nominal se alcanzara una altura máxima de 4,000 m y un alcance máximo de 8,000 m disparándolo con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, con el cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal se alcanzara una altura máxima de 5,500 m y un alcance máximo de 11,000 m disparándolo con un ángulo de lanzamiento de $\Theta = 45^\circ$, las características de estos cohetes hacen que sea posible adaptar estos cohetes de propelente sólidos, para convertirlos a sus versiones anti-tanque, de saturación, defensa anti-aérea de baja cota, etc., para equipar a nuestras fuerzas armadas.(ver plano No. P-10).

La hipótesis especifica No.4. Planteada se demuestra plenamente, ya que los cohetes fabricados en el Perú, en su versión anti-tanque por ejemplo con un alcance de 5 Km no sobrepasarían los 1000 \$ de costo y como misil anti-tanque (con sistema de guía) no sobrepasarían los 5000 \$ por unidad; si lo comparamos con los misiles anti-tanque que compró Perú de origen Israelí (el SPIKE) que costó 220,000 \$ por unidad, o el ruso

(KORNET-E), que costó 180,000\$ por unidad. Se demuestra el gran ahorro de divisas y la disminución de la dependencia del extranjero.

Como consecuencia de las hipótesis específicas se demuestra que, con las materias primas existentes en el mercado interno nacional, sin tener que recurrir a materiales e insumos importados costosos y con el personal humano adecuado e ingenioso existente en el país es posible el diseño, fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación. Es más que se diseñó, fabricó y experimentó con dos modelos de cohetes de combustible sólido (64% de nitrato de potasio más 34% de dextrosa más 2% en aditivos balísticos); logrando excelentes resultados y lanzamientos exitosos, a bajo costo y con tecnología netamente nacional. La sustancia más adecuada para la producción de lluvias artificiales es una pequeña cantidad de yoduro de plata, que se adapta a la capacidad de carga útil de nuestros cohetes.

HIPÓTESIS GENERAL:

Las materias primas y el personal Humano En el Perú hacen posible el diseño y construcción de cohetes con sistemas de ayuda a base de una sustancia específica para la producción de lluvias artificiales y evitar la caída de granizo, que influyen en la optimización de la productividad de los ecosistemas agroindustriales.

4.2. Análisis e interpretación.

El análisis, consiste básicamente en dar respuesta a los objetivos o hipótesis planteadas a partir de las mediciones efectuadas y los datos resultantes, para plantear el análisis es conveniente plantear un plan de análisis o lo que se conoce como un plan de explotación de datos. En él se puede detallar de manera flexible como vamos a proceder al enfrentarnos a los datos, cuáles serán las principales líneas de análisis, que orden vamos a seguir, y que tipo de pruebas o técnicas de análisis aplicaremos sobre los datos.

La interpretación, a diferencia del análisis, tiene un componente más intelectual y una función explicativa, su misión es buscar un significado al resultado del análisis mediante su relación con todo aquello que conocemos sobre el problema, de manera que aportamos una significación técnica a los hallazgos encontrados en el análisis, confirmando, modificando o realizando nuevos aportes a la técnica previa ya conocida sobre este problema.

El análisis e interpretación de los resultados se presenta de manera integrada considerando los resultados obtenidos de la aplicación de la técnica.

El análisis que se desprende se presenta ordenadamente según los objetivos que guiaron la presente investigación, en forma de cuadros, tablas o diagramas.

Tabla 16*Análisis e interpretación de Resultados.*

OBJETIVOS	RESULTADOS
OG. Objetivo General. Diseñar y construir el prototipo de un cohete de pequeño o mediano alcance montado en una rampa de lanzamiento móvil para la producción de lluvias artificiales o evitar la caída de granizo en determinadas zonas del país en épocas de sequía.	RG. Se logró diseñar y construir dos prototipos de cohetes de propulsor solido: de 3 pulgadas de diámetro nominal (altura máxima 4000 metros) y otro de 4 pulgadas de diámetro nominal (altura máxima 5500 metros).
OBJETIVOS ESPECIFICOS	RESULTADOS
OE1. Determinar cuál es la cantidad optima de yoduro de plata para conseguir producir lluvias artificiales.	R1. La cantidad óptima mínima de yoduro de plata para dar inicio a una lluvia artificial fluctúa entre los 250 y 300 gramos.
OE2. Evaluar cuál es el mejor tipo de propelente para cohetes de pequeño y mediano alcance.	R2. Para este uso específico el mejor tipo de propelente para cohetes (sin recurrir a la importación) es uno de propelente solido constituido por (64% KN +34% DEX + 2%AB).
OE3.	R3.

Determinar cuál es el volumen del cohete destinado a transportar la carga útil de yoduro de plata con sus diferentes accesorios.

El volumen y tamaño de los cohetes de propulsante sólido, de acuerdo a la altura de las nubes, los más adecuados son los de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal, que tienen la suficiente capacidad de carga útil.

R4.

OE4.

Determinar cómo influyen las modificaciones hechas en el cohete diseñado en su comportamiento aerodinámico.

Se modificó el morro o nariz del cohete, de puntiaguda a roma, aumentando la fricción y disminuyendo ligeramente la velocidad, pero, disponiendo de mayor espacio para el paracaídas y el yoduro de plata. Por la forma de utilización de estos cohetes no es necesario que tengan un sistema de guía.

Fuente: Elaboración propia

V. DISCUSIÓN DE RESULTADOS

5.1.1. Sobre el prototipo del motor cohete de propelente solido de 3 pulgadas de diámetro nominal.

Como se indicó en el marco teórico, actualmente con el desarrollo de la tecnología aeroespacial, la mejor combinación de propelentes sólidos son básicamente: perclorato de amonio en una proporción de 80 % como oxidante y un poliéster o polivinilo como combustible, por ejemplo, el HTPB en una proporción de 20%, más una pequeña cantidad de aditivos balísticos, básicamente aluminio y berilio a fin de incrementar el empuje y el impulso específico.

Se tuvo que hacer muchas pruebas estáticas y pruebas de lanzamiento. Al final después de muchos ensayos, se tuvo que modificar la composición del propelente quedándonos finalmente con la siguiente composición: nitrato de potasio (KN 64%), dextrosa (DEX 34%), más 2% de aditivos balísticos (1% de polvo de aluminio más 1% de polvo de magnesio); fundidos con fuego directo en un recipiente utilizando una cocina a gas de uso doméstico. Con ésta modificación el grano fundido en caliente, adquirió mayor consistencia, homogeneidad, mayor densidad y, de hecho se obtuvo mayor impulso específico, y no tiene poros como cuando usamos el procedimiento de fundición en baño maría.

En cuanto al fuselaje para la cámara de combustión del motor cohete, se utiliza para este proyecto de investigación el tubo de acero sin costura para calderas de 3 pulgadas de diámetro tipo ASTM A-192; que tiene ventajas en cuanto a resistencia y peso comparado con el tubo de acero sin costura para agua tipo ASTM A-53 Grado B, ASTM A-106, API 5L. (SCHEDULE 40); que también se utiliza en algunos modelos de cohetes. El fuselaje para la carga útil es un tubo de acero

tipo ASTM A-192, sin costura de 3 pulgadas de diámetro. Las 3 aletas direccionales son de aluminio tipo AA-6063 T 5, de 1/8 de pulgada de espesor.

El morro del cohete es de forma roma y fue maquinado a partir de un tocho de aluminio fundido de 3 pulgadas de diámetro. El tapón roscado se maquina a partir de un tocho de acero AISI/SAE 1020 de 3 pulgadas de diámetro, la tobera se hizo de un tocho de acero AISI/SAE 1020 de 3 pulgadas de diámetro. Las aletas direccionales también se fabricaron de aluminio tipo AA-6063 T 5, que van empernadas al tubo soporte de aletas mediante pernos de acero, estas aletas van empernadas a los clips que están soldadas al fuselaje de la cámara de combustión y a la tobera. En la Tabla No.1, se pueden ver los propelentes sólidos actuales, en la Tabla No.2, los propelentes líquidos actuales más utilizados y en la Tabla No.3, las características técnicas de algunos de los cohetes de propelente sólidos diseñados y fabricados por el IDIMAR.

Tabla 17

Formulación de propelentes compuestos sólidos actuales para cohetes y misiles.

TIPO DE PROPELENTE	COMPOSICION
<u>PROPELENTE: JPL 540 A:</u>	- POLIURETANO: 20%.
	- PERCLORATO DE AMONIO: 80%.
	. PESO MOLECULAR: $M = 25 \text{ Kg/Kmol}$.
	. PESO ESPECIFICO: 1.2
	. TEMPERATURA DE COMBUSTION:
	Tc =2600 K.
	. IMPULSO ESPECIFICO: $I_{sp} = 231 \text{ SEG}$.

. PRESION EN LA CAMARA DE

COMBUSTION: $P_c = 6 \text{ MP} = 60 \text{ BAR}$.

. PRESION AMBIENTAL:

$P_a = 0.1 \text{ MP} = 1 \text{ BAR}$.

. VELOCIDAD CARACTERISTICA:

$C^* = 1434 \text{ m/s}$.

. DENSIDAD DEL PROPULSOR:

$\rho_P = 1660 \text{ Kg/m}^3$.

POLIBUTADIENO ACIDO ACRILICO

TERPOLIMERO ACRINILONITRICO

(PBAN): 12.5 %.

- ALUMINIO: 16 %.

- AGENTE CURATIVO EPOXICO = 1.5 %.

- OXIDO DE HIERRO: 0.1 %.

- PERCLORATO DE AMONIO:

69.9 %.

. PESO MOLECULAR: $M = 27.8 \text{ Kg/Kmol}$.

. PESO ESPECIFICO: 1.18

. TEMPERATURA DE COMBUSTION:

$T_c = 3480 \text{ K}$.

. IMPULSO ESPECIFICO: $I_{sp} = 260 \text{ SEG}$.

. PRESION EN LA CAMARA DE

COMBUSTION: $P_c = 7 \text{ MP} = 70 \text{ BAR}$.

PROPELENTE: BOOSTER

(PROPULSOR DE NAVES

ESPACIALES)

. PRESION AMBIENTAL: $P_a = 0.1 \text{ MP} = 1 \text{ BAR}$.

. VELOCIDAD CARACTERISTICA:

$$C^* = 1583 \text{ m/s.}$$

. DENSIDAD DEL PROPULSOR:

$$\rho_P = 1772 \text{ Kg/m}^3.$$

- PERCLORATO DE AMONIO: 68 %.

- ALUMINIO EN POLVO: 18 %.

- HTPB (MEZCLADOR R45M): 14 %.

. VELOCIDAD CARACTERISTICA:

$$C^* = 1585 \text{ m/s.} = 5200 \text{ pies/seg.}$$

- NITRATO DE AMONIO: 60 %.

- MAGNESIO EN POLVO: 20 %.

- HTPB (MEZCLADOR R20 LM): 20 %.

. VELOCIDAD CARACTERISTICA:

$$C^* = 1429 \text{ m/s.} = 4668 \text{ pies/seg.}$$

- HTPB (MEZCLADOR R45 M): 16%.

- ALUMINIO EN POLVO: 18 %.

- PERCLORATO DE AMONIO: 66 %.

- HTPB (MEZCLADOR R45 M): 20%.

- MAGNESIO EN POLVO: 25 %.

- NITRATO DE AMONIO: 55 %.

- NITRATO DE POTASIO (KNO_3): 50%.

- PERCLORATO DE POTASIO

COMPOSICION C-1:

COMPOSICION C-2:

COMPOSICION C-3:

COMPOSICION C-4:

COMPOSICION C-5:

(KCLO):20%.

- RESINA EPOXICA: 26 %.

- ZINC EN POLVO: 2 %.

- OXIDO DE HIERRO EN POLVO: 2 %.

Fuente: Elaboración propia

NOTAS:

I.- TIPOS DE NITRATO DE AMONIO COMERCIALES:

a.- NITRATO DE AMONIO DE GRADO TECNICO (no estabilizado Por fase).

b.- NITRATO DE AMONIO DE GRADO FERTILIZANTE (contiene Mucha agua).

c.- NITRATO DE AMONIO PSAN – I (con estabilización por fase + 3% de óxido de zinc),

(muy bueno).

II.- OTROS TIPOS DE PROPULSORES:

PS = POLISULFITO.

PVC = CLORURO POLIVINILICO.

PU = POLIURETANO.

PBAN = POLIBUTADIENO ACIDO ACRILICO TERPOLIMERO

ACRILONITRILO.

CTPB = POLIBUTADIENO TERMINADO DE HIDROFILO.

Tabla 18*Propelentes líquidos actuales para la propulsión de cohetes y misiles.*

Oxidante + combustible	Presión en la c.c. (bar)	Razón de pesos: oxidante/ combustible	Impulso especifico (seg)	Tempe- ratura Absoluta (K)	Velocidad De salida Ve (m/s)	Peso Especí- fico de la mezcla
Oxigeno						
Liquido + gasolina	21	2.5	242	3020	3280	0.935
Oxigeno						
Liquido + hidracina	21	0.5	259	2482	2540	1.05
Oxigeno						
Liquido + Kerosene	21	2.2	248	3077	2440	1.01
Oxigeno						
Liquido + Alcohol Metílico al 100%	21	1.25	238	2860	2340	0.895

Fuente: Elaboración propia

Tabla 19*Características técnicas de cohetes de propulsor sólido fabricados por (IDIMAR)*

PARÁMETRO	COHETE N°1 TANGARANA IB	COHETE N°2 MANTONA IA	COHETE N°3 MANTONA IB	COHETE N°4 MANTONA IC	COHETE N°5 ISULA I-D	COHETE N°6 SHUSHUPE I-A
Diámetro Nominal	2" ϕ	2" ϕ	2" ϕ	2" ϕ	2 ½" ϕ	3" ϕ
Número de Granos	5	2	3	4	5	5
Diámetro Garganta tobera	12.7 mm. ϕ	10 mm. ϕ	12 mm. ϕ	16 mm. ϕ	18 mm. ϕ	19.25 mm. ϕ
Número Aletas	3	3	3	3	3	3
Iniciador	S/I	S/I	C/I	C/I	C/I	C/I
Tobera (C/R , S/R)	C/R	C/R	C/R	C/R2	C/R	C/R
Tapón (C/R , S/R)	C/R	S/R	C/R	C/R	C/R	C/R
Tipo de Rampa	varilla	varilla	riel	riel	riel	riel
Tipo de morro	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva	Ojiva
Tipo de Fuselaje	enterizo	enterizo	En 2 partes	En 2 partes	En 2 partes	En 2 partes
Sist. Recuperación	S/P	S/P	C/P	C/P	C/P	C/P
Tipo de Disparo	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico	eléctrico
Ángulo de Disparo	75°	75°	75°	75°	75°	75°
Alcances a 45° (Km.)	5	6	8	10	12	15
Costo Aprox. (\$)	150	190	230	260	300	380
Tipo de tubo	ASTM A-192	SCHEDULE 40	SCHEDULE 40	SCHEDULE 40	ASTM A-192	ASTM A-192
Presión en C.C en BAR	51	50	55	60	62.5	60

Fuente: Elaboración propia

También se incluye un programa de simulación de vuelo de los cohetes de propelente sólido. Programa que se puede “correr” introduciendo datos tales como masa inicial, masa del propelente, ángulo de lanzamiento, vuelo con fricción, vuelo sin fricción, etc. Después de analizar estos resultados de la investigación, queda abierta la posibilidad de diseñar, fabricar y experimentar con motores cohete de propulsión sólida, líquida, de mayores dimensiones, más alcance, y mayores cargas útiles y en general de mayores prestaciones.

5.1.2. Sobre el prototipo del motor cohete de propelente solido de 4 pulgadas de

Diámetro nominal.

Como se indicó anteriormente; la mejor combinación para un propelente sólido actual es uno compuesto básicamente de perclorato de amonio como oxidante y un poliéster o poli vinílico como combustible, más pequeñas cantidades de aditivos balísticos básicamente aluminio y berilio, a fin de incrementar el empuje y el impulso específico; pero lamentablemente el perclorato de amonio no se produce en el país y su importación está restringida y requiere permisos especiales. Por lo que para este proyecto de investigación se tuvo que recurrir a propelente y aditivos fáciles de conseguir en el mercado interno.

Se probó básicamente con una combinación de propulsores compuestos a base de nitrato de potasio (KN 65%) con sorbitol (35%); nitrato de potasio (KN 65%), con dextrosa (DEX 35%); nitrato de potasio (KN 65%) con sacarosa; fundidos en baño maría y formando una molécula que es una mezcla de parte oxidante y parte combustible. Se probó con los tres tipos de propulsores, pero resulta que con esa composición y con esa forma de fabricación, el grano resulta muy higroscópico y frágil y no se puede guardar a la intemperie por mucho tiempo, además proporciona un impulso específico relativamente bajo. Se tuvo que hacer muchas pruebas estáticas y pruebas de lanzamiento. Al final después de muchos ensayos, se tuvo que modificar la composición del

propelente quedándonos finalmente con la siguiente composición: nitrato de potasio (KN 64%), dextrosa (DEX 34%), más 2% de aditivos balísticos (1% de polvo de aluminio más 1% de polvo de magnesio); fundidos con fuego directo en un recipiente utilizando una cocina a gas de uso doméstico. Con esta modificación el grano fundido en caliente, adquirió mayor consistencia, homogeneidad, mayor densidad y, de hecho, se obtuvo mayor impulso específico, y no tiene poros como cuando usamos el procedimiento de fundición en baño maría. Para la balística interna del propelente se utilizó la configuración “bates” (Balistic test); que consiste en varios segmentos o granos Propulsantes inhibidos por sus superficies externas y con un agujero cilíndrico central, se usa esta configuración para obtener un perfil de (Kn) casi neutral. Se probó con muchos tipos de inhibidores, papel común, cartón, papel de aluminio, papel de lija, etc. Quedándonos finalmente con un inhibidor de PVC*, con un mínimo de espesor de 2.5 milímetros, no es recomendable utilizar un tubo de PVC de menor espesor, porque se corre el riesgo de que con el calor se deforme demasiado y pueda “soplar” por la tobera u obstruir la tobera generando un reventón del cohete en pleno vuelo.

En cuanto al fuselaje y cámara de combustión del motor, se utiliza para este proyecto de investigación el tubo de acero sin costura para calderas de 4 pulgadas de diámetro nominal tipo ASTM A-192; que tiene ventajas en cuanto a resistencia y peso comparado con el tubo de acero sin costura para agua tipo ASTM A-53 Grado B, ASTM A-106, API 5L. (SCHEDULE 40); que también se utiliza en algunos modelos de cohetes.

El encendido es eléctrico, con una batería y un cable ubicado a 200 metros de la rampa de lanzamiento. Se probó con dos modalidades: el primero utilizando un “grano iniciador” es decir al momento de fundir el grano y antes de que se solidifique se introduce un alambre de NICRON, que al momento del lanzamiento se pone al rojo vivo encendiendo los granos y generando una

gran cantidad de gases; éste “grano iniciador” se ubica en contacto con el tapón superior, es decir, la combustión se realiza de arriba hacia abajo ; el segundo método es utilizando un iniciador pirotécnico a base de pólvora negra con aditivos (polvo de aluminio más polvo de magnesio), que se encienden también con la ayuda de un alambre de NICRON incrustado en el iniciador; en ambos casos se “obtura” la tobera con un tapón de plástico para evitar la “pérdida de gases” antes de que el cohete pueda alcanzar el empuje necesario para abandonar su rampa de lanzamiento.

Si no usamos iniciador el cohete se demora algunas fracciones de segundo más en alcanzar el empuje necesario para abandonar la rampa de lanzamiento. Desde el 1 de octubre de 2004 hasta enero del 2020, ya llevamos más de 350 lanzamientos exitosos, habiendo acumulado una gran experiencia sobre el tema y afinado cálculos en base al método de ensayo-error. Si bien el cálculo se realizó para un cohete de 4 pulgadas de diámetro, también diseñamos, fabricamos y experimentamos con cohetes de 2 pulgadas de diámetro, 2 ½ pulgadas, 3 pulgadas de diámetro, 3 ½ de diámetro y 4 pulgadas de diámetro, como puede verse en la tabla No.19.

Tabla 20*Características técnicas de los tubos inhibidores de PVC.*

Diámetro nominal del cohete	Dimensiones del tubo de acero sin costura (ASTM A-192)			Dimensiones del tubo inhibidor de PVC			Separador	
	De	di	e	De	e	L	l	(long.
	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	(mm)	mm)	mm)
2" Φ	60.325	52.501	3.912	51.5	2.5 - 3	77.25- 103	2 - 3	
2.5" Φ	73.025	62.713	5.156	61.7	2.5 - 3	92.55- 123.4	2 - 3	
3" Φ	88.9	77.928	5.486	76.9	3 - 4	115.3- 153.8	3 - 5	
3.5" Φ	101.2	89.72	5.74	88.2	3 - 4	132.3- 176.4	3 - 5	
4" Φ	114.3	102.26	6.020	100.7	3 - 4	151- 201.4	5 - 8	
5" Φ	141.3	128.194	6.553	126.6	3.5 - 5	189.9- 253.2	5 - 8	
6" Φ	168.275	154.051	7.112	152.5	3.5 - 5	228.75- 305	5 - 8	
8" Φ	219.075	202.717	8.179	200.7	5 - 6.35	301- 401.4	8 - 10	

10" Φ	273.05	254.508	9.271	252.5	5 – 6.35	378.75- 505	8 - 10
12" Φ	323.85	304.8	9.525	302.8	5 – 6.35	454 - 605.6	8 - 10

Fuente: Patente de invención por el autor ante INDECOPI. (Denominación: “Dispositivo inhibidor y separador para fuselaje de motores cohete de propulsor sólido”, clasificación F42B 10/30, F02K 9/34, Título No.0652, Inventor: Gustavo Ordoñez Cárdenas.

Mediante pruebas estáticas determinamos que la presión admisible en los tubos de acero sin costura, tipo ASTM A-53 Grado B, ASTM A-106, API 5L. (SCHEDULE 40) y ASTM A-192(tubos para calderas) y a una temperatura máxima en la cámara de combustión de 1350 grados centígrados y por un tiempo que no sobrepase los 30 segundos, la presión admisible es de 90 bares; pero para tener un factor de seguridad de alrededor de 1.5, todos los cohetes diseñados, utilizando dicho tipo de tubos, utilizan una presión en la cámara de combustión de alrededor de 60 bares. Con ésta presión se garantiza una alta velocidad de salida de los gases por la tobera, haciendo que las aletas direccionales sean muy eficaces desde un primer momento; además al hacer un diseño lo hacemos de tal forma que el empuje del cohete sea de 25 a 30 veces más que el peso del cohete con todo su combustible cargado en su rampa de lanzamiento.

5.1.3. Sobre el compuesto químico utilizado para la producción de lluvias artificiales.

Después de investigar los diferentes tipos de ensayos que se hizo y se siguen haciendo alrededor del mundo con la finalidad de producir lluvias artificiales, por ejemplo con compuestos tales como sal común de cocina se consiguieron resultados positivos, pero se requieren sembrar las nubes con cantidades considerables (varios kilogramos), que solo es posible transportarlos mediante aviones, estos ensayos se hace por ejemplo en China, la India, Mongolia o en algunos

países del África. También se inyecta en las nubes otro compuesto conocido el hielo seco (CO_2), pero también para tener éxito se necesitan cantidades considerables, estos ensayos también se realizaron además de los países nombrados anteriormente, en Australia, Rusia, Sudáfrica, Cuba, Argentina Chile, Bolivia, etc. En otros países además de los nombrados anteriormente como por ejemplo en USA se probó **con yoduro de plata** obteniendo mejores resultados, además que para dar inicio a las lluvias artificiales se requieren pequeñas cantidades por ejemplo de **(250 A 300 gramos)**, que se adaptan perfectamente a la capacidad de carga útil de nuestros cohetes de combustible sólido de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal. Por lo tanto este es el compuesto seleccionado para producir lluvias artificiales mediante cohetes. Además la mayor parte de las nubes se encuentran entre los 2 y 5 Km sobre la superficie terrestre, que justamente están en el rango de operación de nuestros cohetes como se puede ver en la siguiente tabla No.21 y en el plano No.P-10.

Tabla 21

Características técnicas de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal.

TIPO DE COHETE	ALTURA (m)	CARGA UTIL MAXIMA (Kg).	NUMERO DE GRANOS.
	500	1.5	2
	1000	1.5	3
Cohete de 3	1500	1.5	3
Pulgadas de	2000	1.5	3
Diámetro nominal	2500	1.5	4
“Shushupe I-B”	3000	1.5	4
	3500	1.5	5
	4000	1.5	5
	2000	2.5	2
	2500	2.5	2
Cohete de 4	3000	2.5	3
Pulgadas de	3500	2.5	3
Diámetro nominal	4000	2.5	3
“Gergon I-B”	4500	2.5	4
	5000	2.5	4
	5500	2.5	4

Fuente: Elaboración propia.

5.1.4. Sobre los costos de los motores cohete de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal de Propelente solidos fabricados en el país.

Los cohetes diseñados y fabricados en el Perú, de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal con sus respectivos alcances son únicos, no existe ninguna institución en el país, ni civil ni militar que fabrique cohetes similares. Los cohetes que compra el Perú para sus fuerzas armadas son cohetes militares, como por ejemplo los cohetes antitanques, el cohete ruso RPG-7, el español Alcotán 100, o el Alemán Panzerfaust 3, ninguno de ellos alcanzaría la altura adecuada para inyectar yoduro de plata en las nubes, además estos cohetes tienen una carga útil explosiva y nadie nos cedería alguno de estos cohetes para producir lluvias artificiales, así que esta opción está descartada.

La otra opción para producir lluvias artificiales sería mediante una avioneta o un avión de carga más grande (como hacen en todo el mundo), pero los costos por hora de vuelo son más caros, por lo tanto, nuestra propuesta para producir lluvias artificiales mediante cohetes nacionales es la más conveniente técnica y económicamente. En la siguiente tabla se muestran los costos de los cohetes de 3 y 4 pulgadas de diámetro nominal fabricados en el país. El costo total del cohete de propulsor sólido de 3 pulgadas de diámetro asciende a 324 Dólares USA, el costo total del cohete de 4 pulgadas de diámetro nominal para producir lluvias artificiales será de 424 \$ dólares USA. A estos cohetes, se le puede hacer algunas modificaciones, para convertirlo en un cohete antitanque, agregándole una cabeza de guerra, con doble carga hueca en Tándem, en cuyo caso los costos se elevarían así, el de 3 pulgadas costaría 616 \$ dólares USA, el de 4 pulgadas costaría 810 \$ dólares USA. También a estos cohetes se les puede agregar un sistema de guía (guiado por cable, Laser o infrarrojo), y un dispositivo de lanzamiento (Trípode, telemetro Laser, dispositivo de puntería, etc.), estimando su costo en, el de 3 pulgadas costaría 4916 \$ dólares USA, con un alcance

de 4000 metros, el de 4 pulgadas costaría 6465 \$ dólares USA, con un alcance de 5500 metros con lo que se convertirían en misiles antitanque portátiles a un costo bastante bajo comparado con los cohetes y misiles antitanque importados.

Tabla 22

Costo de los cohetes nacionales comparados con otros vehículos aéreos para producir lluvias artificiales

Tipo de cohete o vehículo	Altura (m)	Alcance (m)	Costo como cohete para producir lluvias	Costo como cohete antitanque (\$ USA)	Costo como misil antitanque (\$ USA)
3"Φ	4000	8000	324 \$	616	4916
4"Φ	5500	11000	424 \$	810	6465
RPG-7 (ruso)	250	500	-	5000	-
Alcotán 100 (español)	300	600	-	25287	-
Panzerfaust-3 (Alemania)	300	600	-	11756	-
Avioneta	7000	800 Km	490 \$	-	-
Hora/vuelo					
Avión de carga	10000	1600 Km	850 \$	-	-
Hora/vuelo					

Fuente: Elaboración propia.

5.1.5. Sobre los costos de cohetes de propelentes sólidos diseñados y construidos en el país comparado con otros similares importados y adquiridos por el Gobierno del Perú.

En la tabla No.7 se indica la comparación de costos de los cohetes de propelentes sólidos diseñados y fabricados en el país en su versión antitanque, con otros cohetes y misiles similares importados adquiridos para nuestras Fuerzas Armadas.

Si comparamos el costo del cohete antitanque nacional de 3 pulgadas de diámetro y 6 Kilómetros de alcance, que tiene un costo de 616 \$ dólares USA, con el cohete antitanque de origen alemán “Panserfaust-3”, de similares características y que tiene un costo unitario de 11,756 \$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 11,140 \$ dólares USA, a favor del modelo alemán, con el costo de un “Panserfaust-3” se podría obtener 19 cohetes antitanque de Fabricación nacional “Shushupe I-B”.

De igual manera si comparamos al cohete antitanque Nacional de 3 pulgadas de diámetro y 6 Kilómetros de alcance, que tiene un costo de 616 \$ dólares USA, con el cohete antitanque de origen Español “Alcotan-100”, también de similares características, y que tiene un costo unitario de 25,287 \$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 24,671 \$ dólares USA a favor del diseño Español, con el costo de un “Alcotan-100”, se podría fabricar 41 cohetes de diseño nacional “Shushupe I-B”. Si comparamos el costo del cohete antitanque nacional de 4 pulgadas de diámetro y 6 Kilómetros de alcance, que tiene un costo de 810 \$ dólares USA, con el cohete antitanque de origen alemán “Panserfaust-3”, de similares características y que tiene un costo unitario de 11,756 \$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 10,946 \$ dólares USA, a favor del modelo alemán, con el costo de un “Panserfaust-3” se podría obtener 14 cohetes antitanque de Fabricación nacional “Gergon I-B”.

Si comparamos el costo del cohete antitanque nacional de 4 pulgadas de diámetro y 6 Kilómetros de alcance, que tiene un costo de 810 \$ dólares USA, con el cohete antitanque de origen Español “Alcotan-100”, también de similares características, y que tiene un costo unitario de 25,287 \$ dólares USA, lo que significa una diferencia de precios de 24,477 \$ dólares USA a favor del diseño Español, con el costo de un “Alcotan-100”, se podría fabricar 31 cohetes de diseño nacional “Gergon I-B”.

Si comparamos el costo de un misil antitanque de concepción, diseño y fabricación nacional “Shushupe I-B”, de 3 pulgadas de diámetro nominal y 5 Kilómetros de alcance, de doble carga hueca en tándem y con una capacidad de penetración de 700 mm de blindaje después de superar el blindaje reactivo (ERA), que tendría un costo de 4,916 \$ dólares USA, con el costo de un misil antitanque ruso “Kornet-E”, de similares características, que tiene un costo unitario de 87,500 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento), lo que significa una diferencia de precios de 82,584 \$ dólares USA a favor del misil ruso, con lo que cuesta un misil ruso “Kornet-E”, se podría fabricar 18 misiles antitanque “Shushupe I-B”, de Concepción y diseño nacional. Del mismo modo si comparamos el misil antitanque de concepción, diseño y fabricación nacional “Shushupe I-B”, de 3 pulgadas de diámetro nominal y 5 Kilómetros de alcance, de doble carga hueca en tándem y con una capacidad de penetración de 700 mm de blindaje después de superar el blindaje reactivo (ERA), que tendría un costo de 4,916 \$ dólares USA, con el costo de un misil antitanque de origen israelí “Spike LR”, de similares características técnicas y adquiridos por el gobierno peruano a un precio unitario de 196,721 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento), lo que significa una diferencia de precios de 191,805 \$ dólares USA a favor del modelo israelí ,y con lo

que cuesta un misil antitanque israelí “Spike LR”, se podría obtener 40 misiles de fabricación nacional “Shushupe-IB”.

Si comparamos el costo del misil antitanque de concepción, diseño y fabricación nacional “Gergon I-B”, de 4 pulgadas de diámetro nominal y 5 Kilómetros de alcance, de doble carga hueca en tándem y con una capacidad de penetración de 700 mm de blindaje después de superar el blindaje reactivo (ERA), que tendría un costo de 6,465 \$ dólares USA, con el costo de un misil antitanque de origen israelí “Spike LR”, de similares características técnicas y adquiridos por el gobierno peruano a un precio unitario de 196,721 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento), lo que significa una diferencia de precios de 190,256 \$ dólares USA a favor del modelo israelí ,y con lo que cuesta un misil antitanque israelí “Spike LR”, se podría obtener 30 misiles de fabricación nacional “Gergon I-B”.

Si comparamos el costo del misil antitanque de concepción, diseño y fabricación nacional “Gergon I-B”, de 4 pulgadas de diámetro nominal y 5 Kilómetros de alcance, de doble carga hueca en tándem y con una capacidad de penetración de 700 mm de blindaje después de superar el blindaje reactivo (ERA), que tendría un costo de 6,465 \$ dólares USA, con el costo de un misil antitanque ruso “Kornet-E” , de similares características, que tiene un costo unitario de 87,500 \$ dólares USA (sin incluir el costo del trípode y dispositivos adicionales de lanzamiento),lo que significa una diferencia de precios de 81,035 \$ dólares USA a favor del misil ruso, con lo que cuesta un misil ruso “Kornet-E”, se podría fabricar 13 misiles antitanque “Gergon I-B”, de Concepción y diseño nacional. Todo lo dicho anteriormente se puede reflejar en la Tabla No.7, por lo que se concluye que resulta a todas luces más ventajoso económica y estratégicamente, diseñar y fabricar cohetes de concepción y diseño nacional, de distintos tipos de propelentes y para diferentes usos según las necesidades

Tabla 23

Comparación de Costos de los cohetes de propulsor sólido diseñados y fabricados en el Perú en su versión antitanque, con otros cohetes similares importados.

Costo del cohete de propulsante solido diseñado y fabricado en el Perú, en su versión antitanque.	Costo del Cohete o Misil Antitanque Importado.	Diferencia de Precios del Importado con el Nacional.	Número De Cohetes nacionales que se podrían fabricar con el Costo de uno Importado.
a.-Cohete Antitanque de Propulsor Sólido Nacional: Nombre = “Shushupe I-B” Diámetro Nominal = 3"Ø Longitud = 1360 mm Peso Total = 14 kg Alcance = Desde 20 m hasta 6 km (Tiro Directo) Cabeza de guerra = Doble Carga Hueca en Tandem Penetración = 700 mm después	a.-Cohete Antitanque “PANZERFAUST – 3” Origen = Alemania Fabricante = Dynamit Nobel AG Peso Total = 13,3 kg Longitud = 950 mm Diámetros: Cohete = 60 mm Ø Cabeza de Guerra=110 mm Ø Alcance = 20m a 600 m Penetración = 700 mm después	a.- Respecto al cohete de 3” Φ 11,140 \$. a ‘.- Respecto al cohete de 4” Φ 10,946 \$.	a.- Respecto al cohete de 3” Φ 19 cohetes. a ‘.- Respecto al cohete de 4” Φ 14 Cohetes
		b.- Respecto al cohete de	

Del blindaje reactivo (ERA).	Del blindaje reactivo (ERA).	3" Φ	
Costo = 616 \$ (USA).	Costo Unitario =	24,671 \$	
	11,756 \$		
a ‘.-Cohete Antitanque de		b ‘.- Respecto al	
Propulsor Sólido Nacional:	b.- Cohete Antitanque	cohete de	b.- Respecto al
Nombre = “Gergon I-B”	“ALCOTAN_100”	4" Φ	cohete de
Diámetro Nominal = 4" \emptyset	Origen = España	24,477 \$.	3" Φ
Longitud = 1816 mm	Fabricante = Instalaza		41
Peso Total = 31 kg	Peso Total = 14 kg		
Alcance = Desde 20 m hasta	Longitud = 1150Diámetro		b ‘.- Respecto al
6 km (Tiro Directo)	= 100 mm \emptyset		cohete de
Cabeza de guerra =Doble	Alcance = 30m a 600 m		4" Φ
Carga Hueca en Tándem	Penetración = 700 mm		31 cohetes.
Penetración = 700 mm después	después		
después	Del blindaje reactivo (ERA).		
Del blindaje reactivo (ERA).	Costo Unitario		
Costo = 810 \$ (USA)	= 25,287 \$		

Fuente: Elaboración propia

Tabla 24

Comparación de Costos de los misiles de propulsor sólido diseñados y fabricados en el Perú en su versión antitanque, con otros misiles antitanque similares importados.

Costo del misil de propulsante sólido diseñado y fabricado en el Perú, en su versión antitanque.	Costo del Misil Antitanque Importado	Diferencia de Precios del Importado con el Nacional	Número de Misiles nacionales que se podrían fabricar con el Costo de uno Importado
b.- Misil Antitanque de Propulsor Sólido Nacional: Nombre = "Shushupe I-B" Diámetro Nominal = 3"Ø Longitud = 1360 mm Peso Total = 14 kg Alcance = Desde 50 m hasta 5 km Cabeza de Guerra = Doble Carga Hueca en Tándem. Sistema de guía: guiado por cable, infrarrojo o Laser. Penetración = 700 mm después	c.- Misil "KORNET-E": Origen = Rusia Fabricante = KBP Instrument Design Bureau (Tula-Rusia) Longitud = 1200 mm Diámetro = 152 mm Peso Total = 29 kg Alcance = 100 m a 5500 m Sistema de Guía = Láser (SACLOS) Cabeza de Guerra = 7 kg HEAT, 10 kg TNT, doble Carga Hueca en Tándem.	c.- Respecto al misil de 3" Φ. 82,584 \$ c '- Respecto al misil de 4" Φ. 81,035 \$	c.- Respecto al misil de 3" Φ. 18 Misiles c '- Respecto al misil de 4" Φ. 13 misiles

Del blindaje reactivo (ERA).	Penetración = 700 mm		
Costo = 4916 \$. USA.	después		
	Del blindaje reactivo (ERA).		
b ‘.-Misil Antitanque de	Costo Unitario = 87,500 \$		
Propulsor Sólido Nacional:		d.- Respecto al	d.- Respecto al
Nombre = “Gergon-IB”	d.- Misil “SPIKE LR”:	misil de	misil de
Diámetro Nominal = 4"Ø	Origen = Israel	3" Φ.	3" Φ.
Longitud = 1816 mm	Fabricante=Rafael Advanced	191,805 \$	40 misiles.
Peso Total = 31 kg	Defense Systems.		
Alcance =Desde 50 m	Longitud = 1670 mm	d ‘.- Respecto al	d ‘.- Respecto al
hasta 5 km	Diámetro = 170 mm	misil de	misil de
Cabeza de Guerra = Doble	Peso Total = 13,8 kg	4" Φ.	4" Φ.
Carga Hueca en Tándem.	Alcance = 200m a 4000 m	190,256 \$	30 Misiles.
Sistema de guía: guiado por	Sistema de Guía = Infrarrojo,		
cable, infrarrojo o Láser.	Electroóptico		
Penetración = 700 mm después	Cabeza de Guerra = Doble		
Del blindaje reactivo (ERA).	Carga Hueca en Tandem		
Costo = 6465 \$. USA.	Penetración = 700 mm		
	después		
	Del blindaje reactivo (ERA).		
	Costo Unitario = 196,721 \$		

VI. CONCLUSIONES

- 6.1. La Tecnología utilizada en todos los procesos es totalmente nacional, con insumos y materiales netamente nacionales.
- 6.2. El problema planteado de diseñar y fabricar el prototipo de cohete, con la finalidad de producir lluvias artificiales se cumplió a cabalidad; ya que se diseñaron dos tipos de cohetes, uno de 3 pulgadas de diámetro nominal y otro de 4 pulgadas de diámetro nominal, ambos de propulente sólido.
- 6.3. Colocando el instrumental necesario en cualquiera de los Prototipos, se tiene un vehículo adecuado para estudiar las capas superiores de la atmósfera.
- 6.4. Con los motores cohete de propulsor sólido, diseñados y colocando una pequeña carga útil de yoduro de Plata (de 250 a 300 gramos), se puede “Bombardear” cierto tipo de nubes precipitando “Lluvias Artificiales”, evitando así la caída de granizo y la falta de lluvias en algunas regiones del país, mejorando sustancialmente la productividad en los ecosistemas agroindustriales del País.
- 6.5. Cualquiera de los prototipos diseñados será apto, colocando el instrumental adecuado, para tomar muestras de la contaminación ambiental a grandes alturas.
- 6.6. Se obtuvo dos motores cohete básicos, para su utilización con fines militares; para corto y mediano alcance (Antitanque y Saturación); los más apropiados son los cohetes de Propulsor Sólido; como los diseñados y fabricados en esta investigación.
- 6.7. Se optimizó el Diseño y Fabricación de los cohetes utilizando materiales netamente Nacionales, existentes en el mercado, como son tubos de acero sin costura ASTM A-192,

tochos de aluminio fundido, aletas de planchas de aluminio, etc. sin tener que importar ningún material especial que encarecería el costo de fabricación.

- 6.8. Se innovó y mejoró la composición y procedimientos de fabricación del Propulsante sólido; que normalmente se fabricaba fundiéndolo en Baño María y con una composición de 65% (Kn) y 35% (Dex.); a un proceso fundiéndolo con llama directa y con una composición de 64% (Kn), 34% (Dex.) y 2% de Aditivos Balísticos (1% de Polvo de Aluminio y 1% de Polvo de Magnesio), lográndose mayor homogeneidad del grano, más densidad, sin porosidades y obteniendo mayor impulso específico.
- 6.9. Se experimentó con varios tipos de propulsores sólidos, quedándonos finalmente con un propelente a base de Nitrato de Potasio (Kn), (64%), Dextrosa (Dex.) (34%), y aditivos balísticos (2%); con excelentes resultados.
- 6.10. Con los resultados positivos de este Proyecto de Investigación para Tesis de Doctorado se disminuye la dependencia del Extranjero en lo concerniente al diseño y fabricación de motores cohete.
- 6.11. Se sentó las Bases para desarrollar una Tecnología Nacional en el campo de los motores a Reacción sobre todo en los motores cohete.
- 6.12. Se demostró que es factible realizar un Proyecto de Investigación de Alta Tecnología a un costo muy reducido, pero cuyos beneficios son enormes.
- 6.13. Fabricando en grandes cantidades los prototipos diseñados se puede prescindir a futuro de la importación de misiles antitanque y Artillería Reactiva para nuestras Fuerzas Armadas.
- 6.14. Se demostró que queda abierta la posibilidad de desarrollar un cohete de múltiples etapas como Lanzador Satelital, para su utilización en Telecomunicaciones y con fines Estratégicos.

- 6.15. Se podría diseñar y fabricar también un cohete a base de Peróxido de Hidrógeno que es totalmente ecológico y cero contaminaciones, porque como producto de la descomposición libera vapor de Agua y Oxígeno Gaseoso, Oxigenando el medio ambiente circundante, para Producir lluvias artificiales pero su costo es un poco más elevado que el de los de propelentes sólidos.
- 6.16. Para este Proyecto de Investigación se hizo algunos pocos disparos con cohetes inyectando yoduro de plata a las nubes, en el Polígono de Cruz de Huesos del Ejército Peruano (al Sur de Lima, frente a San Bartolo), pero las nubes no eran las adecuadas, así que se obtuvo una llovizna no tan copiosa.

VII. RECOMENDACIONES

- 7.1. En las Universidades Nacionales del Perú, se debe dar prioridad a la creación de Facultades de Ingeniería Aeronáutica e Ingeniería Aeroespacial, para formar personal técnico calificado en estos temas de investigación.
- 7.2. Para obtener Tablas de Dispersión de Tiro con fines militares se deben fabricar en grandes cantidades (por ejemplo 500 por cada tipo de Modelo como mínimo); para dispararlos en la misma dirección y con el mismo ángulo de lanzamiento; y de esta forma obtener el “error circular probable” y elaborar Tablas Balísticas.
- 7.3. Desarrollar un Sistema de Guía que puede ser según las necesidades: guiado por cable radar activo, radar pasivo, inercial, infrarrojo, referencia sobre el Terreno, laser semiactivo, electroóptico, etc. Para convertir estos cohetes de tiro directo en poderosos misiles.
- 7.4. Se debe buscar el financiamiento respectivo para continuar investigando con mayor profundidad (para hacer por lo menos 100 lanzamientos de cohetes) como evitar la caída de Granizo y producir Lluvias Artificiales en las diferentes regiones del país donde se producen épocas de sequía o incendios forestales.
- 7.5. Se debe propugnar la creación de una planta de fabricación de Propelentes: Sólidos, Líquidos e Híbridos.
- 7.6. Se debe dar mayor importancia a la Investigación en temas de Defensa Nacional, tanto en Universidades como en centros Militares, y para esto debe existir una estrecha colaboración entre civiles y militares a fin de realizar proyectos conjuntos, optimizando costos.
- 7.7. Se debe propugnar por la creación del Ministerio de ciencia, Tecnología e Innovación Tecnológica, a fin de desarrollar este tipo de Proyectos de Investigación.

- 7.8.** En los centros de Investigación tipo (CONIDA) se debe colocar Ingenieros capaces y creativos, y no solamente gente que intenta copiar otros cohetes diseñados y fabricados en otras latitudes como son: el Ruso 5K (Proyecto Terra); el Hispano–Suizo SURA–80, El Ruso BM–21 (Proyecto Terra LM); El Argentino ORION I (Proyecto Paulet).
- 7.9.** Esta Tesis de Doctorado en Ingeniería puede ser tomado como base para desarrollar otras Tesis de Doctorado, haciendo hincapié en cada uno de los temas específicos que puede solucionar este Motor a Reacción de concepción, Diseño y Fabricación totalmente Nacional.
- 7.10.** El Perú está muy bien ubicado para tener una Base de Lanzamientos Satelitales, ya que está ubicado cerca de la línea ecuatorial y tiene mesetas ubicadas sobre los 4000 metros sobre el nivel del mar. La futura Base de Lanzamientos Satelitales podría estar ubicada en los Departamentos de Tumbes, Piura, Amazonas o Cajamarca, en una meseta ubicada sobre los 4000 m.s.n.m. Y con un área de por lo menos 10 kilómetros cuadrados. Esta Base tendría doble ventaja: altura y estar ubicada cerca de la línea ecuatorial, comparada con otras Bases, por ejemplo, la Base de Alcántara (Brasil), que está cerca de la línea ecuatorial pero prácticamente está a nivel del mar. Por lo tanto, se debe solicitar a las Autoridades una Área que tenga estas características.

VIII. REFERENCIAS

Addison – Wesley (1968) *Publishing Company*. (3ra Ed.) Reading Massachusetts

<https://en.wikipedia.org/wiki/Addison-Wesley>

Austin P.M. y R.A. Houze. (1962) Analysis of the structure of precipitation patterns in New England. *Journal of Applied Meteorology*. 11(6). 926-935.

<https://www.jstor.org/stable/26175515>

Braham R.R. (1968) Meteorological bases for precipitation development. *Bull Amer. Meteor. Soc.* 49(4). 343 – 353. <https://www.jstor.org/stable/26252024>

Bejarano (2015) *Sistema de cosecha de agua pluvial y reutilización de aguas grises de regadera en vivienda unifamiliar*. [Tesis de maestría, Universidad Autónoma del Estado de

México].

<http://ri.uaemex.mx/bitstream/handle/20.500.11799/33162/Tesis%20Abad.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Clark, J., Hersch M., Priem, R., (2013) Propellant Vaporization as a Criterion for Rocket-Engine Design; Experimental Performance, Vaporization and Heat-Transfer Rates with Various Propellant Combinations. *Work of the US Gov. Public Use Permitted*. 1(6).

<https://ntrs.nasa.gov/citations/19980231063>

Catedra de integración III (1947) Diagrama Temperatura Entalpia para mezclas de H₂O₂ - H₂O.

https://www.frro.utn.edu.ar/repositorio/catedras/quimica/3_anio/integracion3/diagramas_de_entalpia_composicion.pdf

- Carbajal (2015) *Estudio de viabilidad de cosecha de agua de lluvia en Reserva Conchal para su utilización en riego del campo de golf*. [Tesis de titulación, Universidad de Costa Rica]. <http://repositorio.sibdi.ucr.ac.cr:8080/jspui/handle/123456789/3324>
- Chalco Mulluni G. (2016) *Evaluación, análisis y diseño de un sistema de captación de agua de lluvia en viviendas rurales en molino – juli*. [Tesis de titulación, Universidad Nacional del Antiplano]
- Fukuta N. (1969) Experimental Studies on the growth of small ice crystals J. *Atmos. Sci.*26(31). 522 – 531. DOI: [https://doi.org/10.1175/1520-0469\(1969\)026<0522:ESOTGO>2.0.CO;2](https://doi.org/10.1175/1520-0469(1969)026<0522:ESOTGO>2.0.CO;2)
- Fletcher N.H. (1962) The Physics of Rainclouds. *Cambridge University Press*.3(4). 336.
DOI: [10.1002/qj.49708837821](https://doi.org/10.1002/qj.49708837821)
- Ford Bryan (1985) *Armas Secretas Alemanas*. (3ra Ed.). Edit. San Martín.
https://www.iberlibro.com/servlet/BookDetailsPL?bi=31458135528&searchurl=an%3Dbrian%2Bford%26sortby%3D17%26tn%3Darmas%2Bsecretas%2Balemanas%2Bpr%25F3logo%2Bastron%25Elutica&cm_sp=snippet-_-srp1-_-image1
- Guillermo Descalzo (2005) *Cohetes. Modelismo especial*. (2da Ed.). Editorial Dunken.
<https://www.skytec.com.ar/productos-2/productosbiblio/>
- Journal of the British Interplanetary Society (1955) Communications from Utopia: Sir Arthur C Clarke, Science Fiction and the United States of Earth. 70(12). *Jbis* https://www.bis-space.com/membership/jbis/2017/JBIS-v70-no12-December-2017_fh83da.pdf
- Koelle H. (1961) *Handbook of Astronautical Engineering*. (2da Ed.). Mc Graw Hill.
<https://www.amazon.com/Handbook-Astronautical-Engineering-Hermann-editor/dp/B0000EFZCO>

- Lapa Pocomucha A. (2018) *Análisis del comportamiento temporal de la precipitación durante la estación de verano en la provincia de Candarave, departamento de Tacna periodo (1965 – 2010)*. [Tesis de titulación, Universidad Nacional Agraria la Molina].
<http://repositorio.lamolina.edu.pe/bitstream/handle/20.500.12996/3251/lapa-pocomucha-amanda-yolanda.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- Lester Lichty (1990) *Procesos de los Motores de Combustión*. (2da Ed.) Editorial del Castillo.
<https://www.abebooks.com/Procesos-motores-combusti%C3%B3n-Lichty-Lester-Editorial/30293403938/bd>
- Ley Willy (1968) *Rocket, Missiles and men in Space*. (2da Ed.). Published by New York
<https://www.abebooks.com/Rockets-Missiles-Men-Space-Ley-Willy/31206710825/bd>
- Martínez D. (2014) *Diseño y optimización de un cohete de sondeo*. [Tesis de maestría, Universidad de Sevilla]. <https://biblus.us.es/bibing/proyectos/abreproy/90041/>
- Mishra (2017) *Fundamentals of Rocket Propulsión*. (3ra Ed.) Taylor y Francis Group.
<https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Fundamentals%20of%20Rocket%20Propulsion.pdf>
- Mishra (1969) *Liquid Rocket propellants, fuel and oxidizer of the future*. John Wiley y Sons.
<https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Fundamentals%20of%20Rocket%20Propulsion.pdf>
- Ordoñez Cárdenas G. (2014) *Diseño fabricación y experimentación de un motor a reacción con fines de investigación*. [Tesis de maestría, Universidad Nacional de Ingeniería].
<https://renati.sunedu.gob.pe/handle/sunedu/3262193>

- Ordóñez Cárdenas G. (1980) *Aerodinámica (4 tomos)*. (1ra Ed.). Editorial UTEHA.
<https://es.scribd.com/document/351881156/Aerodinamica-Ordenez-3>
- Ordóñez Cárdenas G. (2009) *Diseño y Fabricación de un Banco de Pruebas para motores Cohete Líquidos de hasta 10 Toneladas de Empuje*. [Informe final, Universidad del Callao].
[file:///C:/Users/USER/Downloads/Ordo%C3%B1ez%20%20C%C3%A1rdenas_IF_2010%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/USER/Downloads/Ordo%C3%B1ez%20%20C%C3%A1rdenas_IF_2010%20(1).pdf)
- Ordóñez Cárdenas G. (2014) *Diseño y fabricación de un cohete híbrido con aceleradores sólidos Auxiliares para alcanzar altitudes extremas con fines de investigación*. [Informe Final de Proyecto de Investigación, Universidad Nacional de Ingeniería].
<https://docplayer.es/69035879-Diseno-fabricacion-y-experimentacion-de-un-motor-a-reaccion-con-fines-de-investigacion.html>
- Ordóñez Cárdenas G. (1995) *Diseño del Prototipo de un cohete de 50 Kilómetros de Alcance*. [Informe Final de Proyecto de Investigación, Universidad Nacional del Callao].
- Ordóñez Cárdenas G. (2000) *Principios de cohetería*. Universidad Nacional del Callao.
- Ordóñez Cárdenas G. (2004) *Diseño del Prototipo de un cohete de combustible líquido, Tierra-Tierra con sistemas antimisiles*. *Universidad Nacional Federico Villarreal*. (1).
- Ordóñez Cárdenas G. (2018) *Sistemas de propulsión*. *Universidad Nacional Mayor de San Marcos*
- Ordóñez Cárdenas G. (2016) *Cálculo de la estabilidad de un cohete*. *Universidad Nacional Mayor de San Marcos*.
- Ordóñez Cárdenas G (2022) *Dispositivo inhibidor y separador para fuselaje de Motores cohete de propulsor Sólido*. *Universidad Nacional Mayor de San Marcos*.
- Ordóñez Cárdenas G (2022) *Avión de superficies deslizantes con Dispositivo sustentador dispuesto en las Alas o en el Fuselaje*. *Universidad Nacional Mayor de San Marcos*

Ortiz y Velandia (2017) *Propuesta para la captación y uso de agua de lluvia en las instalaciones de la Universidad Católica de Colombia a partir de un modelo Físico de recolección de agua*. [Trabajo de grado, Universidad Católica de Colombia].

<https://repository.ucatolica.edu.co/entities/publication/5827cee3-64d6-4859-b6b0-616fd5e04c12>

Pendray G. (1980) Pioneer Rocket Development in the United States. *JSTOR*. 4(4). 384-392.

<https://doi.org/10.2307/3101375>

Philip Hill and Carl Peterson (1965) *Mechanics and Thermodynamics of Propulsión*. (6ta Ed.) Pearson.

<https://soaneemrana.com/onewebmedia/MECHANICS%20AND%20THERMODYNAMICS1.pdf>

Redondo Calle C. (2009) *Motor cohete de combustible líquido*. [Tesis de titulación, Universidad politécnica de Madrid]

https://oa.upm.es/1492/1/PFC_CARLOS_REDONDO_CALLE.pdf

Rogers, R. (2015) *Física de las nubes*. (1ra Ed.) Edit. Reverte.

https://www.reverte.com/libro/fisica-de-las-nubes_91591/

Seifert (1969) *Space Technology*. (3ra Ed.) John Wiley Y Sons. [https://www.amazon.com/-](https://www.amazon.com/-/es/Howard-Editor-Seifert/dp/B0000CKENZ)

[/es/Howard-Editor-Seifert/dp/B0000CKENZ](https://www.amazon.com/-/es/Howard-Editor-Seifert/dp/B0000CKENZ)

Seisdedos C. (2013) *Diseño y construcción de un motor cohete hibrido*. [Tesis de maestría, Universidad Carlos III de Madrid].

file:///C:/Users/USER/Downloads/PFC_Carlos_Seisdedos_Corteguera.pdf

Sheperd D. (1972) *Aerospace Propulsión* (1ra Ed.) American Elsevier publishing Company

- Sutton G. (1986) *Rocket Propulsión Element.* (28va Ed.). Mc Graw Hill. <https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/DESIGN%20SISTEM%20DAYA%20GERAK/Rocket%20Propulsion%20Elements.pdf>
- Warren Francis (1985) *Rocket Propellants.* (23va Ed.) *RPC Publishers.* <https://www.amazon.com/-/es/Francis-Warren/dp/B0000M3TDE>
- Wernher Von Braun and Ordway Frederick. (1969) *History of Rocketry and Space Travel.* (1ra Ed.). Thomas Y. Crowell Company. <https://www.amazon.com/History-Rocketry-Space-Travel-braun/dp/B0000CNN75>
- Wickman J. (2002) *How to make amateur Rocket.* (2da Ed.). CP Technologies. <https://www.amazon.com/-/es/John-H-Wickman/dp/0984180028>
- Zubieta Barragan R. (2017) *Estimación de la concentración de lluvia diaria y eventos Hidrológicos extremos en cuencas andino-amazónicas empleando precipitación basada en satélites.* [Tesis doctoral, Universidad de San Marcos].

IX. Anexos

Anexo A. Funciones de π utilizados para el cálculo de Cohetes.

π	$\frac{\pi}{1-\pi}$	$\ln\left(\frac{\pi}{1-\pi}\right)$	$\left(\frac{1}{\pi}-1\right)\ln(1-\pi)+1$	$\left[\ln\left(\frac{1}{1-\pi}\right)\right]^2$	$1+\frac{1}{\pi}\ln(1-\pi)$
0.10	0.111	0.105	0.052	0.011	-0.054
0.11	0.124	0.117	0.057	0.014	-0.059
0.12	0.136	0.128	0.063	0.016	-0.065
0.13	0.149	0.139	0.068	0.019	-0.071
0.14	0.163	0.151	0.074	0.023	-0.077
0.15	0.176	0.163	0.079	0.026	-0.083
0.16	0.190	0.175	0.085	0.030	-0.090
0.17	0.205	0.186	0.090	0.035	-0.096
0.18	0.220	0.198	0.096	0.039	-0.103
0.19	0.235	0.211	0.102	0.044	-0.109
0.20	0.250	0.223	0.107	0.050	-0.116
0.21	0.226	0.236	0.113	0.056	-0.122
0.22	0.282	0.248	0.119	0.062	-0.129
0.23	0.229	0.261	0.125	0.068	-0.136
0.24	0.316	0.274	0.131	0.075	-0.143
0.25	0.333	0.288	0.137	0.083	-0.151
0.26	0.351	0.301	0.143	0.091	-0.158
0.27	0.370	0.315	0.149	0.099	-0.166
0.28	0.389	0.329	0.155	0.108	-0.173

0.29	0.408	0.342	0.161	0.177	-0.181
0.30	0.429	0.357	0.168	0.127	-0.189
0.31	0.449	0.371	0.174	0.138	-0.197
0.32	0.471	0.386	0.180	0.149	-0.205
0.33	0.493	0.400	0.187	0.160	-0.214
0.34	0.515	0.416	0.193	0.173	-0.222
0.35	0.538	0.431	0.200	0.186	-0.231
0.36	0.562	0.446	0.207	0.199	-0.240
0.37	0.587	0.462	0.213	0.213	-0.249
0.38	0.613	0.478	0.220	0.229	-0.267
0.39	0.639	0.494	0.227	0.244	-0.267
0.40	0.667	0.511	0.234	0.261	-0.277
0.41	0.695	0.528	0.241	0.278	-0.287
0.42	0.724	0.545	0.248	0.297	-0.297
0.43	0.754	0.562	0.255	0.316	-0.307
0.44	0.786	0.580	0.262	0.036	-0.318
0.45	0.818	0.598	0.269	0.357	-0.329
0.46	0.852	0.616	0.277	0.380	-0.340
0.47	0.887	0.635	0.284	0.403	-0.351
0.48	0.923	0.654	0.292	0.428	-0.362
0.49	0.961	0.673	0.299	0.453	-0.374
0.50	1.000	0.693	0.307	0.480	-0.386
0.51	1.041	0.713	0.315	0.509	-0.399

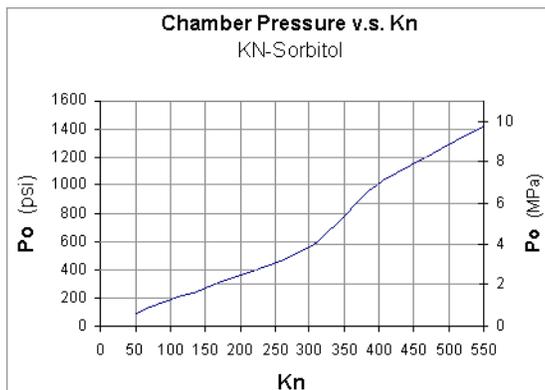
0.52	1.083	0.734	0.322	0.539	-0.411
0.53	1.128	0.755	0.330	0.570	-0.425
0.54	1.174	0.777	0.339	0.603	-0.438
0.55	1.222	0.799	0.347	0.638	-0.452
0.56	1.273	0.821	0.355	0.674	-0.466
0.57	1.326	0.844	0.363	0.712	-0.481
0.58	1.381	0.867	0.372	0.753	-0.496
0.59	1.439	0.892	0.380	0.795	-0.511
0.60	1.500	0.916	0.389	0.840	-0.527
0.61	1.564	0.942	0.398	0.887	-0.544
0.62	1.632	0.968	0.407	0.936	-0.561
0.63	1.703	0.994	0.416	0.989	-0.578
0.64	1.778	1.022	0.425	1.044	-0.596
0.65	1.897	1.050	0.435	1.102	-0.615
0.66	1.211	1.079	0.444	1.164	-0.635
0.67	2.030	1.409	0.454	1.229	-0.655
0.68	2.125	1.139	0.464	1.298	-0.676
0.69	2.226	1.171	0.474	1.372	-0.697
0.70	2.333	1.204	0.484	1.450	-0.720
0.71	2.448	1.238	0.494	1.532	-0.743
0.72	2.571	1.273	0.505	1.620	-0.768
0.73	2.704	1.309	0.516	1.714	-0.794
0.74	2.846	1.347	0.527	1.815	-0.820

0.75	3.000	1.386	0.538	1.922	-0.848
0.76	3.167	1.427	0.549	2.037	-0.878
0.77	3.348	1.470	0.561	2.160	-0.909
0.78	3.545	1.514	0.573	2.293	-0.941
0.79	3.762	1.561	0.585	2.436	-0.975
0.80	4.000	1.609	0.598	2.590	-1.012
0.81	4.263	1.661	0.610	2.758	-1.050
0.82	4.556	1.715	0.624	2.941	-1.091
0.83	4.882	1.772	0.637	3.140	-1.135
0.84	5.250	1.833	0.651	3.358	-1.182
0.85	5.667	1.897	0.665	3.358	-1.182
0.86	6.143	1.966	0.680	3.866	-1.286
0.87	6.692	2.040	0.695	4.162	-1.345
0.88	7.333	2.120	0.711	4.495	-1.409
0.89	8.091	2.207	0.727	4.872	-1.480
0.90	9.000	2.303	0.744	5.302	-1.558
0.91	10.111	2.408	0.762	5.798	-1.646
0.92	11.500	2.526	0.780	6.379	-1.745
0.93	13.286	2.659	0.800	7.072	-1.859
0.94	15.666	2.813	0.820	7.915	-1.993
0.95	19.000	2.996	0.842	8.974	-2.153
0.96	23.999	3.219	0.866	10.361	-2.353
0.97	32.332	3.507	0.892	12.296	-2.615

0.98	48.998	3.912	0.920	15.304	-2.992
0.99	98.991	4.605	0.953	21.207	-3.652

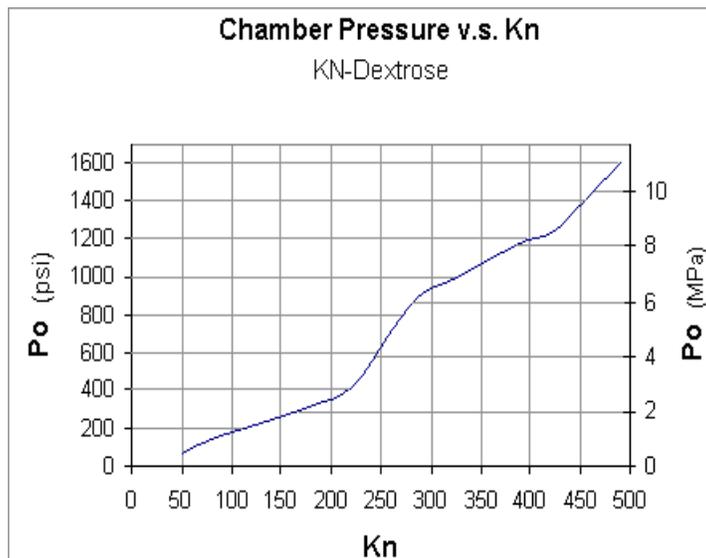
(Fuente: Hillman P.G. and Peterson C.F. Mechanics and Thermodynamics of propulsión. Addison-Wesley Publishing Company Reading, Massachusetts, USA, 1965.)

Anexo B. Carta de diseño para un propulsante KN-SORBITOL



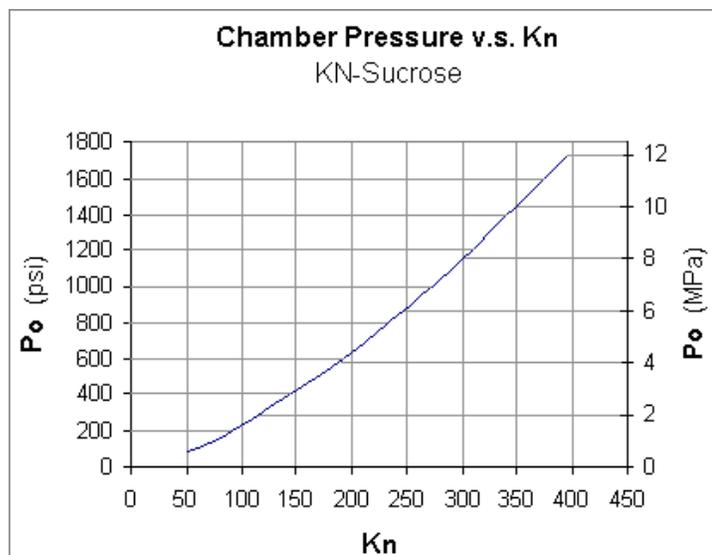
(Fuente: Wickman J.H.How to make amateur rockets.CP Technologies.3745A Studer. Casper,
WY 82604. 2nd.Edition).

Anexo C. Carta de Diseño para un Propulsante KN-DEXTROSA



(Fuente: Wickman J.H.How to make amateur rockets.CP Technologies.3745A Studer. Casper,
WY 82604.2nd.Edition).

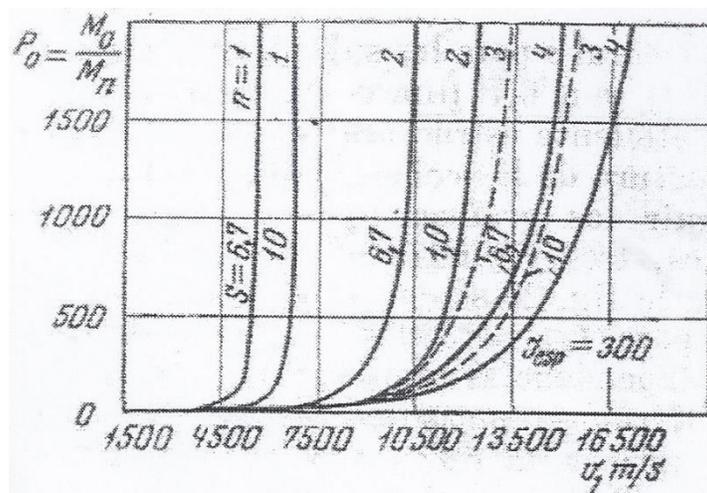
Anexo D. Carta de Diseño para un Propulsante KN-SACAROSA



(Fuente: Wickman J.H. How to make amateur rockets. CP Technologies. 3745A Studer. Casper, WY 82604. 2nd. Edition).

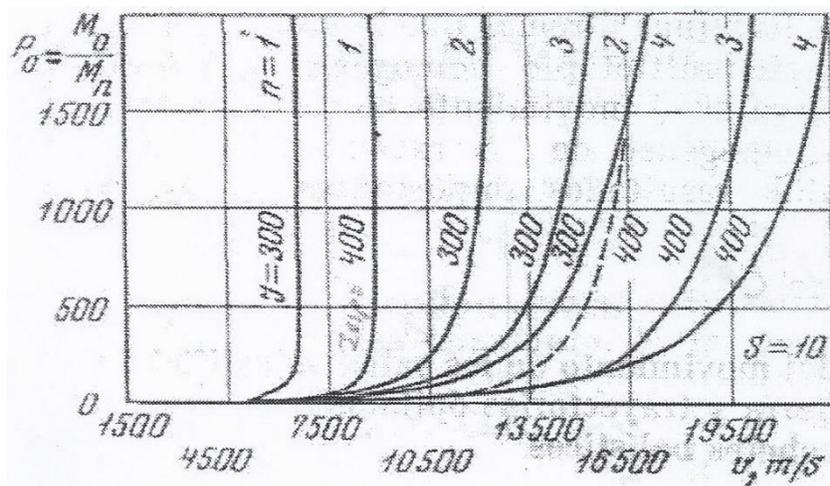
Anexo E. Dependencia de la carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes

De cohetes de varias etapas, si $I_{esp} = 300$ s.



(Fuente: Kosmodemianki A.A.K.E. Tsiolkovski. p.221. Ed. Mir. Moscu. 1976).

Anexo F. Dependencia de la Carga útil adimensional respecto de la velocidad, para Cohetes de Varias Etapas; si $S = 10$



(Fuente: Kosmodemianki A.A.K.E.Tsiolkovski.p.221.Ed.Mir.Moscu.1976).

Anexo G. Propulsores Líquidos para Motores Cohete-Mono propulsores.

Mono propulsores	Poder calorífico (Kcal/kg).(&)	Impulso específico (kg/seg por kg)
Nitro metano (CH_3NO_2)	2775	220
Peróxido de Hidrógeno (H_2O_2) (con catalizador)	-----	100 a 145
Di borano	17000	-----
Nitrato de Hidracina	-----	220
Óxido de Etileno (C_2H_4O)	-----	160 a 180

Anexo H. Propulsores Líquidos para Motores Cohete- Bipropulsores

Combustible	Oxidante	Poder calorífico (Kcal/kg)	Impulso específico (kg/seg por kg)
H_2 (líquido)	O_2 (líquido)	28610	340
Alcohol Metílico	Oxígeno Líquido	5345	210 a 250
Gasolina	Oxígeno Líquido	10000 a 11500	240
Hidrato de Hidracina + Metanol	H_2O_2	-----	180
Anilina	HNO_3 (fumante)	8725	220
Alcohol Metílico	HNO_3 (fumante)	5345	175
Hidracina	HNO_3 (fumante)	-----	305
JP – 3	WFNA	-----	227
Hidracina	Oxígeno Líquido	-----	318

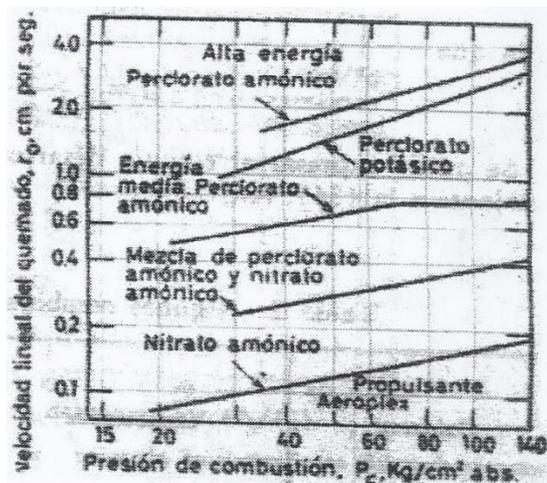
Fuente: Elaboración propia.

Anexo I. Parámetros de la Combustión para Cohetes Líquidos

Par pro-pulsante-Oxidante +Combustible.	Presión En la cámara de combustión Kg/cm ²	Razón del peso del oxidante al peso de combustible	Impulso específico. $I_{esp.} =$ V_e/g	Temperatura absoluta. (°K)	Velocidad eficaz de las partículas expulsadas. (Ve) (m/seg)	Peso específico de la mezcla propulsante.
Oxig. LÍq. + gasolina	21	2.5	242	3020	3280	0.935
Oxig. LÍq. + hidracina	21	0.5	259	2482	2540	1.05
Oxig. LÍq. + keroseno	21	2.2	248	3077	2440	1.01
Oxig. LÍq. + Alcohol metílico al 100%	21	1.25	238	2860	2340	0.895
Flúor LÍq. + hidracina	21	1.9	299	4165	2940	1.31
Ácido Nítrico + Anilina	21	3.0	221	2770	2170	1.37
Ácido Nítrico + Alcohol furfurílico	21	1.9	214	2770	2100	1.37
Oxíg. LÍq. + Hidrógeno Líquido	35	3.5	364	2482	3570	0.26

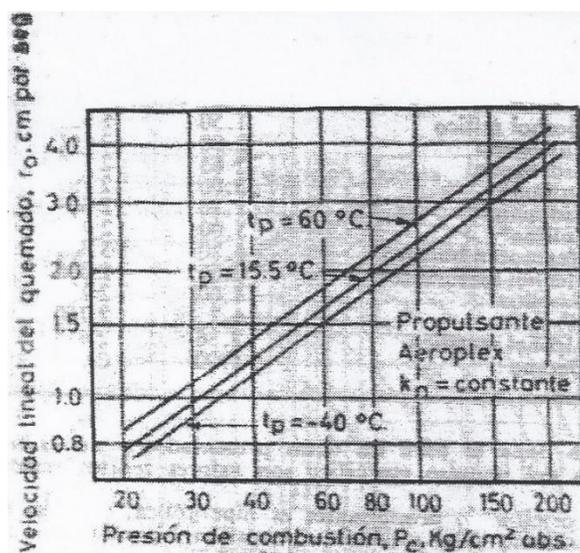
Fuente: Rocket Propulsion Elements. George P. Sutton. 2015.

Anexo J. Características de Velocidad de quemado para varios Propulsantes Heterógenos



(Fuente: Lichty L.C. Procesos de los motores de combustión. Ed. Del Castillo. Madrid. España 1980).

Anexo K. Efecto de la Temperatura del Propulsante



(Fuente: Lichty L.C. Procesos de los motores de combustión. Ed. Del Castillo. Madrid. España 1980).

Anexo M. Perfil para los canales para distintos regímenes de Flujo

TIPO DE FLUJO	FORMA DEL DUCTO	
	TOBERA (aceleración del flujo, caída de la Presión a lo largo del flujo).	DIFUSOR (retardo del flujo, aumento de la Presión a lo largo del flujo).
Flujo subsónico: $M < 1$	Convergente	Divergente
Flujo supersónico: $M > 1$	Divergente	Convergente

Fuente: Elaboración propia

Anexo N. Cohete de Keroseno/Oxígeno Líquido

Relación: Moles de O_2 , Moles de Combustibles	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
20.15	191	3928	179	1131	162
18.60	195	4029	188	1199	162
17.05	200	1438	198	1278	162
15.50	205	4257	209	1368	163
13.95	206	4228	208	1347	161
12.40	205	4164	203	1303	160
10.85	203	4066	195	1231	159

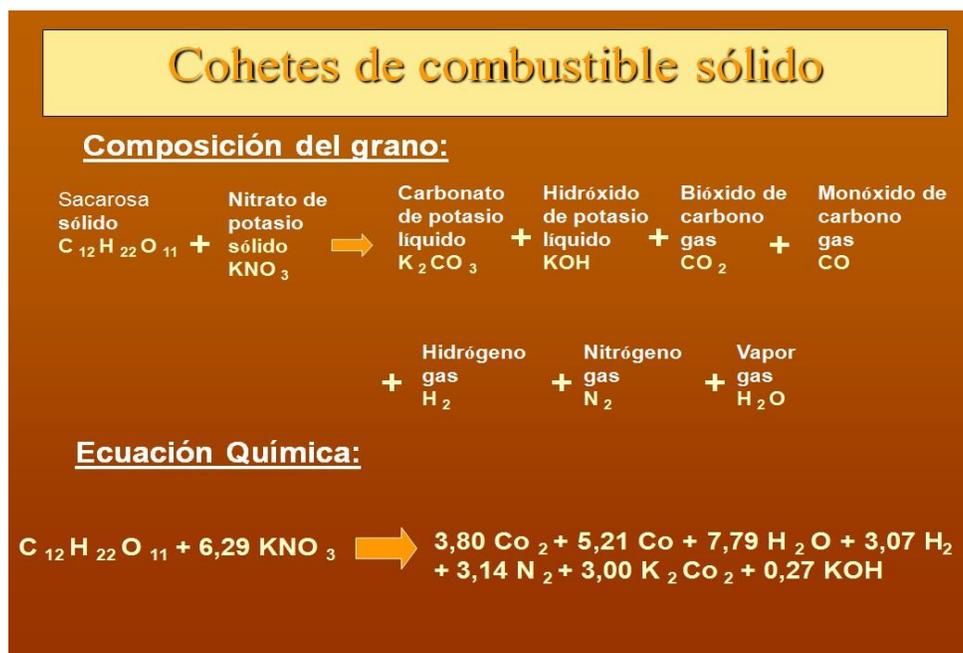
Fuente: A.A. Kosmodemianski-Konstantin Eduardovich Tsiolkovski-Edit.Mir 2008.

Anexo Ñ. Cohete de Hidrógeno Líquido/Oxígeno Líquido

Relación: Moles de O ₂ / Moles de H ₂	Tbo (s)	Vbo (m/s)	Zbo (km)	Z máx. (km)	Empuje (KN)
0.2	297	4905	318	2006	140
0.3	291	4993	322	2090	144
0.4	282	4957	314	2045	146
0.5	274	4887	303	1967	147
0.6	257	4551	263	1642	146
0.7	242	4274	233	1409	146

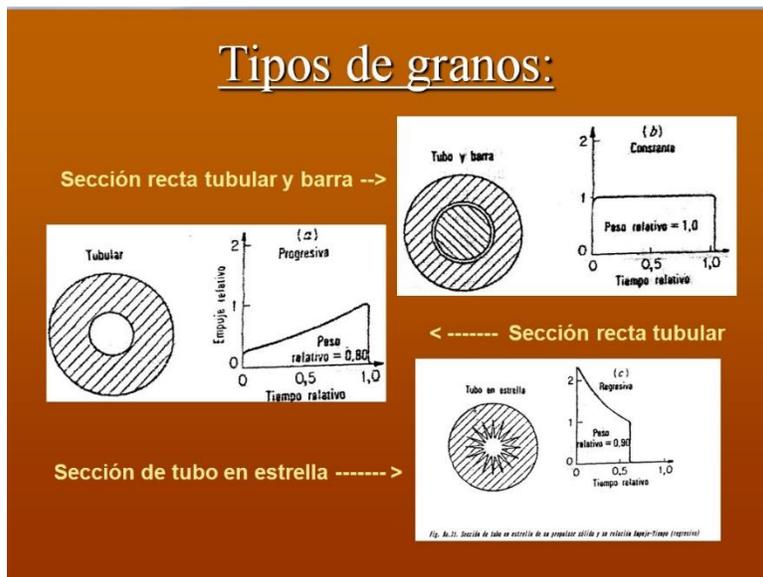
Fuente: Rocket Propulsion Elements. George P. Sutton. 2015.

Anexo O. Ecuación Química del Propelente: KN-SACAROSA



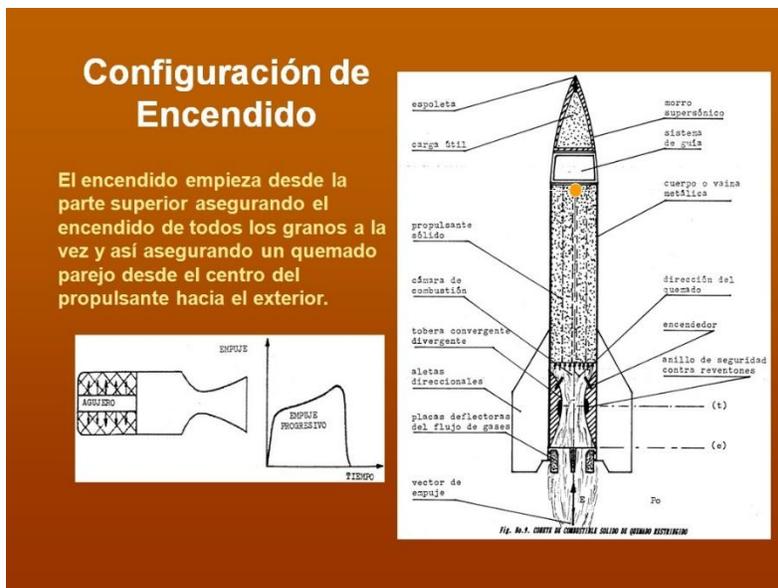
*Fuente: Elaboración propia

Anexo P. Secciones Típicas de Granos Sólidos



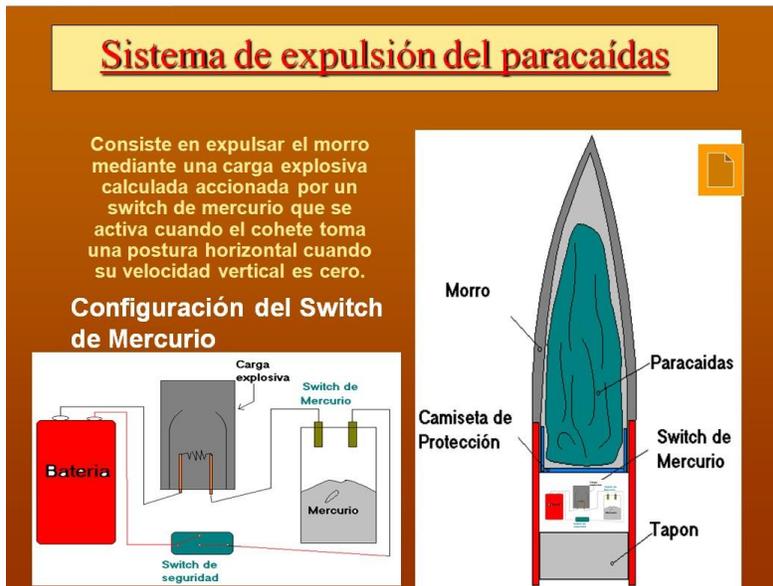
*Fuente: Elaboración propia

Anexo Q. Configuración del Encendido



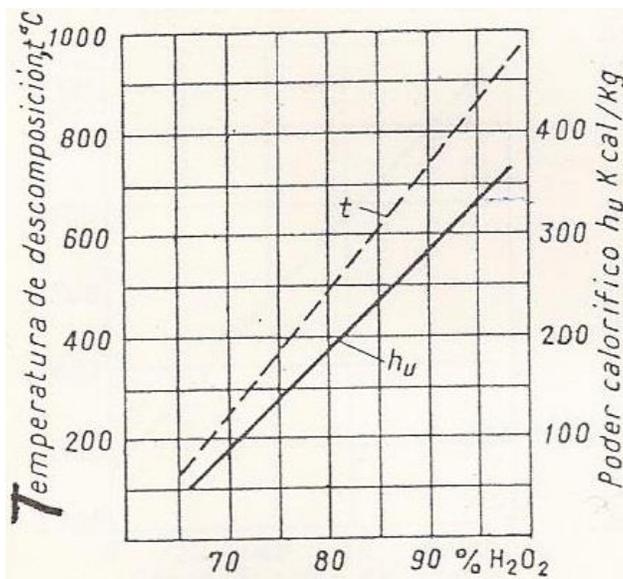
*Fuente: Elaboración propia

Anexo R. Sistema de Expulsión del Paracaídas



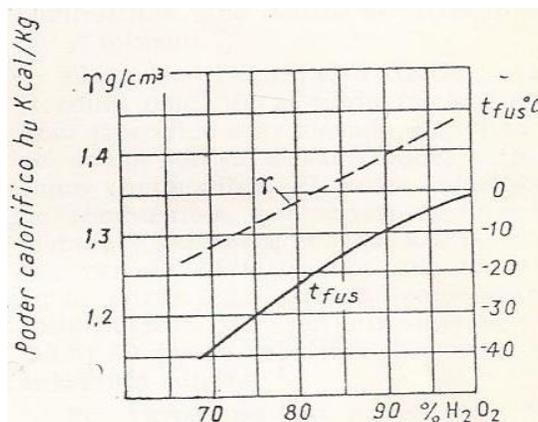
*Fuente: Elaboración propia

Anexo S. Temperatura de Descomposición y Poder Calorífico del peróxido de hidrogeno en función de la concentración.



*Fuente: Procesos de los motores de combustión. Lester Lichty-1980.

Anexo T. Peso Específico y Temperatura de Fusión (solidificación) del peróxido de hidrogeno en función de la concentración



*Fuente: Procesos de los motores de combustión. Lester Lichty-1980

Anexo U. Patente: Bicicleta con mecanismo de Transmisión mejorado –Inventor: Gustavo Ordóñez Cárdenas



Registro de la Propiedad Industrial

Dirección de Invenciones y Nuevas Tecnologías

TITULO N° 0556

La Dirección de Invenciones y Nuevas Tecnologías del Indecopi certifica que por mandato de la Resolución N° 000272-2013/DIN-INDECOPI de fecha 28 de febrero de 2013, ha quedado inscrita en el Registro de Patentes de Modelos de Utilidad, el siguiente modelo:

Denominación : BICICLETA CON MECANISMO DE TRANSMISION MEJORADO

Clasificación : B62M 17/00; B62M 11/00

Solicitud : 000178-2011

Fecha de Presentación : 21 de febrero de 2011

Titular : UNIVERSIDAD NACIONAL MAYOR DE SAN MARCOS

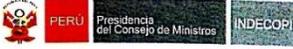
País : Perú

Inventor : GUSTAVO ORDOÑEZ CARDENAS

Vigencia : 21 de febrero de 2021

BRUNO MÉRCOR VALDERRAMA
Director de Invenciones y
Nuevas Tecnologías
INDECOPI

PATENTE: Dispositivo Inhibidor y separador para fuselaje de Motores Cohete de Propulsor Sólido – Inventor: Gustavo Ordóñez Cárdenas



Registro de la Propiedad Industrial
Dirección de Inventiones y Nuevas Tecnologías

TÍTULO N° 0652

La Dirección de Inventiones y Nuevas Tecnologías del Indecopi certifica que por mandato de la Resolución N° 000564-2015/DIN-INDECOPI de fecha 29 de mayo de 2015, ha quedado inscrita en el Registro de Patentes de Modelos de Utilidad, el siguiente modelo:

Denominación : DISPOSITIVO INHIBIDOR Y SEPARADOR PARA FUSELAJE DE MOTORES COHETE DE PROPULSOR SOLIDO

Clasificación : F42B 10/30, F02K 9/34

Solicitud : 002487-2012

Fecha de Presentación : 21 de diciembre de 2012

Titular : UNIVERSIDAD NACIONAL MAYOR DE SAN MARCOS

País : Perú

Inventor : GUSTAVO ORDOÑEZ CARDENAS

Vigencia : 21 de diciembre de 2022



SILVIA SOLÍS IPARRAGUIRRE
Directora de Inventiones y Nuevas Tecnologías
INDECOPI

Anexo V. Patente: Avión de Superficies deslizantes con Dispositivo sustentador dispuesto en las alas o en el Fuselaje – Inventor: Gustavo Ordóñez Cárdenas



Registro de la Propiedad Industrial
Dirección de Inventiones y Nuevas Tecnologías

TÍTULO N° 0773

La Dirección de Inventiones y Nuevas Tecnologías del Indecopi certifica que por mandato de la Resolución N° 000032-2017/DIN-INDECOPI de fecha 30 de enero de 2017, ha quedado inscrita en el Registro de Patentes de Modelos de Utilidad, el siguiente modelo:

Denominación : AVIÓN DE SUPERFICIES DESLIZANTES CON DISPOSITIVO SUSTENTADOR DISPUESTO EN LAS ALAS O EN EL FUSELAJE

Clasificación : B64C 23/08

Solicitud : 002485-2012

Fecha de Presentación : 21 de diciembre de 2012

Titular : UNIVERSIDAD NACIONAL MAYOR DE SAN MARCOS

País : Perú

Inventores : GUSTAVO ORDOÑEZ CARDENAS

Vigencia : 21 de diciembre de 2022



MANUEL CASTRO CALDERÓN
Director de Inventiones y Nuevas Tecnologías
INDECOPI

Anexo X. Matriz de consistencia.

PROBLEMA	OBJETIVOS	HIPOTESIS	VARIABLES
<u>PROBLEMA GENERAL</u>	<u>OBJETIVO GENERAL</u>	<u>HIPOTESIS GENERAL</u>	<u>VARIABLES DE ESTUDIO</u>
¿De qué manera la utilización de los sistemas de ayuda para producir lluvias artificiales y evitar la caída de granizo influye en la optimización de la productividad de los ecosistemas agroindustriales?	Diseñar el prototipo de un cohete para determinar el efecto que produciría un sistema De ayuda para producir lluvias artificiales y evitar la caída de granizo instalado en una rampa móvil para optimizar la productividad de los	Las materias primas y el personal humano en el Perú hacen posible el diseño y construcción de cohetes con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales y evitar la caída de granizo, optimizando la productividad de los ecosistemas agroindustriales.	VARIABLE INDEPENDIENTE: Las materias primas y el personal humano adecuado hacen posible el diseño y fabricación de cohetes con sistemas de ayuda para la producción de lluvias artificiales. INDICADORES: .Velocidad final del cohete. .Altura que alcanza el cohete. .Tiempo total de vuelo. .Cantidad de carga útil transportada. .Tipos de sistemas para producir lluvias.
<u>PROBLEMAS ESPECIFICOS:</u>			

<p>a.- ¿Cuál es la cantidad de ecosistemas óptima de una sustancia agroindustriales específica para producir lluvias artificiales?</p>	<p>OBJETIVOS</p> <p>ESPECIFICOS:</p>	<p>HIPOTESIS</p> <p>ESPECIFICOS:</p> <p>a.-El modelo de cohete diseñado y fabricado servirá para la investigación y desarrollo aeroespacial.</p>	<p>.Sistema de ayuda para producir lluvias artificiales.</p> <p>.Sistema de ayuda para evitar la caída de granizo.</p>
<p>b. ¿Cuál es la cantidad óptima de una sustancia específica para evitar la caída de granizo?</p>	<p>a.- Determinar cuál es la cantidad óptima de una Sustancia específica para producir Lluvias artificiales.</p>	<p>b.-Con el prototipo del motor a reacción se podrá producir lluvias artificiales y evitar la caída de granizo.</p>	<p>VARIABLE DEPENDIENTE:</p> <p>Diseño y construcción de un cohete con sistemas de ayuda para producir lluvias artificiales y evitar la caída de granizo.</p>
<p>c. ¿Convendría diseñar un cohete de propulsante sólido, líquido o híbrido de un cohete para la producción de lluvias artificiales de pequeño y mediano alcance?</p>	<p>b.- Determinar cuál es la cantidad óptima de una Sustancia específica para evitar la caída de granizo.</p> <p>c.-Determinar cuál es la altura óptima que debe</p>	<p>c.-El modelo de motor a reacción se utilizará para equipar a nuestras Fuerzas Armadas con artillería</p>	<p>INDICADORES:</p> <p>. Alcance máximo del cohete.</p> <p>. Tipo de carga útil.</p> <p>. Peso máximo al despegue.</p> <p>. Precisión del prototipo.</p> <p>. Estabilidad del proyectil.</p> <p>. Comparación de costos de un cohete nacional con un modelo de cohete</p>

d. ¿Cómo influyen las modificaciones hechas en el cohete para la producción de lluvias artificiales en su comportamiento aerodinámico?	alcanzar el cohete para reactiva de pequeño y	Importado similar.
	producir lluvias mediano alcance.	. Disponibilidad del prototipo.
	artificiales y evitar la	. Independencia tecnológica.
	caída de granizo.	d. -Con el prototipo de cohete
	d. -Determinar cómo diseñado se podrá disminuir la	. Ahorro de divisas para el país.
	dependencia del extranjero, lo	. Disponibilidad inmediata.
	que significará un ahorro de	. Evitar embargos en caso de
	el cohete diseñado en su	Conflictos externos.
	comportamiento	. Mejoramiento del Sistema de
	aerodinámico.	Defensa Nacional.

Fuente: Elaboración propia.

Anexo Y. Fotos del proceso de investigación.

F-01: Prueba de lanzamiento de un cohete no metálico de 2 pulgadas en la FIM-UNI.

F-02: Lanzamiento de un cohete Mantona de 2 pulgadas de diámetro en la Universidad Nacional de Piura. Año 2005.

F-03: Presentación de cohetes Mantona de 2 pulgadas de diámetro en la FIME-UNAC. Año 2005.

F-04: Mostrando 6 cohetes Mantona de 2 pulgadas de diámetro en las oficinas del IDIMAR-Lima. Año 2005.

F-05: Dispositivo para medir el ángulo de lanzamiento, hacer el seguimiento y altitud que alcanza el cohete

F-06: Paracaídas para el sistema de recuperación de la carga útil del cohete

F-07: Rampa de lanzamiento para cohetes de hasta 2 toneladas de empuje.

F-08: Rampa de lanzamiento móvil para cohetes de hasta 10 toneladas de empuje.

F-09: Prueba estática de un cohete Gergón de 4 pulgadas de diámetro. FIME-UNAC.

F-10: Banco de pruebas para un cohete de 5 pulgadas de diámetro. Fuerte Hoyos Rubio-Rímac-Lima Año 2013.

F-11: Cohete de propelente solido de 2 etapas. FIME-UNAC. Año 2010.

F-12: Presentación de un cohete hibrido. Colegio de Ingenieros del Perú. Jirón Marconi.

F-13: Acondicionamiento de un cohete mantona de 2 pulgadas. Cruz de huesos. Año 2014

F-14: Colocando un cohete Isula de 2.5 pulgadas n su rampa. Cruz de huesos. Año 2014.

F-15: Chequeos finales antes del lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2014.

F-16: Cohete Isula de 2.5 pulgadas de diámetro antes del lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2014.

- F-17: Cohete de 3 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2014.
- F-18: Preciso instante del encendido de un cohete. Ancón. Año 2005.
- F-19: Diversos cohetes esperando su turno de lanzamiento. Piedras Gordas Ancón. Año 2005.
- F-20: Posando después de los lanzamientos exitosos. Piedras Gordas Ancón 2005.
- F-21: Instantes previos al lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2011.
- F-22: Montaje de un cohete de 3 pulgadas en su rampa de lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2014.
- F-23: Últimos retoques antes del lanzamiento de un cohete de 3 pulgadas de diámetro. Cruz de huesos. Año 2014.
- F-24: Cohete de 4 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Talleres del IDIMAR.
- F-25: Presentación de varios cohetes en la Universidad Nacional del Altiplano UNA. Año 2011.
- F-26: Entrevista y presentación de varios cohetes en la UNMSM-EPIMF. Año 2018.
- F-27: Morro u Ojiva del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Talleres del IDIMAR. Año 2018.
- F-28: Tobera convergente-divergente del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Talleres del IDIMAR. Año 2018.
- F-29: Aletas direccionales del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Cruz de huesos. Año 2018.
- F-30: Sistema de guía del cohete de 5 pulgadas de diámetro, para convertirlo en misil. Talleres del IDIMAR. Año 2018.

- F-31: Cohete de 5 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Cruz de Huesos. Año 2018.
- F-32: Montaje de la Rampa Móvil en una camioneta PickUp 4x4 para producir lluvias artificiales.
- F- 33. Perfil de vuelo vertical para inyectar yoduro de plata en las nubes y producir lluvias artificiales.

F-01

Prueba de lanzamiento de un cohete no metálico de 2 pulgadas en la FIM-UNI.



F-02

Lanzamiento de un cohete Mantona de 2 pulgadas de diámetro en la Universidad Nacional de Piura. Año 2005.



F-03

Presentación de cohetes Mantona de 2 pulgadas de diámetro en la FIME-UNAC.

Año 2005.



Mostrando 6 cohetes Mantona de 2 pulgadas de diámetro en las oficinas del IDIMAR- Lima. Año 2005.



F-05

Dispositivo para medir el Angulo de lanzamiento, hacer el seguimiento y altitud que alcanza el cohete



Paracaídas para el sistema de recuperación de la carga útil del cohete



F-07**Rampa de lanzamiento para cohetes de hasta 2 toneladas de empuje.****Rampa de lanzamiento móvil para cohetes de hasta 10 toneladas de empuje**

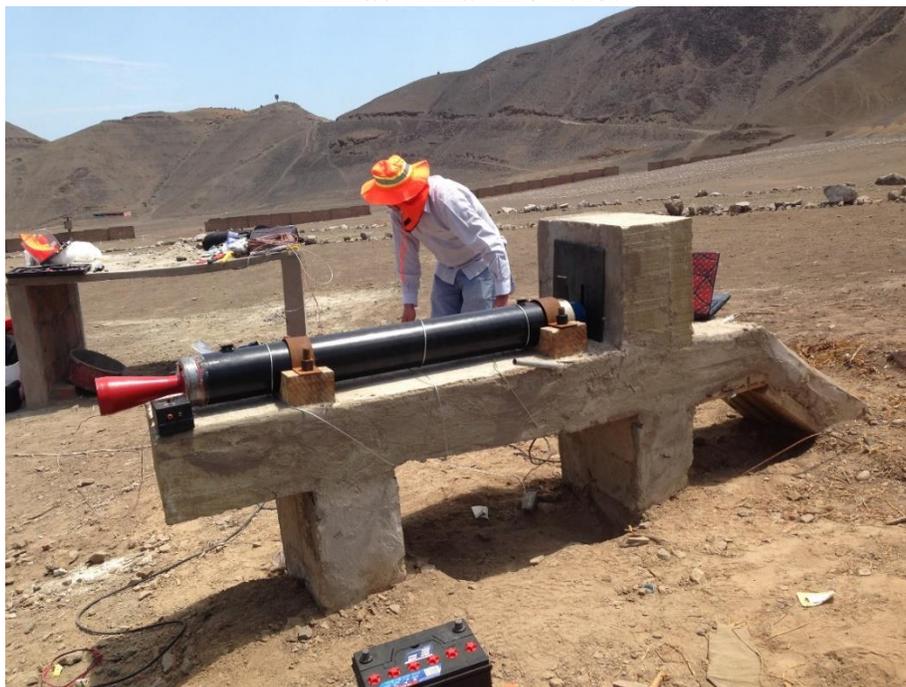
F-09

Prueba estática de un cohete Gergón de 4 pulgadas de diámetro. FIME-UNAC.

**F-10**

Banco de pruebas para un cohete de 5 pulgadas de diámetro. Fuerte Hoyos Rubio-

Rímac-Lima Año 2013.



F-11

Cohete de propelente solido de 2 etapas. FIME-UNAC. Año 2010.

**F-12**

Presentación de un cohete híbrido. Colegio de Ingenieros del Perú. Jirón Marconi.



F-13

Acondicionamiento de un cohete mantona de 2 pulgadas. Cruz de huesos. Año 2014



Colocando un cohete Isula de 2.5 pulgadas en su rampa. Cruz de huesos. Año 2014.



F-15

Chequeos finales antes del lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2014.



F-16

Cohete Isula de 2.5 pulgadas de diámetro antes del lanzamiento. Cruz de huesos.

Año 2014.



F-17

Cohete de 3 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Cruz de huesos.

Año 2014.



Preciso instante del encendido de un cohete. Ancón. Año 2005.



F-19

Diversos cohetes esperando su turno de lanzamiento. Piedras Gordas Ancón. Año 2005.

**F-20**

Posando después de los lanzamientos exitosos. Piedras Gordas Ancón 2005.



F-21

Instantes previos al lanzamiento. Cruz de huesos. Año 2011.



Montaje de un cohete de 3 pulgadas en su rampa de lanzamiento. Cruz de huesos.

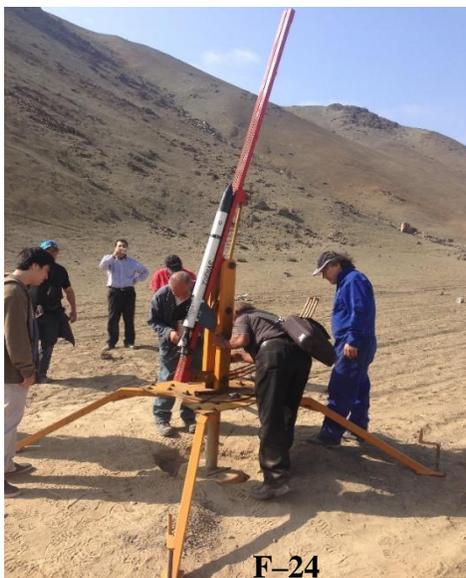
Año 2014.



F-23

Últimos retoques antes del lanzamiento de un cohete de 3 pulgadas de diámetro.

Cruz de huesos. Año 2014.



**Cohete de 4 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Talleres del
IDIMAR.**



F-25

Presentación de varios cohetes en la Universidad Nacional del Altiplano UNA. Año



F-26

Entrevista y presentación de varios cohetes en la UNMSM-EPIMF. Año 2018.



F-27**Morro u Ojiva del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Talleres del IDIMAR. Año****2018.****F-28****Tobera convergente-divergente del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Talleres del****IDIMAR. Año 2018.**

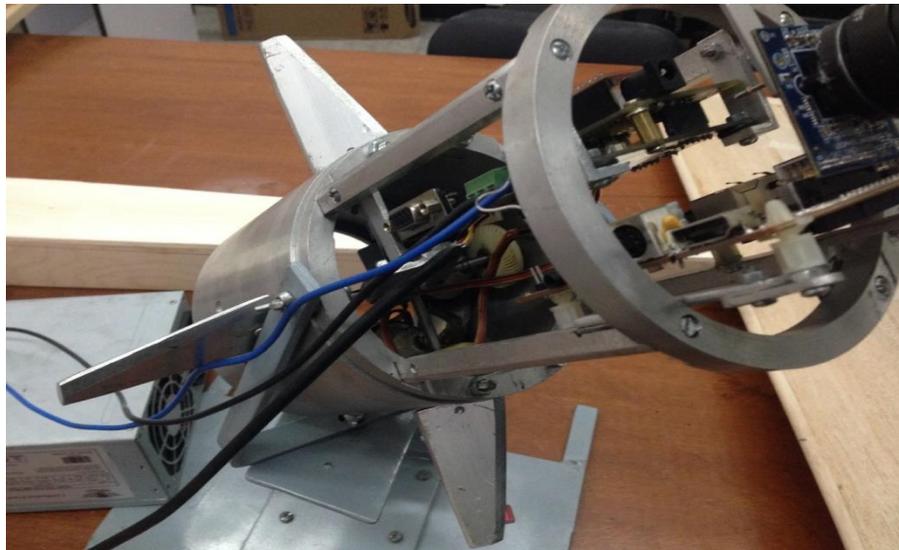
F-29

Aletas direccionales del cohete de 5 pulgadas de diámetro. Cruz de huesos. Año 2018.

**F-30**

Sistema de guía del cohete de 5 pulgadas de diámetro, para convertirlo en misil.

Talleres del IDIMAR. Año 2018.



F-31

Cohete de 5 pulgadas de diámetro en su rampa de lanzamiento. Cruz de Huesos.

Año 2018.

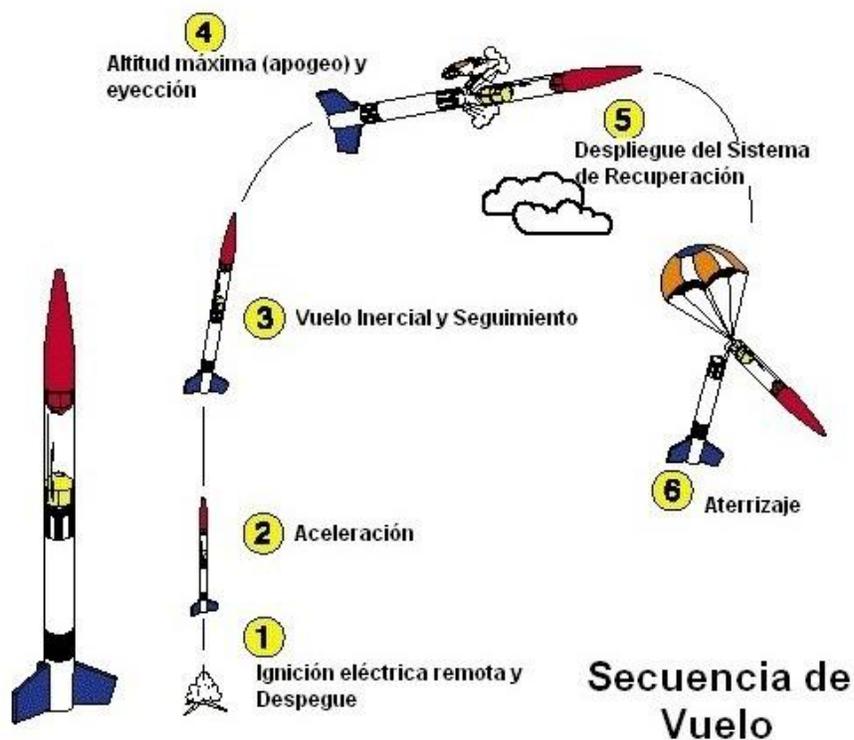
**F-32**

Montaje de la Rampa Móvil en una camioneta PickUp 4x4 para producir lluvias artificiales



F-33

Perfil de vuelo vertical para inyectar yoduro de plata en las nubes y producir lluvias artificiales



REPORTES PERIODÍSTICOS

R-P 1: “Para Estudiar la Atmósfera”

El Comercio: Viernes 6 de Agosto del 2010 – Lima

Sección b18 – Reportero: Sandro Medina

R-P 2: “Lanzarán 13 Cohetes al Espacio en Puno”

Correo – Jueves 06 de Octubre del 2011 – Puno

Página 3. – Reportero: Juan Gómez Apaza

R-P 3: “Lanzarán 12 Cohetes al Cielo Puneño”

La República – 7 de Octubre 2011 – Página 26

Reportero: Liubomir Fernández – Puno

R-P 4: “Cohetes tienen fines Bélicos y Exploratorios”

Correo – Sábado 8 de Octubre del 2011 – Puno

Reportero: Wilson Aguirre Quispe

R-P 5: “Las Universidades no Investigan”

La República – Lunes 10 de Octubre 2011

Reportero: Liubomir Fernández – Puno.

R-P 6: “Hago cohetes a reacción sin tener el apoyo de nadie”

Revista-La Noticia-Setiembre 2017-Paginas 10 y 11.

Reportero: Víctor Sánchez Medina.

CON NUEVOS MONITORES LED OFRECEN CUIDAR EL AMBIENTE

LG presenta en el Perú su nueva serie de monitores E50 modelo E2350V con tecnología LED, que ofrece a los usuarios la mejor calidad de imagen, en un producto de sofisticado diseño y, además, cuida nuestro medio ambiente por su bajo consumo de energía.



TECNOLOGÍA. MÁS AVANCES EN LA INVESTIGACIÓN DE NUESTROS CIELOS

Para estudiar la atmósfera

SANDRO MEDINA TOVAR

Durante muchos años, el ingeniero Hugo Ordóñez se preguntaba si en nuestro país se podría diseñar y construir cohetes, sin necesidad de recurrir a tecnología o materiales del exterior. Luego de varios años, gracias a los que se convirtió en especialista e investigador de estos artefactos espaciales en el Perú, descubrió que era posible.

Desde hace más de seis años, Ordóñez ha diseñado, fabricado y lanzado hacia las alturas más de 200 de estos aparatos.

APLICACIONES

¿Y para qué serviría todo esto? Asegura que pueden ser empleados para estudios de alta atmósfera, introducción a la ciencia aeroespacial, así como la producción de lluvias artificiales.

Indicó que este trabajo podría hacerse previa coordinación con los expertos del Servicio Nacional de Meteorología e Hidrología del Perú (Senamhi).

"La precipitación de lluvia artificial es posible y así se viene demostrando últimamente. Para ello los cohetes tendrían en su interior yoduro de plata, un compuesto químico que provocaría la lluvia en zonas donde no la hay. La cantidad de cohetes que se lanzarían obedecería estrictamente a un proyecto de investigación", explicó el ingeniero Ordóñez, también docente de la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos (UNMSM).

En nuestro país ya se cuenta con la tecnología necesaria para diseñar y fabricar cohetes destinados al estudio meteorológico. Incluso pueden ser usados para crear lluvias artificiales



EFFECTIVO. Pese a su aparente simplicidad, los cohetes pueden cumplir diversas labores científicas.

LAS CIFRAS

|| S/. 500

cuesta diseñar y fabricar un cohete de 80 cm de alto y dos pulgadas de grosor.

|| 45 km

de altura alcanzó el primer cohete lanzado por la Conida en el 2007.

A DISTANCIA

El investigador añadió que la tecnología con la que han sido desarrollados estos cohetes permite que sean "administrados vía eléctrica (con un botón convencional) o electrónica, es decir, podemos hacer los lanza-

Mayor impulso a investigación

Debido al trabajo realizado por el investigador Hugo Ordóñez, el decano de la Facultad de Ciencias Físicas de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos (UNMSM), Máximo Poma Torres, declaró que fomentarán entre los alumnos el estudio y la investigación de la cohetaría, principalmente en la Escuela de Ingeniería de Mecánica de Fluidos.

"Todo lo que tenga que ver con la investigación y en la cual estén involucrados alumnos y docentes será impulsado en nuestra facultad", precisó.

Dijo que ante las investigaciones hechas por el profesor Ordóñez, buscarían darle un mayor impulso a este tipo de trabajos relacionados con la tecnología, tal como sucede en otros campos como la teledetección, física nuclear y nanotecnología.

mientos desde una aplicación que funcione desde un teléfono celular sin ningún problema", precisó.

Comenzó que para asegurar el perfecto funcionamiento de estos aparatos aeroespaciales han experimentado con los tres com-

bustibles químicos que se utilizan: sólidos, líquidos e híbridos.

Sostuvo que no solo están en capacidad de fabricar en serie estos aparatos, sino además construir vehículos para poner en órbita los satélites que son fabricados en el país. Sin embargo, aclaró que para lograrlo se requiere de financiamiento, de modo que sea posible levantar una planta especialmente acondicionada.

EXPERIENCIA

Ordóñez asegura que adicionalmente a los más de 200 lanzamientos que ha realizado, ha hecho un gran número de pruebas estáticas con las cuales dicha cifra se ampliaría.

De acuerdo con sus registros filmicos, el 1 de octubre del 2004 disparó el primer cohete llamado Mantona I-A, que tuvo el financiamiento del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (Idimar), el cual dirige actualmente.

Las últimas pruebas de lanzamiento las hizo en el mes de junio de este año y anunció que para fines de este mes tendría preparada otra jornada espacial.

El especialista destacó que los cohetes que han fabricado -junto a un equipo multidisciplinario-, han superado los 50 kilómetros de altura y no son copias de otros existentes. "Por el contrario, todos los cohetes han sido fabricados con materiales que se encuentran en el mercado nacional, con lo cual sus costos se abaratan enormemente", puntualizó el investigador peruano. ■

3

GOBIERNO • PUNO
JUEVES 6 DE OCTUBRE DE 2011

CIUDAD



3 inspectores para atender a 2 mil empleadores

Walter Apaza Zela, director regional de Trabajo y Promoción del Empleo, expresó que sólo cuentan con 3 inspectores para atender a los más de 2 mil empleadores que se encuentran en las 13 provincias de la región, siendo escasa la fiscalización del cumplimiento de las normas laborales por parte de los empleadores o de las empresas formales de Puno.

ESTUDIANTES DE MECÁNICA ELÉCTRICA, MECATRÓNICA, ELECTRÓNICA Y RAMAS AFINES

Lanzarán 13 cohetes al espacio en Puno

Concurso aeroespacial será el primero en realizarse en nuestro país

JUAN GÓMEZ APAZA
jgomez@epensa.com.pe



Es la primera vez que en nuestro país se efectuará el lanzamiento de cohetes aeroespaciales"

LUIS ADCO ITO
PRESIDENTE DEL CONGRESO

Puno será escenario del primer lanzamiento de 13 cohetes espaciales los cuales fueron elaborados por estudiantes de Ingeniería Mecánica Eléctrica, Electrónica y Mecatrónica de las diferentes universidades del país y Latinoamérica.

Luis Adco Ito, presidente del XVIII Congreso Nacional de estudiantes de estas carreras profesionales, refirió que el evento tiene fines experimentales como medir la temperatura de la tierra, mitigar la contaminación, ver la capacidad resolutoria de los cohetes, entre otros objetivos, y que por primera vez se realizan en nuestro país.

El lanzamiento se desarrollará el día viernes 7 de octubre, a las 09:00 horas, en el campo abierto de la comunidad de Huerta Huataya o Ventilla (Puno), lugar que será definido hoy por todos los participantes ya que esta actividad requiere de mucho cuidado.

"El día viernes se habilitarán 3

vehículos de la Universidad Nacional del Altiplano (UNA), los que desplazarán a todos aquellos que quieran apreciar este grandioso evento, único en el país", refirió Adco Ito.

ROBOTS. El congreso agrupa asimismo a todos los universitarios amantes de los robots en las disciplinas de: seguidores de línea, robots soccer, robots sumo y los warbots, los cuales el día de hoy se batirán en el coliseo de la UNA, a partir de las 10:00 horas.

"Invitamos a toda la juventud universitaria y la población en su conjunto a que se dé cita a nuestra universidad para que



COHETES. Vienen siendo presentados en el patio de la UNA

puedan presenciar la guerra de robots, los robots sumo y el partido de fútbol entre máquinas. Será una experiencia única", refirió el organizador. Cabe indicar que este evento agrupa también a varios estudiantes de nivel secundario de Puno, quienes vienen participando con robots seguidores de línea. El congreso se prolongará hasta el 8 de octubre del presente mes. ■



Los robots son el principal atractivo del congreso

DADO HASTA EL MES DE SEPTIEMBRE POR LA BENEFICENCIA PÚBLICA

Piden informe del pago de S/.500 mil a comuna puneña

Manuel Ramírez Pinazo, presidente del directorio de la Sociedad de Beneficencia Pública de Puno, sostuvo que se ha pedido un informe detallado al Órgano de Control Interno (OCI) sobre el proceso de pago de la deuda que la entidad tenía con la Municipalidad Provincial de Puno, la cual ascendía a S/. 500 mil soles.

El funcionario indicó que este pago correspondía por una deuda que la Beneficencia Pú-

blica contrajo por concepto de tributos y autovalúos de todos los locales que son administrados por esta institución, los cuales se arrastraban desde hace más de 11 años.

"Queremos tener el informe detallado sobre todo el proceso del pago de la deuda que tenía la Beneficencia con el municipio, el cual se habría efectuado en varias etapas y cuyo cobro fue de manera coercitiva", refirió el funcionario.

¿ANOMALÍAS? Ramírez Pinazo no descartó que en este proceso se haya cometido una serie de irregularidades dadas en las gestiones anteriores, hipótesis que serán corroboradas con el informe pedido el cual no tiene una fecha determinada para que sea ventilado. Finalmente dijo que el pago de los S/. 500 mil soles se concluyó en su totalidad en el mes de setiembre. ■

JUAN GÓMEZ



Manuel Ramírez Pinazo, presidente

Agenda del día

Hora: 08:00

Actividad: Feria de la Integración Andina

Organiza: Municipio y feriantes

Lugar: Sector de Laguna

Temporal de Juliaca

Ingreso: Libre

Hora: 08:00

Actividad: Feria de libros

Organiza: Entidad privada

Lugar: Segunda cuadra del E. Dos de Mayo

Ingreso: Libre

Hora: 08:00

Actividad: Conformación

de el "Comité regional de Hospitales Seguros Frente a Desastres"

Organiza: Dirección Regional de Salud (DIRESA)

Lugar: Auditorio de la D-RESA

Ingreso: Libre

Hora: 09:00

Actividad: Congreso Nacional de Estudiantes de Ingeniería

Organiza: Universidad Nacional del Altiplano

Lugar: Campus universitario

Ingreso: Libre

Hora: 09:00

Actividad: Exposición "Tribos Andinas"

Organiza: Benigno Aguirre Páscar

Lugar: Casa de la Cultura

Ingreso: Libre

Hora: 09:00

Actividad: Inscripciones para carrera pedestre de Cristal

Organiza: Club Inár Titlica

Lugar: Estadio Torres Belón

Ingreso: Libre

Tiempo

Mín: 1°C

Máx: 23°C

Cotización

DÓLAR Compra Venta

Bancario S/ 2,78 S/ 2,79

Paralelo S/ 2,78 S/ 2,78

EURO Compra Venta

S/ 3,30 S/ 3,60

Asimismo se identificará a las la autoridad.

Huancané, entre otros.

ra aumenta a 12. Las nuevas geren- demayta Quispe.

AYER FUERON LANZADOS EN VENTILLA-PUNO

Cohetes tienen fines bélicos y exploratorios

Investigadores lamentan el desinterés del Estado



FOTO: WILSON AGUIRRE

GRAM. Expectativa causó el lanzamiento de estos objetos espaciales

WILSON AGUIRRE QUISEP
correopuno@epetisa.com.pe

La ciencia espacial en el Perú comenzó con Pedro Paulet en el siglo XIX, con la invención del motor a propulsión con combustible líquido, que posteriormente sería adoptado y mejorado por muchos científicos que lograron lanzar cohetes al espacio. Gustavo Ordóñez Cárdenas, director del Instituto de Investigación de Motores a Reacción (IDIMAR), expresó que los trabajos de investigación que vienen realizando no cuentan con auspicios privados ni estatales,

evidenciando el desinterés del Gobierno Central y universidades.

"Los fines de nuestras investigaciones son militares y la exploración del espacio para estudiar los efectos del cambio climático y el calentamiento global en la atmósfera; por otro lado, necesitamos alejarnos de la dependencia tecnológica de Estados Unidos, Asia y Europa", manifestó Ordóñez Cárdenas después del lanzamiento en la zona de Ventilla, a 4 kilómetros de la ciudad de Puno, de 9 cohetes espaciales de IDIMAR y 1 cohete de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos, con una velocidad de 1,1 mach (342

metros por segundo), alcanzando una altura máxima de 14 kilómetros, con un ángulo de disparo de 75° con respecto a la superficie.

TIEMPO. En otro momento, aclaró que desde la concepción de la idea, diseño y fabricación de un cohete, se invierte no menos de 4

Primeras indagaciones

Los científicos alemanes Max Valier y Hermann Oberth fundaron en 1928 la Sociedad Astronáutica Alemana, con la intención de poner en práctica las teorías de Hermann y construir un motor de combustible líquido. Meses después, a través de un medio de comunicación escrita de nuestro país, reciben una carta rubricada por el científico peruano Pedro Paulet, indicando que había hecho funcionar un motor a propulsión con combustible líquido.

meses. "El mayor tiempo nos lo quita la fabricación y la elaboración del combustible sólido de doble base (compósito)", declaró. Cabe indicar que este evento causó gran expectativa en la población estudiantil de la Escuela Profesional de Mecánica Eléctrica y carreras afines. II

HIJO DEL PRESIDENTE REGIONAL SE BENEFICIA

Contrato irregular en Comunicación

Tras una reunión acalorada de docentes de la Escuela Profesional de Ciencias de la Comunicación Social de la Universidad Nacional del Altiplano, salió a la luz el supuesto contrato irregular del docente Luigui Rodríguez Rocha, hijo del actual presidente de la región



FOTO: CORREO

Escándalo en la UNA

Mauricio Rodríguez. Según la Resolución Rectoral N° 1485-2011-R-UNA, de fecha 22 de julio del 2011, se resuelve la ampliación de la contratación de docentes que han venido laborando en el segundo semestre académico del 2010. Este documento benefició a todos los profesores contratados de la E.P. de Ciencias de la Comunicación Social, incluido Luigui Rodríguez, quien venía trabajando a tiempo parcial de 20 horas semanales y recibía como remuneración S/ 624, 00 al mes.

Pero curiosamente, después de que el Gobierno Regional desembolsó más de 14 millones por concepto de canon minero a las arcas de la UNA, se emite la Resolución Rectoral N° 1821-2011-R-UNA, de fecha 7 de setiembre pasado, y sorpresivamente el hijo del presidente regional es contratado a

tiempo completo (40 horas semanales), con un salario que sobrepasa los mil 200 soles al mes, a pesar de ubicarse en el octavo lugar (14.66 puntos) en el ranking de docentes contratados a tiempo parcial. Cabe indicar que dicha escuela profesional siempre tuvo una plaza a tiempo completo, que le corresponde a un profesor del área de televisión; 10 plazas a tiempo parcial y 2 plazas de jefe de práctica a tiempo completo; sin embargo, según el último documento de contrata de docentes, aparece 1 plaza más asignada a Rodríguez Rocha, sin la solicitud por parte de la citada escuela. II

CORREO

PRONUNCIAMIENTO

SE PONE DE CONOCIMIENTO A LA OPINIÓN PÚBLICA

La Comunidad Campesina de Untuca, es una organización social, con existencia legal y personería jurídica, situada en el Distrito de Quaca, Provincia de Sandia y Región de Puno, que nos acreditamos como únicos propietarios de todos los terrenos de nuestra comunidad y los directos afectados en el Área de Influencia Social Directa en el Estudio de Impacto Ambiental del Proyecto de Ampliación de Explotación a Tajo Abierto y Beneficio de Minerales Hasta 3500 TMS/D, por parte de la Empresa Minera CORI PUNO S.A.C.

1. Los Comunes de la Comunidad Campesina de Untuca, nos vemos extrañados a fin de que a la fecha se está programando la Audiencia Pública para el día 12 de octubre a horas 15:30, del presente año, incluso cuando los representantes de nuestra Comunidad, en reiteradas oportunidades y en los plazos establecidos hemos manifestado nuestra disconformidad respecto a los mecanismos empleados propuestos para que se realice dicha Audiencia.
2. También ponemos de conocimiento que en reiteradas oportunidades hemos solicitado Talleres informativos que primordialmente deben estar orientados a brindar la información necesaria hacia los comunes en donde se podrá establecer un diálogo y conocer percepciones preocupaciones e intereses de la Comunidad Campesina de Untuca, hecho que nunca ha sido resuelto por parte del Ministerio de Energía y Minas y la Empresa CORI PUNO S.A.C. menos aún dando respuesta a las solicitudes hechas por la Comunidad.
3. Es por eso que, hemos solicitado la suspensión de la Audiencia Pública ante el Ministerio de Energía y Minas, para que se reprograma dicha audiencia y se lleve a cabo primordialmente los talleres informativos y en plazos prudenciales para que los comunes pudieran evaluar el Proyecto, más aun si se ha vulnerado el derecho a participar responsablemente en este proceso de forma de decisiones y en la aplicación de las políticas y medidas frente al ambiente y sus componentes.
4. Por otra parte la Comunidad Campesina de Untuca, se encuentra dispuesto al diálogo, pero sin embargo alzamos nuestra voz de protesta energética, por la manera abusiva que la empresa concesionaria está actuando, e incluso no respetando los términos de los acuerdos que se tiene con la comunidad.
5. Por todas esas consideraciones instamos a las autoridades regionales, autoridades provinciales, locales y público en general a no dejarse sorprender por el actuar abusivo de la Empresa Minera CORI Puno, e instamos a que la Empresa cumpla con los Talleres Informativos que la Ley manda. Untuca, 06 de Octubre de 2011.

COMUNIDAD CAMPESINA DE UNTUCA

EMPRESA IMPORTANTE DE PUNO LIDER EN EL SECTOR ELECTRICO, BUSCA PERSONAL PARA CUBRIR LA PLAZA VACANTE DE:

OPERADOR DE LA CENTRAL TERMICA DE TAPARACHI

Profesional con estudios técnicos completos en Mecánica y/o Electricidad Industrial, con conocimientos en Informática, software utilitario, conocimientos en mantenimiento, conocimientos de normas legales del sector eléctrico, conocimiento en operación y mantenimiento de centrales térmicas, conocimientos en sistemas de gestión de calidad, medio ambiente, seguridad y salud ocupacional.

Experiencia mínima probada: 02 años en posiciones similares.

Requerimientos Deseables: Con estudios complementarios en la especialidad.

Los interesados entregar su CV documentado, en el Jr. Acora N° 268 Puno, hasta el 17 de Octubre de 2011, (17:00 Horas), ó a la siguiente dirección electrónica reclutamiento.rrhh@hotmail.com



"Nuestra motivación es el estudio de motores a reacción con un sistema eléctrico para su control"

JHON CHAURIA JANAMPA
ESTUDIANTE DE LA UNMSM



"Me parece una escena bonita en Puno, nos motiva a estudiar más y mejorar los actuales cohetes"

CRISTIAN MEIRA HUAMANI
ESTUDIANTE DE LA UNMSM

ENTREVISTA | Gustavo Ordóñez Cárdenas

Investigador y fabricante de cohetes experimentales.

"Las universidades no investigan"

Reconocido científico peruano llegó a Puno para participar de congreso de estudiantes de Mecánica Eléctrica. Como parte de su participación lanzó cohetes fabricados por él.

Liubomir Fernández, Puno.

—Las universidades son instituciones promotoras de la investigación. Ha sorprendido que la Universidad Nacional del Altiplano (UNA) no haya reconocido su formación profesional pese a ser un reconocido científico de la cohetaría en el Perú. ¿Cuál es su percepción al respecto?

—Las instituciones y las personas son libres de reconocer a quien vean por conveniente. Yo creo que las universidades no están haciendo verdadera investigación. Las universidades están tergiversando la formación. En el caso de las

"PODEMOS FABRICAR COHETES de guerra por un costo de 40 mil dólares pero no tenemos financiamiento".

carreras de ingeniería, en vez de propiciar la investigación, a los alumnos los están inclinando hacia la administración.

—Cómo es que inicia su interés por la fabricación de cohetes.

—Yo nací en San Martín. Siempre que veía volar aviones nacía en mí una inquietud por saber cómo una máquina tan pesada se mantenía en el aire. Estudié Mecánica Eléctrica en la Univer-



DESPEGUE. Gustavo Ordóñez fabrica cohetes con fines de investigación.

sidad Nacional del Callao. Cuando culminé mis estudios decidí ser un verdadero ingeniero. Investigué bastante. Así, poco a poco, me decidí a crear cohetes.

—En su exposición durante el Congreso de Mecánica Eléctrica dijo que había gente que lo veía como enemigo por crear cohetes.

—Siempre hay envidias. Yo hago esto porque quiero a mi país.

—¿Cómo lo hace si no recibe

financiamiento?

—Es cierto, no recibimos financiamiento, pero eso me motiva mucho más.

—¿Qué necesita para crear un cohete?

—Para eso requiero dos datos: a dónde se quiere llegar y cuánto de peso se quiere transportar. Con esa información se hace todo el trabajo.

—¿Qué tipo de cohetes puede



PADRE DE LA CRIATURA. Alguno de los ejemplares creados por Ordóñez

Hago cohetes sin financiamiento

—Dígame ¿tan poco cuesta la ciencia?

—Depende cómo se haga. Yo no tengo financiamiento. Nadie me auspicia. Yo me las ingenio para fabricar los proyectiles. Ahora, si no lo hago, tampoco podría saber si las teorías que desarrollé sirven o no. Todo lo que hago lo hago con lo que hay en el mercado.

—Usted señaló que sus cohetes por ahora eran experimentales. ¿Cuándo sus trabajos tendrán fines militares?

—Se puede hacer. Pero se requiere de recursos.

—Usted dijo que en el Altiplano podía crear lluvia artificial. ¿Qué se necesita para presenciar un trabajo suyo?

—Solo el interés de alguna institución pública o privada que financie la fabricación del cohete. Si alguien está dispuesto a financiarlo, yo estoy dispuesto a venir y poner en práctica mis conocimientos y mostrar que sí es factible crear lluvia artificial.

—¿Aparte de sus objetivos qué aprendió de su formación?

—Que a las universidades no les importa la investigación.

crear con esos conocimientos?

—Todos.

—¿Qué es ese todo?

—Cohetes antitanque, cohetes dirigidos. Todo se puede hacer. Pero ojo, todo lo que hago lo hago con producto peruano porque no tengo recursos ni financiamiento.

—¿Y qué necesita para fabricar uno de esos cohetes?

—Solo financiamiento.

—¿Cuánto cuesta la construc-

ción de un cohete?

—El Estado compró cohetes Spike. Cada uno, si no me equivoco, tuvo un costo de 220 mil dólares. Nosotros como Instituto de Investigación de Motores a Reacción, hemos sacado nuestros costos y hemos concluido que cada cohete lo podemos fabricar en 40 mil dólares como máximo. Pero eso sí, todo en base a productos peruanos.

Científico Gustavo Ordóñez Cárdenas habla de la indiferencia del Gobierno

"Hago cohetes a reacción sin tener el apoyo de nadie"

La de científico es la mejor carrera porque el mundo la necesita. Pero lamentablemente en el Perú no es valorada. Por eso, es que muchos de ellos, prefieren emigrar o cuando no lo hacen le llegan propuestas de diferentes países del mundo para que vayan hacer sus investigaciones allá y les brindan todo su apoyo. Este es el caso del científico ingeniero peruano Gustavo Ordóñez Cárdenas, el cuál ya se cansó de tocar las puertas de muchas entidades del Estado, para que les brinden su apoyo en la construcción de cohetes, los cuales beneficiarían a nuestro país. Como es el caso, de cohetes que pueden originar lluvias artificiales para zonas áridas, o cohetes misiles que servirían para la defensa del Perú ante un enfrentamiento bélico. Pero, pareciera que a nadie le interesa. Y el colmo, hasta le «roban» sus invenciones, como es el caso de la Universidad Nacional Mayor de San Marcos la cual ha patentado tres investigaciones suyas, que él mismo impulsó con su propio peculio. Cuando haya un gobierno que tenga una política real para incentivar la ciencia, nuestro país despejará para un mejor desarrollo.

■ Cómo nace la inquietud por construir cohetes?

Esó viene desde cuando era niño. Al ver pasar los aviones me preguntaba cómo un vehículo más pesado que el aire puede volar, y comencé a recolectar información. Esa parte aeroespacial me marcó y ya siendo un joven estudié ingeniería mecánica, con la cantidad de información que recolecté comencé hacer mis propios diseños de cohetes.

■ Entonces tendrá una serie de proyectos de investigación?

Así es, al que le he dado más



impulso es a la investigación de cohetes de combustibles sólidos, es decir, cohete de motor a reacción. En el Perú, lamentablemente no tenemos este tipo de especialidad en las universidades. Por eso, viendo la necesidad de contar con el desarrollo de motores de reacción empecé a realizarlo. Tengo muchos años investigando los motores a reacciones de cohetes con más de 350 lanzamientos exitosos. Lamentablemente no tengo financiamiento de parte de entidades del Estado y privadas, quienes parecen no tener interés en la investigación y desarrollo de este tema.

■ ¿Ha tocado las puertas de las Fuerzas Armadas?

Sí, lo hice. He presentado mis diseños al Ejército, la Marina y la Fuerza Aérea, no me dieron respuesta alguna, quizá no lo tomaron en serio. Incluso a Alejandro Toledo le envié varias veces el proyecto, luego a

Alan García, después a Ollanta Humala, le presenté un proyecto para instalar una fábrica de cohetes, pero tampoco obtuve respuesta.

■ ¿Y las empresas privadas ninguna le ha ofrecido apoyo?

Menos les interesa ese tema, quizá ven en alto riesgo la fabricación de cohetes.

■ ¿Sin apoyo de nadie cómo hizo para fabricarlos?

En el 2004, sabiendo que en el Perú no tendría ningún tipo de apoyo, comencé a hacer yo mismo mi proyecto: diseñar, fabricar y lanzar mi propio cohete. Es así que el 1 de octubre de ese año hago el primer lanzamiento, sin financiamiento de terceros. De esa época hasta ahora, realicé diseños de cohetes de combustible sólido, de combustible líquido e híbridos que suman algo más de 350 cohetes lanzados en forma exitosa.

■ ¿Qué usos se le puede dar a la coheritería?



En la parte civil, para lo cual tengo cohetes fabricados, estos pueden estar a la altura que se desee: 2 km, 5 km, 20 km, 50 km... y parece que a nadie le interesa. También tuve la propuesta del Gobierno Regional de Puno, pero hablamos y ahí quedó. Puno es una región que a veces necesita que se produzcan lluvias artificiales, porque hay sequía a veces. Con estos cohetes podemos producir lluvias artificiales, evitar la caída de granizo. También se utilizan para estudiar la alta atmósfera, ya que aquí no está bien estudiada.

■ ¿Y en la militar?

Los cohetes que en inglés son conocidos por la denominación rockets, raketen en alemán, sí tiene un sistema de guía ya se convierten en un misil. Nuestras Fuerzas Armadas se deberían interesar en tener una fábrica de misiles, de cohetes fabricados por peruanos, pero todo lo compran del extranjero, habiendo gente en el Perú que lo puede hacer. Nosotros a estas alturas ya deberíamos estar en el espacio, deberíamos estar lanzando satélites artificiales, pero no se hace nada porque parte de políticos y militares demuestran no tener ningún interés.

■ ¿Qué tipos de cohetes se podrían hacer?

Se pueden hacer cohetes y misiles antitanque, cohetes antiaéreos, cohetes navales, cohetes tierra-



tierra, cohetes balísticos de largo alcance. Tenemos la tecnología para desarrollar un cohete misil, por ejemplo de 2,000 km de alcance, pero nosotros como persona natural no tenemos el presupuesto como para fabricar unos cohetes de tal envergadura. Si el Estado nos financiara, vía un plan, un proyecto que cubra los presupuestos nosotros estaríamos en posibilidad de la fabricación de cohetes para la defensa militar del país y a costos muchísimo más económicos que las actuales adquisiciones importadas que se realizan.



■ ¿Todos sus proyectos están patentados?

Yo tengo 3 patentes a nivel mundial. La primera patente es una bicicleta super rápida, sin cadena como mecanismo de transmisión. Mi segunda patente, es una que tiene que ver con la balística interna de un cohete de combustible sólido, y la tercera es un nuevo tipo de ala de avión, de alta sustentación. Como profesor en San Marcos, la Universidad me ayudó a hacer el trámite ante Indecopi a nivel mundial. Una patente es la finalización de un proyecto de investigación, y ese proyecto de investigación corrió por mi cuenta, San Marcos no me dio nada, solamente hizo el trámite para que me otorgaran la patente.

■ ¿Cuál fue el acuerdo?

Acordé con la Universidad que el 50% de la patente, en caso de venta sería para ellos, y aunque no han hecho nada para esa venta, yo estoy viendo la posibilidad de realizarla. He hablado con el rector este año pero él me dijo que forme mi grupo de investigación y lo presente por mesa de partes, es lamentable que no sepa que la patente es un proyecto ya terminado y que prácticamente este invento se le he regalado a San Marcos, no recibo un centavo por ese concepto. Hay oportunidades en que San Marcos presenta las patentes que ostenta, pero sin mencionar el autor, que en este caso soy yo. Tiene 6 patentes, 3 son mías y 3 de otras personas, y me refiero a patentes de invención, no de marcas.

■ Esto sería un «hurto intelectual»...

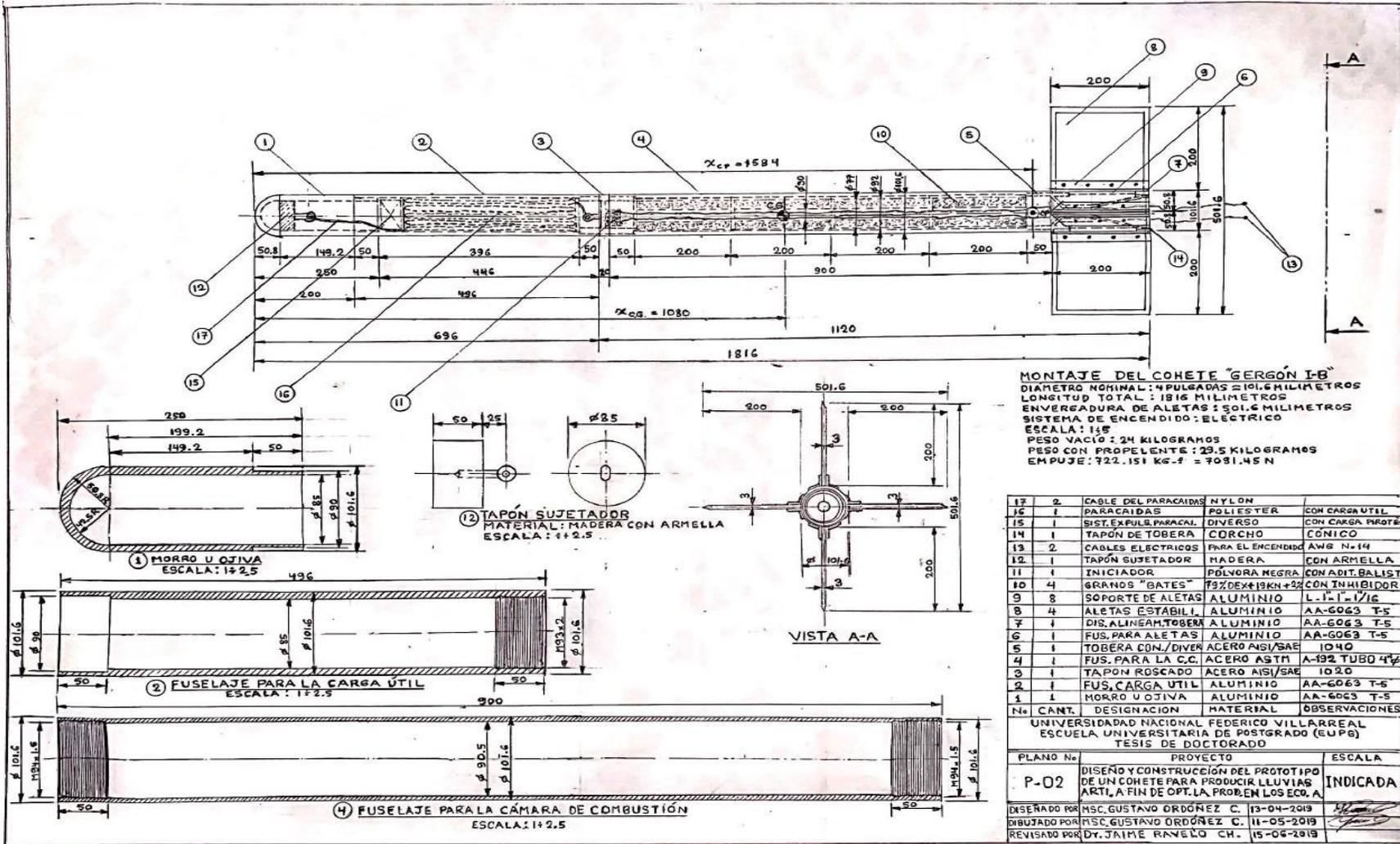
Así es, y yo hablé con el rector, vicerrector y con toda la gente que tiene que ver en la investigación. Me llamaron para que presente la bicicleta, y les dije que yo la hice por mi cuenta, yo la fabricé sin apoyo financiero alguno, aunque la puse como parte de la investigación de San Marcos, por lo tanto me negué a participar en nombre de la Universidad.

■ ¿Cuántos proyectos más tiene por patentar?

Yo tengo 14 que están en proceso de patente y que están para ser presentados, pero no se las voy a dar a San Marcos, quizá a otras universidades, pero que me garanticen seriedad en nuestro acuerdo. ♦

Anexo Z. Planos

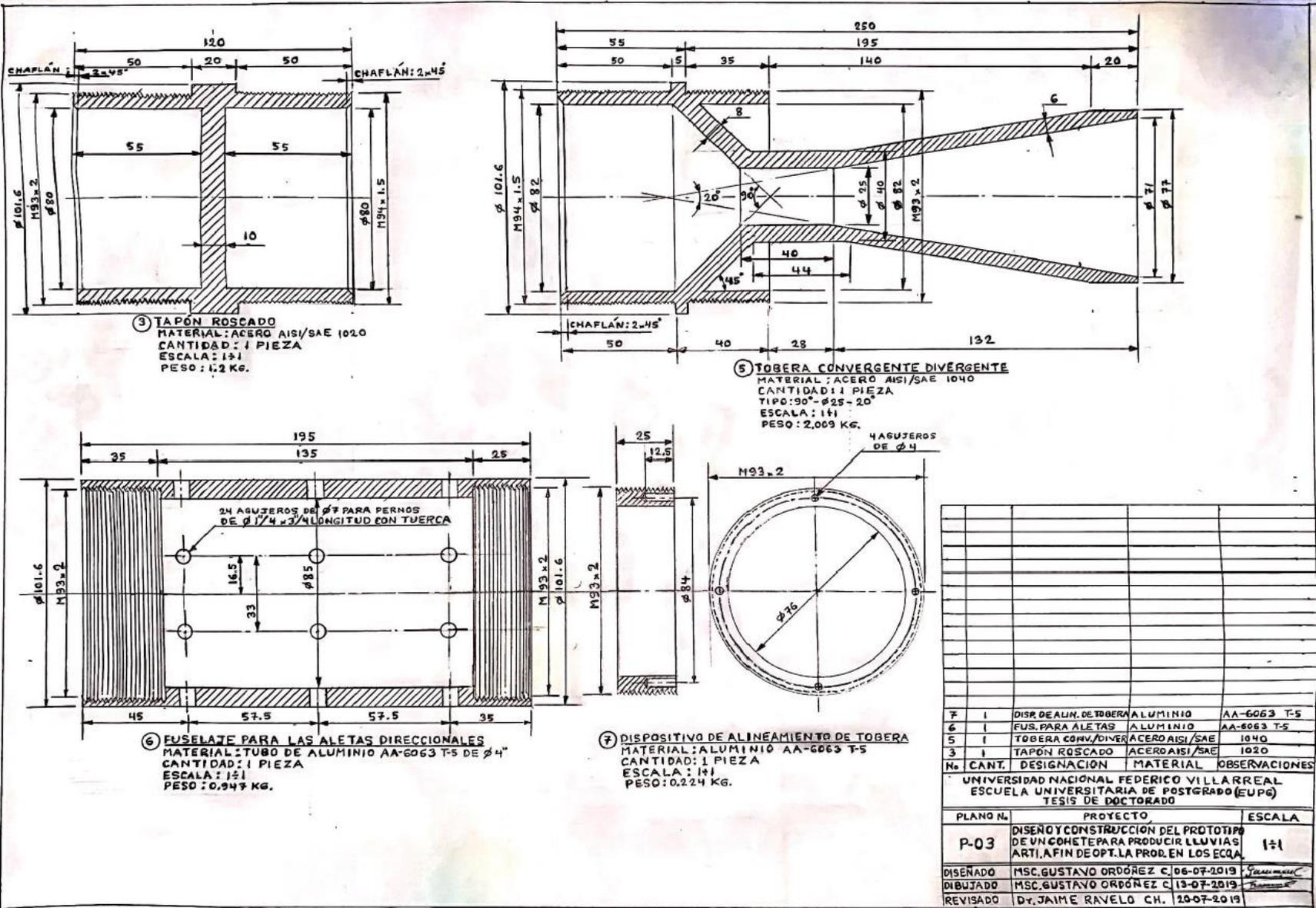
- P-01. Despiece y ensamble del cohete de 3 pulgadas de diámetro
(Shushupe I-B).
- P-02. Despiece y ensamble del cohete de 4 pulgadas de diámetro
(Gergón I-B).
- P-03. Despiece del cohete de 4 pulgadas de diámetro (Gergón I-B),
(Continuación).
- P-04. Carga útil y accesorios para el cohete de 4 pulgadas de diámetro
(Gergón I-B), (continuación).
- P-05. Banco de pruebas para motores cohete (Despiece y ensamble).
- P-06. Despiece y ensamble de la rampa de lanzamiento.
- P-07. Despiece y ensamble de la rampa de lanzamiento (Continuación).
- P-08. Despiece de la rampa de lanzamiento (Continuación).
- P-09. Rampa de lanzamiento móvil montada sobre vehículo 4 x 4.
- P-10. Perfil de vuelo del cohete para producir lluvias artificiales.



MONTAJE DEL COHETE "GERSON I-B"
 DIÁMETRO NOMINAL: 4 PULGADAS 210.16 MILIMETROS
 LONGITUD TOTAL: 1816 MILIMETROS
 ENVERGADURA DE ALETAS: 501.6 MILIMETROS
 SISTEMA DE ENCENDIDO: ELÉCTRICO
 ESCALA: 1:50
 PESO VACÍO: 29.5 KILOGRAMOS
 PESO CON PROPELENTE: 29.5 KILOGRAMOS
 EMPUJE: 722.151 KG-F = 7081.45 N

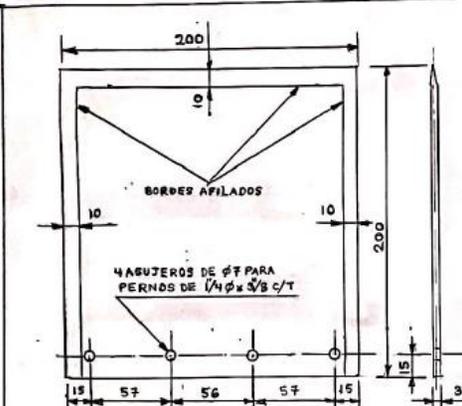
Nº	CANT.	DESIGNACION	MATERIAL	OBSERVACIONES
17	2	CABLE DEL PARACAIDAS	NYLON	
16	1	PARACAIDAS	POLIESTER	CON CARGA ÚTIL
15	1	SIST. EXPULS. PARACAL.	DIVERSO	CON CARGA PROTÉC.
14	1	TAPÓN DE TOBERA	CORCHO	CÓNICO
13	2	CABLES ELÉCTRICOS	PARA EL ENCENDIDO	AWG N.º 14
12	1	TAPÓN SUJETADOR	MADERA	CON ARMELLA
11	1	INICIADOR	PÓLVORA NEGRA	CON ADIT. BALIST.
10	4	GRANOS "GATES"	F9ZDEX+19KN+22	CON INHIBIDOR
9	8	SOPORTE DE ALETAS	ALUMINIO	L-1-1-1/16
8	4	ALETAS ESTABIL.	ALUMINIO	AA-6063 T-5
7	1	DIS. ALINEAMTOBERA	ALUMINIO	AA-6063 T-5
6	1	FUS. PARA ALETAS	ALUMINIO	AA-6063 T-5
5	1	TOBERA CON/DIVER	ACERO ASTM	1040
4	1	FUS. PARA LA C.C.	ACERO ASTM	A-192 TUBO 4"
3	1	TAPÓN ROSCADO	ACERO AISI/SAE	1020
2	1	FUS. CARGA ÚTIL	ALUMINIO	AA-6063 T-5
1	1	MORRO U OJIVA	ALUMINIO	AA-6063 T-5

UNIVERSIDAD NACIONAL FEDERICO VILLARREAL ESCUELA UNIVERSITARIA DE POSTGRADO (EUPB) TESIS DE DOCTORADO	
PLANO N.º	PROYECTO
P-02	DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE UN COHETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ARTIFICIALES EN OPTIMA FORMA EN LOS ECOSISTEMAS
ESCALA	INDICADA
ELABORADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 13-04-2019
DIBUJADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 11-05-2019
REVISADO POR	DR. JAIME RAVELO CH. 15-06-2019

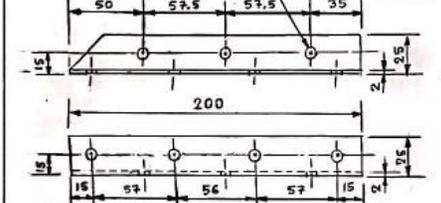


Nº	CANT.	DESIGNACIÓN	MATERIAL	OBSERVACIONES
7	1	DISC. DE ALIN. DE TOBERA	ALUMINIO	AA-6063 T-5
6	1	FUS. PARA ALETAS	ALUMINIO	AA-6063 T-5
5	1	TOBERA CONV./DIVERG.	ACERO AISI/SAE	1040
3	1	TAPÓN ROSCADO	ACERO AISI/SAE	1020

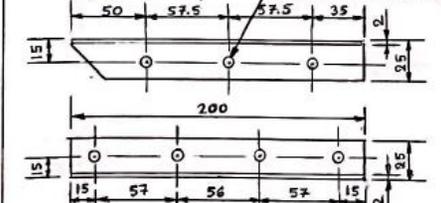
PLANO N.	PROYECTO	ESCALA
P-03	DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE UN COMETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ARTI. AFIN DE OPT. LA PROD. EN LOS ECQA.	1:1
DISEÑADO	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 06-07-2019	
DIBUJADO	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 13-07-2019	
REVISADO	DR. JAIME RAVELO CH. 20-07-2019	



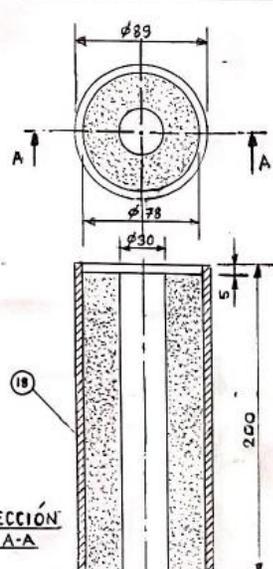
8 ALETAS ESTABILIZADORAS
 MATERIAL: ALUMINIO AA-6063 T-5
 CANTIDAD: 4 PIEZAS
 ESCALA: 1:2
 PESO: 0.327 KG.
 7 AGUJEROS DE Ø7 PARA PERNOS DE 1/4\"/>



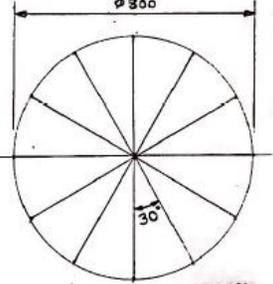
9 SOPORTE DE ALETAS (LADO DERECHO)
 MATERIAL: ALUMINIO AA-6063, L-25-25-2
 CANTIDAD: 4 PIEZAS
 ESCALA: 1:2
 PESO: 0.056 KG.
 7 AGUJEROS DE Ø7 PARA PERNOS DE 1/4\"/>



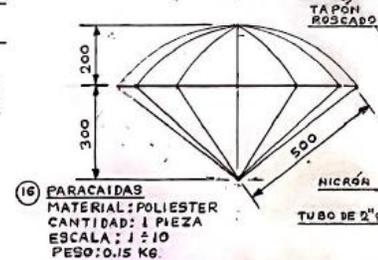
9' SOPORTE DE ALETAS (LADO IZQUIERDO)
 MATERIAL: ALUMINIO AA-6063, L-25-25-2
 CANTIDAD: 4 PIEZAS
 ESCALA: 1:2
 PESO: 0.056 KG.



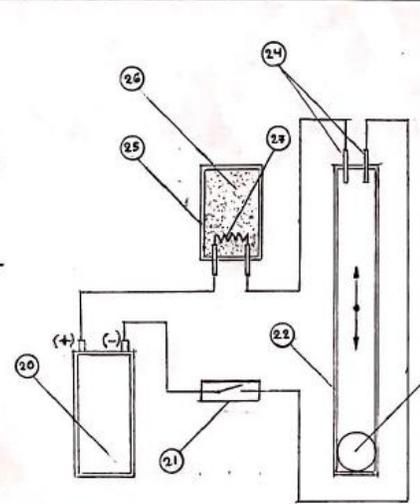
10 GRANOS "BATES"
 MATERIAL: 79%KN+19%DEX+2%A.B.
 CANTIDAD: 4 GRANOS
 ESCALA: 1:2
 PESO: 1792 KG.
 Ø 300



14 TAPÓN DE TOBERA
 MATERIAL: CORCHO
 CANTIDAD: 1 PIEZA
 ESCALA: 1:1
 PESO: 0.05 KG.

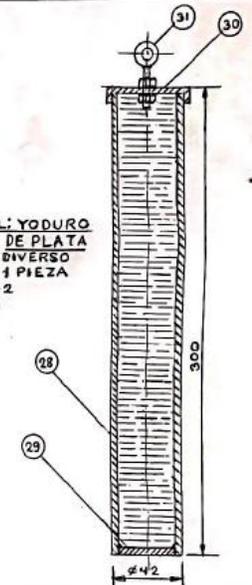


16 PARACAIDAS
 MATERIAL: POLIESTER
 CANTIDAD: 1 PIEZA
 ESCALA: 1:10
 PESO: 0.15 KG.



15 SISTEMA DE EXPULSIÓN DEL PARACAIDAS
 MATERIAL: DIVERSO
 CANTIDAD: 1 PIEZA
 ESCALA: 1:1
 PESO: 0.3 KG.

19 CARGA ÚTIL: YODURO DE PLATA
 MATERIAL: DIVERSO
 CANTIDAD: 1 PIEZA
 ESCALA: 1:2
 PESO: 2 KG.

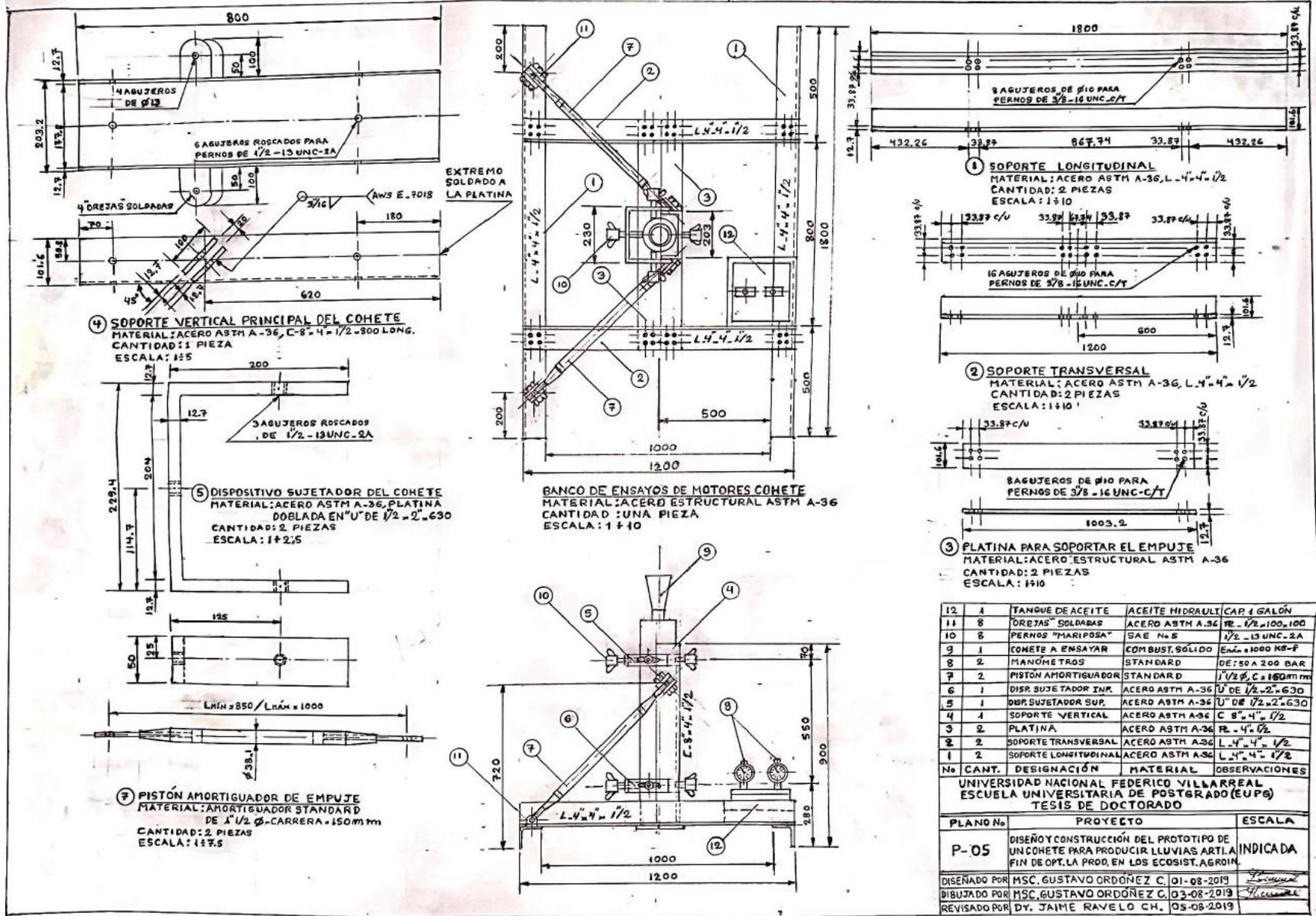


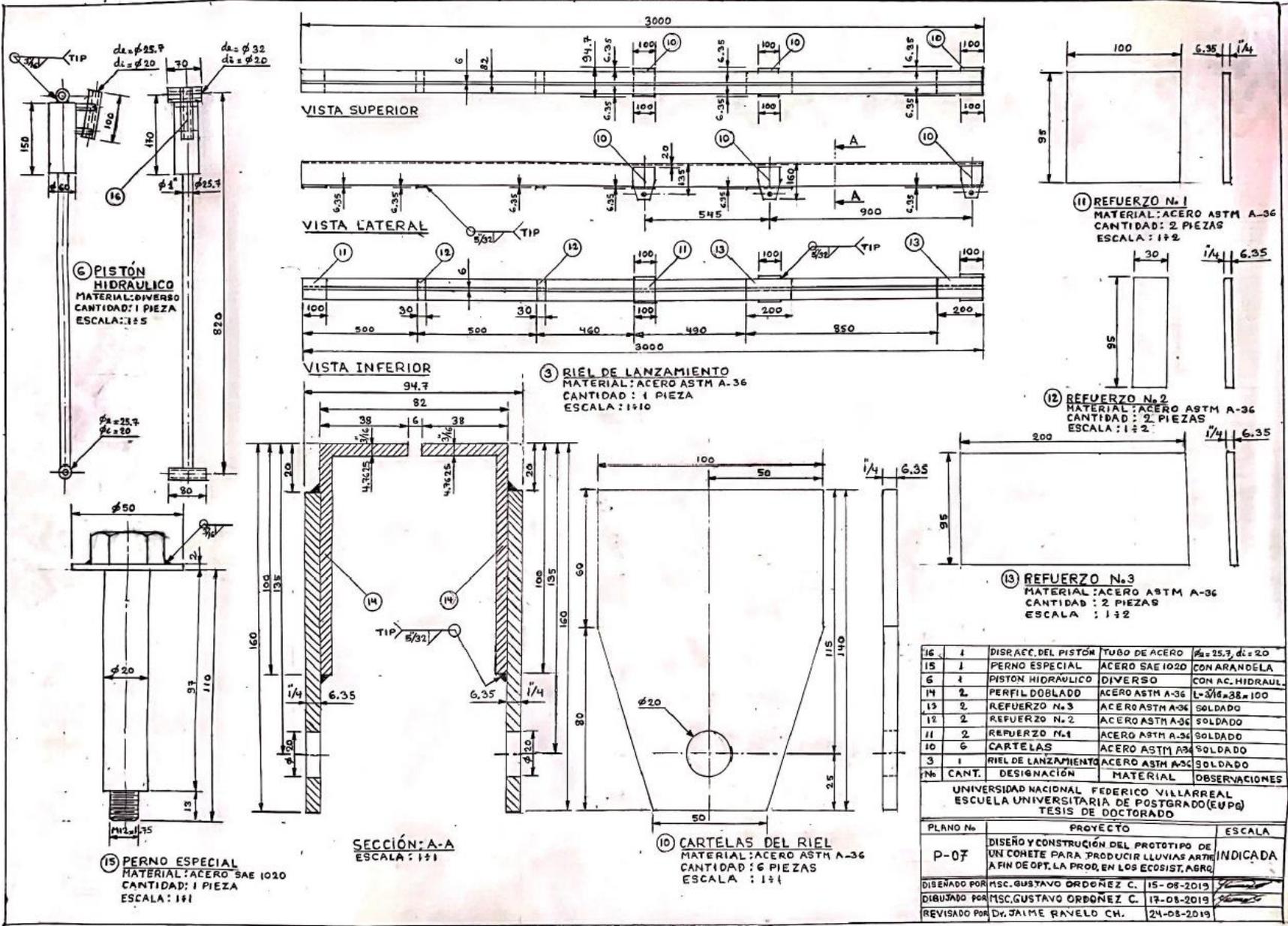
31	1	ARMILLA	DE 1/2 Ø	CON DOBLE TVERCA
30	1	TAPA CON PESTAÑA	DE PVC	SIN PEGAMENTO
29	1	TAPA DE PVC	DE 38.1mm Ø	CON PEGAMENTO
28	1	TUBO DE PVC	DE 1 1/2 Ø	300mm LONG.
27	1	ALAMBRE FINO	DE NICRÓN	
26	1	CARGA EXPULSORA	PÓLVORA NEGRA	CON ADIT. BALIST.
25	1	TUBO DE PVC	DE 3/4 Ø	30mm LONG.
24	2	TERMINALES ELECT.	DE COBRE	PARA LA BILLA
23	1	BILLA METALICA	ACERO	DE 12mm Ø
22	1	TUBO DE PVC	DE 1/2 Ø	100mm LONG.
21	1	SWITCH		DE SEGURIDAD
20	1	BATERIA	PILA SECA	9 VOLTIOS
19	1	CARGA UTIL	YODURO DE PLATA	LÍQUIDO
18	4	INHIBIDOR	TUBO DE PVC	TORNEADO
17	2	CABLE DE PARACAIDAS	NYLON	
16	1	PARACAIDAS	POLIESTER	12 TIRANTES
15	1	SIST. EXP. PARACAIDAS	DIVERSO	CON CARGA PIROTEC.
14	1	TAPÓN DE TOBERA	CORCHO	CÓNICO
11	1	INICIADOR	PÓLVORA NEGRA	50 GRAMOS
10	4	GRANOS "BATES"	79%DEX+19%KN+2%K	CON INHIBIDOR
9'	4	SOPORTE (LADO IZQUIERDO)	ALUMINIO AA-6063	L-25-25-2
9	4	SOPORTE (LADO DERECHO)	ALUMINIO AA-6063	L-25-25-2
8	4	ALETAS ESTABILIZADORAS	ALUMINIO	AA-6063 T-5

Nº CANT. DESIGNACIÓN MATERIAL OBSERVACIONES

UNIVERSIDAD NACIONAL FEDERICO VILLARREAL
 ESCUELA UNIVERSITARIA DE POSTGRADO (EUPG)
 TESIS DE DOCTORADO

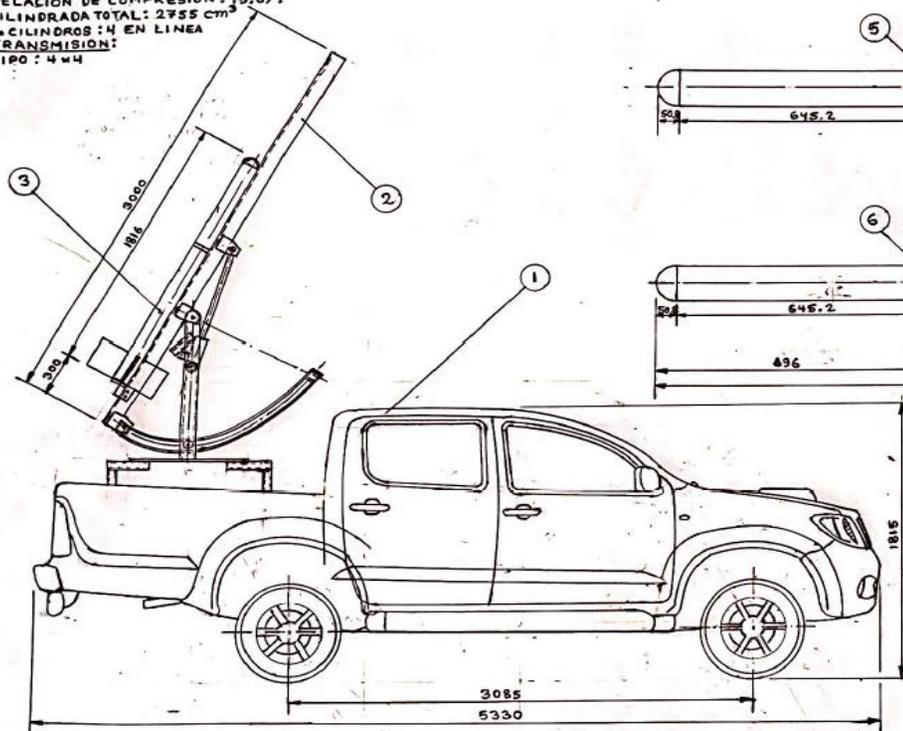
PLANO Nº	PROYECTO	ESCALA
P-04	DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE UN COHETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ART. A FIN DE OPT. LA PROD. EN LOS ECO. AGRO.	INDICADA
DISEÑADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 22-07-2019	
DESBUJADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C. 25-07-2019	
REVISADO POR	DR. JAIMÉ RAYELO CH. 31-07-2019	



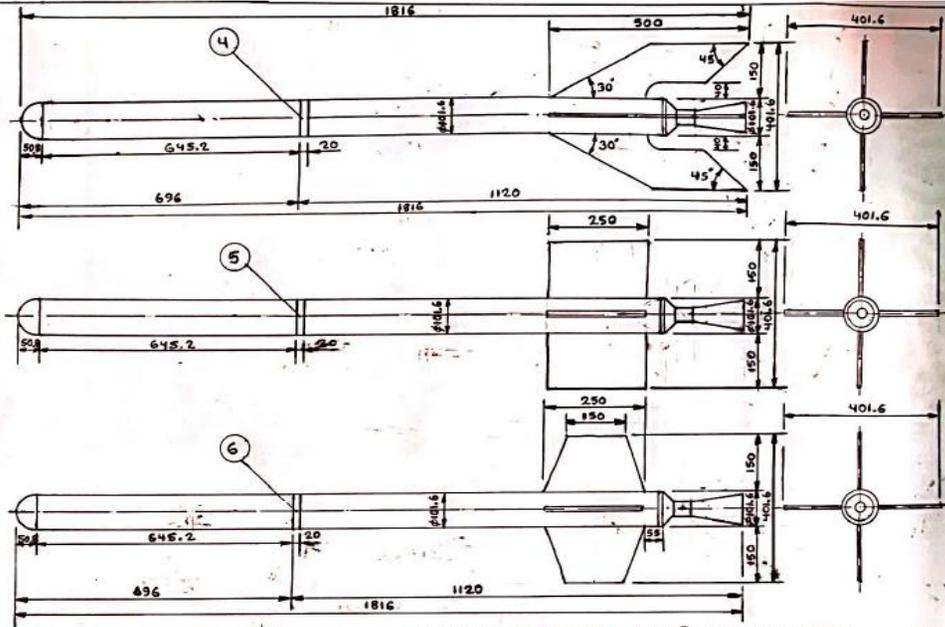


ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL VEHÍCULO

- DIMENSIONES Y PESOS:**
 LONGITUD : 5330 mm
 ANCHO : 1815 mm
 ALTO : 1815 mm
 BATALLA : 3085 mm
- TRUCHA DELANTERA : 1540 mm
 TRUCHA POSTERIOR : 1550 mm
 DISTANCIA LIBRE AL SUELO : 310 mm
 PESO NETO : 2095 KG.
 PESO BRUTO : 2910 KG.
- TOLVA:**
 LONGITUD : 1525 mm ANCHO : 1540 mm ALTO : 480 mm
- MOTOR:**
 TIPO: DIESEL TURBOALIMENTADO CON INTERCOOLER
 SISTEMA DE INYECCIÓN: COMMON RAIL ELECTRONICO
 POTENCIA: 134.3 (HP) A 3400 RPM
 TORQUE MÁXIMO: 42.7 kgm A 1400 RPM
 RELACION DE COMPRESION: 15.6/1
 CILINDRADA TOTAL: 2755 cm³
 N° CILINDROS: 4 EN LINEA
- TRANSMISION:**
 TIPO: 4x4



RAMPA MÓVIL MONTADA SOBRE CAMIONETA PICK UP 4x4
 ESCALA: 1:20

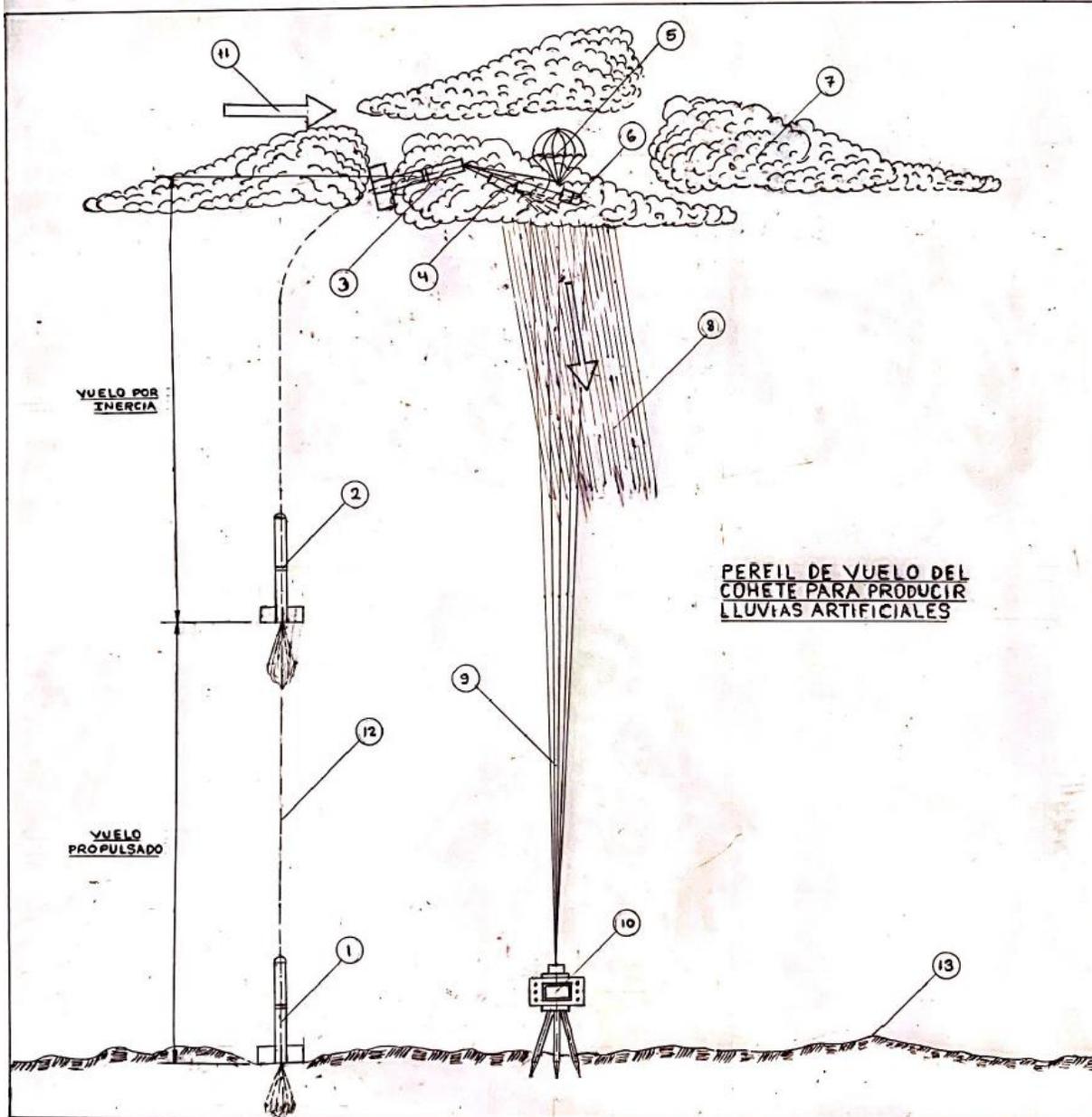


ALTERNATIVAS PARA DISEÑAR LAS ALETAS

- ESCALA: 1:75
 PARA UN COHETE DE 3 ALETAS:
 AREA DE UNA ALETA: $A_1 = 0.17 \times [(d+5) \cdot L]$
 PARA UN COHETE DE 4 ALETAS:
 AREA DE UNA ALETA: $A_1 = 0.13 \times [(d+5) \cdot L]$
 DONDE:
 d = DIAMETRO EXTERIOR DEL FUSELAJE (PULGADAS)
 L = LONGITUD DEL COHETE SIN CONSIDERAR LA OJIVA (PULGADAS)

Nº	CANT.	DESIGNACION	MATERIAL	OBSERVACIONES
6	1	COHETE SÓLIDO	AL. ALUMINIO	ALETA TRAPEZ.
5	1	COHETE SÓLIDO	AL. ALUMINIO	ALETA RECTANG.
4	1	COHETE SÓLIDO	AL. ALUMINIO	ALETA FLECHA
3	1	COHETE PROTOTIPO	PROPEL. SÓLIDO	ENC. ELECTRICO
2	1	RAMPA DE LANZA	ACERO ASTM A36	CON ACCESORIOS
1	1	CAMIONETA PICK UP	TRACCION: 4x4	COMMON RAIL

PLANO Nº	PROYECTO	ESCALA
P-03	DISEÑO Y CONSTRUCCION DEL PROTOTIPO DE UN COHETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ART. A FIN DE OPT. LA PROD. EN LOS ECOSIS. AGRO.	INDICADA
DISEÑADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C.	14-09-2019
REVISADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C.	18-09-2019
REVISADO POR	DT. JAIME RAVELO-GM.	21-09-2019



PERFIL DE VUELO DEL COHETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ARTIFICIALES

COHETE SHUSHUPE I-B DE 3" Ø		
H(m) ALTURA	MAX. C. UTIL (kg)	Nº DE GRANOS
500	1.5	2
1000	1.5	3
1500	1.5	3
2000	1.5	3
2500	1.5	4
3000	1.5	4
3500	1.5	5
4000	1.5	5

COHETE GERSON I-B DE 4" Ø		
H(m) ALTURA	MAX. C. UTIL (kg)	Nº DE GRANOS
2000	2.5	2
2500	2.5	2
3000	2.5	3
3500	2.5	3
4000	2.5	3
4500	2.5	4
5000	2.5	4
5500	2.5	4

Nº	DESCRIPCIÓN	TIERRA	VARIABLE
13	PERFIL DEL TERRENO	TIERRA	VARIABLE
12	TRAYECTORIA DE VUELO	CUASI VERTICAL	CUASI VERTICAL
11	DIRECCIÓN DE LAS NUBES	NUBES	VIENTO LEVE
10	TELÉMETRO	VARIABLE	DET. ALTURA
9	HAZ LASER	LUZ CONCENTRADA	HASTA 10 KM
8	VARIAS LLUVIAS	H ₂ O LIQUIDOS	PRECIPITANDOSE
7	VARIAS NUBES	H ₂ O GASEOSAS	CARGADAS
6	MORRO U OJIVA	ALUMINIO	AA-6063-T5
5	PARACAIDAS	TELA DRALON	CON TIRANTES
4	CARGA UTIL	INDURO DE AS	0.5 KG.
3	COHETE SOLIDO	VARIABLE	APOGEO
2	COHETE SOLIDO	VARIABLE	FIN DE LA COMB.
1	COHETE SOLIDO	VARIABLE	DESPEGUE
Nº	CANT. DESIGNACION	MATERIAL	OBSERVACIONES

UNIVERSIDAD NACIONAL FEDERICO VILLARREAL ESCUELA UNIVERSITARIA DE POSTGRADO (EUPG) TESIS DE DOCTORADO		
PLANONº	PROYECTO	ESCALA
P-10	DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DE UN COHETE PARA PRODUCIR LLUVIAS ARTIFICIALES A FIN DE OPT. LA PROD. EN LOS ECOSISTEMAS	S/E
DISEÑADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C.	05-10-2019
DIBUJADO POR	MSC. GUSTAVO ORDÓÑEZ C.	12-10-2019
REVISADO POR	DY. JAIME RAVELO CH.	14-10-2019