

103
21



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

DISEÑO DE UNA RAMPA DE LANZAMIENTO
PARA AERONAVES DE BAJO PESO

TESIS PROFESIONAL QUE PARA OBTENER EL
TÍTULO DE

INGENIERO MECÁNICO ELECTRICISTA
(ÁREA MECÁNICA)

PRESENTA:
OMAR ACONELTZIN JIMÉNEZ ARÉVALO

Director de tesis: M.C. Margarita Navarrete M.
Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial,
Instituto de Ingeniería, UNAM



Ciudad Universitaria, abril de 1996.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



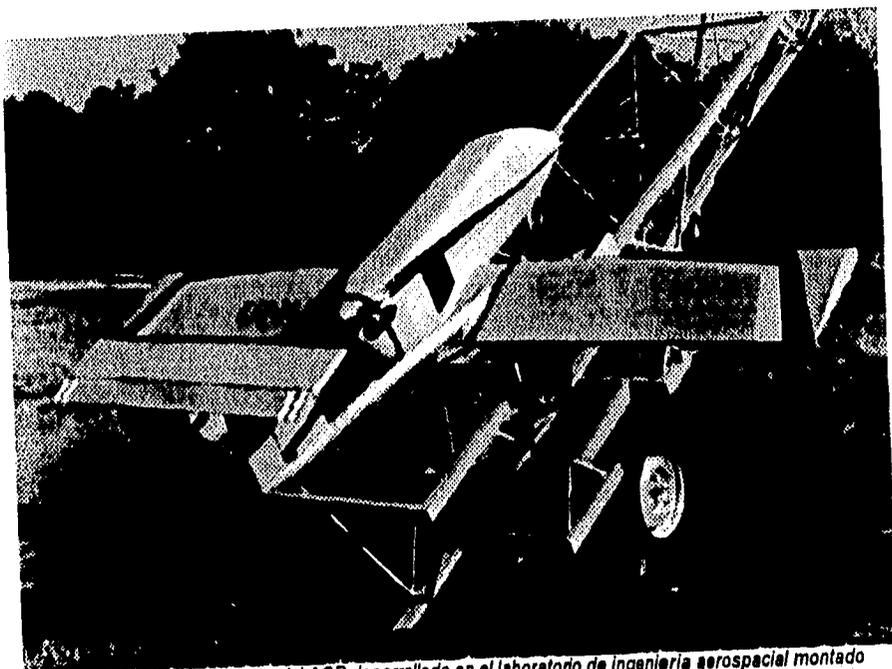
UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

RESUMEN



Fotografía de la maqueta del ACR desarrollado en el laboratorio de Ingeniería aeroespacial montado en la estructura de soporte de la rampa de lanzamiento.

En este trabajo se presenta el diseño de un sistema de lanzamiento por medio de rampa (catapulta) para aviones de control remoto (ACR) de hasta 60 Kg. de peso total, seleccionándose un sistema neumático como generador del impulso necesario para efectuar el lanzamiento. El diseño se basa en el modelado dinámico del sistema de lanzamiento, las especificaciones funcionales, características de la aeronave, recursos y la infraestructura con que se cuenta para este proyecto. Se discuten los criterios de selección utilizados para discriminar entre las diferentes opciones de sistemas de lanzamiento. Se presentan los cálculos realizados para diferentes elementos del sistema, así como el diseño de detalle. Finalmente se concluye sobre el trabajo y se realizan las recomendaciones pertinentes.

DEDICATORIA

A mis abuelos David Jiménez García y Manuel Arévalo Pereyra
In memoriam.

A mis abuelas Guadalupe Jiménez Medina y Aurora Monterrubio Ramírez

A mis padres Zenon y Ma. Antonieta

A mi hermano David.

AGRADECIMIENTOS

A mi asesora Margarita Navarrete por la orientación y ayuda inapreciable durante el desarrollo de este trabajo.

Al Ing. Manuel Dorador del Centro de Diseño y Manufactura de la FI por su ayuda en el acceso a información y captura de imágenes.

Al M en I Jorge Prado por sus valiosas observaciones en la redacción y revisión de este trabajo.

Al personal del C.S.T. de la embajada de Francia por su ayuda en la investigación documental para este trabajo.

Al Dr. Ricardo Peralta y Fabi, jefe del Laboratorio de Ingeniería Aeroespacial del Instituto de Ingeniería, por las facilidades y el apoyo brindados durante la elaboración de este trabajo.

A mis compañeros y amigos Luis E. Monterrubio y Fernando Ibarra por su ayuda y comentarios.

A mi alma mater, la Universidad Nacional Autónoma de México, por todo lo que me ha dado.

PROLOGO

Uno de los deseos más grandes que el hombre ha tenido, es la posibilidad de poder volar. Desde el siglo 2 A.C., en el medio Oriente, existieron personas que intentaron lanzarse con ingeniosos artificios desde lugares altos para así, deslizarse en el aire; aunque sus pruebas no fueron exitosas. Esta ambición se generalizó en muchos pueblos del mundo, en especial en Europa. A finales del siglo XIX se realizaron vuelos en planeadores, y a principios del siglo XX se logró el primer vuelo controlado con motor.

Con el desarrollo del vuelo controlado, se dió un avance impresionante en la aviación mundial, siendo los principales promotores de este desarrollo los conflictos armados que han involucrado a las grandes potencias mundiales, como son la primera y segunda guerras mundiales, los conflictos de Vietnam, Corea, del medio Oriente, así como la guerra fría entre los Estados Unidos de América y lo que fue la Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas. Otra fuente de desarrollo se ha dado en aplicaciones civiles, en especial en el transporte, tanto a medianas como a grandes distancias, donde es necesario tener costos de operación que hagan factible el uso de aeronaves. Un último promotor de desarrollo ha sido la industria espacial, que ha forzado el desarrollo de diversos sistemas y tecnologías que han sido aprovechados por la aviación.

La "aviónica" (electrónica para la aviación), ha permitido también que las aeronaves militares además de sus complejos sistemas de armamento, pudieran contar con otros sistemas para controlar su vuelo, es decir, volar sin la necesidad del piloto por medio de instrumentos , o mas aún, operados a control remoto.

Por otro lado, la necesidad de información de distinta índole se ha incrementado conforme los horizontes de la humanidad se han ampliado. Las otrora grandes limitaciones para el monitoreo u obtención de datos e imágenes han sido superadas, debido a la puesta en órbita de satélites de órbita baja.

La aviación ha ayudado a la obtención de gran cantidad de información del medio ambiente en que vive el hombre, siendo la percepción remota una de las formas de adquisición de información tanto militar como civil más utilizadas.

Los sueños de poder volar de las antiguas civilizaciones han sido, por mucho, superados por la realidad actual; en donde el hombre por medio de la tecnología ha podido extender las fronteras de su mundo hacia el firmamento infinito, buscando información de diversas índoles, desde la que permita saber el origen del universo, hasta la que permita la posibilidad de que el hombre viva en otros planetas. Esto ha sido posible gracias al trabajo y el ingenio de muchos hombres que han creído en sus ideas y las han realizado.

ÍNDICE

RESUMEN	I
DEDICATORIA	III
AGRADECIMIENTOS	V
PROLOGO	VII
ÍNDICE	IX
1. INTRODUCCIÓN	1
2. ANTECEDENTES	3
2.1 INTRODUCCIÓN.....	3
2.2 SISTEMAS ACR Y SU UTILIDAD.....	3
2.2.1 <i>Reseña histórica</i>	3
2.2.2 <i>Aplicaciones en el campo civil</i>	4
2.3 DESARROLLOS ACTUALES.....	5
2.4 SISTEMAS DE LANZAMIENTOS DE LOS ACR	6
2.5 CONCLUSIONES	7
3. ANÁLISIS COMPARATIVO DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO	9
3.1 INTRODUCCIÓN.....	9
3.2 VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO	9
3.3 GRÁFICAS DE FRECUENCIA DE USO	10
3.4 SELECCIÓN DE CASOS CON LAS MISMAS CARACTERÍSTICAS DEL PROYECTO ACR	11
3.5 GRÁFICA DE FRECUENCIA DE USO EN LA CLASIFICACIÓN USADA	11
3.6 CONCLUSIONES	12
4. DISEÑO CONCEPTUAL Y DE CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO	13
4.1 INTRODUCCIÓN.....	13
4.2 DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO	13
4.2.1 <i>Especificaciones</i>	13
4.1.2 <i>Restricciones</i>	13
4.3 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO	13
5. MODELADO DINÁMICO DE LAS OPCIONES DE SISTEMAS DE LANZAMIENTO	15
5.1 INTRODUCCIÓN.....	15
5.2 MODELADO DE LAS FUERZAS E IMPULSOS DEL SISTEMA.....	15
5.2.1 <i>Diagrama de cuerpo libre (Fuerzas)</i>	15
5.2.2 <i>Diagrama de cuerpo libre (Impulsos)</i>	16
5.3 ECUACIONES DE MOVIMIENTO DEL SISTEMA	19

5.4 MODELOS MATEMÁTICOS PARA LA FUERZA DE TRACCIÓN.....	22
5.5 SIMULACIONES DEL SISTEMA SEGÚN LOS DIFERENTES MODELOS DE FUERZA	26
5.6 ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	32
5.7 CONCLUSIONES.....	32
6. SELECCIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO.....	33
6.1 INTRODUCCIÓN.....	33
6.2 MÉTODO DE MATRICES DE DECISIÓN.....	33
6.2.1 Criterios.....	33
6.2.2 Matriz de decisión.....	33
6.2.3 Resultados.....	34
6.3 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LA MATRIZ DE DECISIÓN Y DE LA SIMULACIÓN	34
7. DISEÑO DE DETALLE.....	37
7.1 INTRODUCCIÓN.....	37
7.2 DISEÑO DE LA RAMPA.....	38
7.2.1 Configuración.....	38
7.2.2 Estructura de soporte.....	38
7.2.3 Vía de deslizamiento.....	38
7.2.4 Elementos del sistema de deslizamiento en la góndola.....	44
7.2.5 Góndola o plataforma de lanzamiento.....	47
7.2.6 Sistema de sujeción y liberación.....	51
7.3 DISEÑO DEL SISTEMA DE TRANSMISIÓN:.....	58
7.3.1 Configuración.....	58
7.3.2 Selección del cable.....	58
7.3.3 Cálculo de las poleas y sus ejes.....	59
7.3.4 Elección del sistema conversor de par.....	62
7.4 DISEÑO DEL SISTEMA DE TRACCIÓN.....	62
7.5 CONCLUSIONES.....	67
8. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	69
BIBLIOGRAFÍA.....	71
APÉNDICES.....	73
TABLAS DE INFORMACIÓN GENERAL DE SISTEMAS ACR EN EL MUNDO.....	75
PROGRAMAS DE SIMULACION DE LOS MODELOS DE FUERZA PARA EL PAQUETE "MATHEMATICA".....	85
LISTADO DEL PROGRAMA PARA EL CÁLCULO DE LOS ELEMENTOS DEL SISTEMA DE SUJECIÓN Y LIBERACIÓN.....	97
PLANOS.....	101
TABLAS Y GRÁFICAS DE DATOS.....	125

1. INTRODUCCIÓN

El desarrollo del quehacer humano, necesita de la disponibilidad de información según el interés particular de cada área. Es por ello que la recolección de diversos tipos de datos referentes a la observación del medio ambiente (tanto en la superficie como en la atmósfera) es esencial para la planeación y toma de decisiones en las comunidades y su entorno.

El desarrollo de una aeronave de control remoto para su aplicación en el campo de la percepción remota es una opción para la adquisición de información útil para el desempeño de las diferentes actividades humanas.

Desde 1988, el Instituto de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México, en colaboración con otras instituciones, ha impulsado el desarrollo de este sistema (nombrado ACR), que incluye: una aeronave teledirigida, una unidad terrena de mando, una unidad de lanzamiento y una de recuperación. Dicho sistema no será dependiente de la disponibilidad de un terreno para poder operar, sino que será posible utilizarlo en cualquier lugar con un mínimo de espacio. El diseño del sistema de lanzamiento cobra gran importancia para que sea factible el uso de la aeronave teledirigida.

El presente trabajo tiene como *objetivo el diseñar un sistema para dar el impulso inicial (sistema de lanzamiento) a una aeronave de bajo peso dirigida a control remoto (ACR) para que emprenda el vuelo sin necesidad de una pista de despegue, sin sufrir daño alguno durante el lanzamiento, de fácil operación, mínimo mantenimiento, y de bajo costo, tanto en la operación como en la fabricación.*

El diseño de un sistema con las características antes mencionadas se debe realizar tomando en cuenta los avances y trabajos anteriores que se han realizado en este campo, manteniendo como criterio de diseño: el no ser esclavo de la tecnología, así como tomar en cuenta el hecho de que tanto su operación como su mantenimiento no serán realizados por ingenieros, sino por operarios. Es importante recordar que el diseño debe ante todo, funcionar satisfactoriamente, por lo que debe entenderse que "lo mejor es a veces enemigo de lo bueno"¹

¹ "Filosofía de diseño"

aviones piloteados. Al contrario, en Israel, se incrementó el desarrollo tecnológico para la aplicación efectiva en el campo de batalla.

A partir de 1970, se retoma el hecho de que usando ACR's, se puede tener una "herramienta" que puede desarrollar diversas tareas militares que siendo difíciles y peligrosas no pondrían en juego la vida humana. Por ello, tanto en América como en Europa, los principales países avanzados en materia militar como Estados Unidos, Canadá, Unión Soviética, Inglaterra, Alemania, Francia y Bélgica implementaron programas para el desarrollo de estas aeronaves con el fin de impulsar la industria de los aviones radiocontrolados.

En 1974 los E.U.A. ponen en funcionamiento el proyecto Aquila, que quizá ha sido uno de los más significativos para el desarrollo de los ACR en ese país. El avión (ala volante) se utilizaría en el futuro como aeronave de reconocimiento, además de disparar hacia blancos preprogramados. El Aquila se lanza desde una catapulta hidráulica ensamblada en el campo montada en un camión de cinco toneladas. Después del lanzamiento y del vuelo, se recupera con una red gigante montada en dos postes cuya estructura descansa en otro camión, también de cinco toneladas.

Varios años después, el avance israelí se vio culminado durante la invasión a Líbano en 1982. Los dos ACR utilizados, el Mastiff y el Scout llevaron a cabo importantes misiones, sobre todo en la localización de las estaciones de radar enemigo, para luego destruirlas con misiles teledirigidos, marcando este hecho el importante papel que los ACR jugarían en las guerras posteriores.

Durante la guerra del Golfo Pérsico (1991) se puso especial interés en las misiones de los ACR. El Pioneer fue usado como avión de reconocimiento y como medio para encontrar la posición de los comandos iraquíes. Esta aeronave vio su primera aplicación efectiva después de siete años de iniciado el proyecto binacional entre Estados Unidos e Israel. El avión se lanza desde una catapulta montada en un barco. Lleva un cohete en su parte inferior para el impulso inicial y después de la operación es recuperado por una red también montada en el barco que se arma rápidamente sobre la catapulta de lanzamiento al ser desarmada esta última.

De la guerra del Golfo Pérsico surgieron nuevas propuestas para el desarrollo de los ACR, debido a que se encontraron nuevas exigencias que debían cumplir los sistemas. En los años de 1989-1994, el presupuesto para la industria de sistemas ACR aumentó considerablemente en varios países, siendo alrededor de un 150% en los EUA. A nivel mundial existe ya un avance significativo, sobre todo en las pruebas de vuelo y en la reducción del riesgo que implica la inversión inicial, ya que las necesidades, la dirección de proyectos y los fondos se mantienen estables.

El futuro de los ACR dependerá de factores como el avance en la electrónica y la computación, de las características futuras de las misiones a cumplir e inclusive de la situación política a nivel mundial y de los conflictos existentes.

2.2.2 Aplicaciones en el campo civil.

La tecnología ha permitido que los ACR puedan ser aviones ligeros de tamaño reducido que pueden volar por largos períodos, horas y hasta dos o tres días en casos excepcionales cubriendo gran cantidad de terreno, disponiendo de una electrónica capaz de proveer imágenes u otra información con gran precisión. Esta tecnología puede ser utilizada en aplicaciones en el terreno

2. ANTECEDENTES

2.1 INTRODUCCIÓN

La consideración de los orígenes del problema y de las soluciones generadas con anterioridad nos facilita el desarrollo de la idea sobre la cual se basa nuestro diseño. En el caso de los ACR, su desarrollo histórico ha generado una gran cantidad de proyectos de diferentes características, los cuales han aportado diversas soluciones al mismo problema, las cuales funcionan mejor según sea las cualidades del proyecto en general.

2.2 SISTEMAS ACR Y SU UTILIDAD

2.2.1 Reseña histórica

Los términos RPV (Remotely piloted vehicles) y UAV (Unmanned aerial vehicles) se refieren a los vehículos autopropulsados y teledirigidos que poseen autonomía de operación, careciendo de un piloto dentro de la misma aeronave (Aviones a Control Remoto ó ACR). Se debe aclarar que los proyectiles o misiles no se consideran en esta clasificación ya que, ha diferencia de estos últimos, un ACR debe ser recuperado para su posterior utilización.

Los ACR han sido desarrollados principalmente con fines militares, y sólo aplicándose recientemente como apoyo en la resolución de problemas de índole civil.

El desarrollo de los ACR empieza en 1913, cuando un hidroavión Curtis de la Marina de los Estados Unidos voló sin piloto utilizando un giróscopo estabilizador. Este dispositivo sirvió de base al primer piloto automático. El avión fue utilizado principalmente como blanco para entrenamiento de pilotos de aviones de caza y para probar armamento antiaéreo.

Durante la segunda guerra mundial (1939), se utilizaron aviones como el Queen Bee, el cual despegaba por medio de una catapulta de los portaaviones ingleses para servir de entrenamiento a la defensa antiaérea, y con suerte era regresado para realizar su aterrizaje en la pista. Este avión era un biplano de tamaño natural.

En 1943, Alemania desarrolló la bomba V1, la cual contaba con un control teledirigido, fue usada para interceptar proyectiles en el espacio aéreo, y mas tarde, para atacar a sitios predeterminados. También diseñados por los alemanes, los aviones Mistel S1, S2 y S3 se cargaban con explosivos y eran lanzados desde el aire desde un bombardero que los guiaba hasta su destino.

A mediados de la década de los sesentas los ACR tuvieron un desempeño importante; de 1965 a 1975 los E.U.A llevaron a cabo 3435 misiones de reconocimiento en el sur de Asia. Durante la guerra de Vietnam (1968-1973), se diseñaron los ACR tipo Firebee construidos por los estadounidenses; estos aviones se usaron como señuelos para las armas contrarias y como un medio para la transmisión de información. Eran impulsados por un cohete en su parte inferior y despegaban desde una catapulta.

Después de Vietnam, la milicia norteamericana perdió interés por los ACR, principalmente porque la Fuerza Aérea insistió en que eran inferiores en su funcionamiento en comparación con los

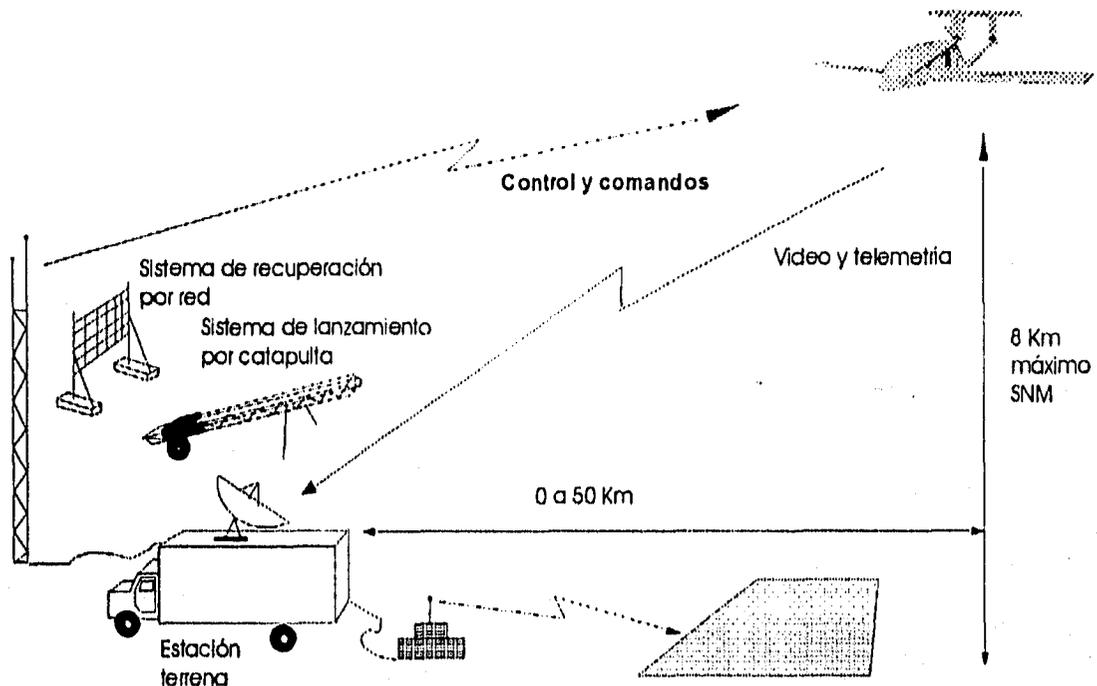


Fig 2.1 Esquema de operación de un sistema ACR

Es así que la facilidad de transporte del sistema permite que se pueda desplegar en cuestión de minutos todo el equipo en cualquier tipo de terreno al que tenga acceso la unidad móvil, evitando el uso de una pista de despegue que no se encuentra disponible en cualquier lugar.

La clave para el éxito del sistema ACR, radica en la carga interna del vehículo, como cámaras de video, infrarrojas, fotográficas, sensores, elementos para el guiado de la aeronave, computadora y equipo de comunicación; los cuales deben ser instalados dentro del fuselaje o cuerpo de la aeronave. Dado el avance en la electrónica y la programación para su funcionamiento, los ACR pueden llevar a cabo una amplia gama de misiones.

2.4 SISTEMAS DE LANZAMIENTOS DE LOS ACR

Existen varios métodos para poner en vuelo un ACR, los cuales son usados según las características del vehículo. Podemos clasificarlos de la siguiente manera:

- **Lanzamiento a mano:** se usa cuando los aviones son de poco peso, menores a 4 o 5 kg. Estas aeronaves llevan equipo ligero y se elevan con su propio medio de impulsión y con el empuje dado con la mano.
- **Despegue desde pista:** normalmente las aeronaves llevan su tren de aterrizaje acoplado a la estructura, pero también son usados los esquís. Se requiere una pista de asfalto, de pasto o de tierra.
- **Despegue desde catapulta:** la catapulta es el método más usado para dar el impulso inicial a los ACR. Pueden estar montadas en una unidad móvil (camión), directamente sobre el terreno

civil, existiendo varias actividades que se pueden optimar con el uso de los ACR, como las siguientes:

1. Desarrollo de la aeronáutica.- Con los ACR se pueden hacer estudios de aerodinámica, sistemas de control, sistemas de propulsión, de control remoto e innovaciones que además de resultar más económicos disminuyen el riesgo del piloto.
2. Monitoreo y fotogrametría.- Con el fin de estudiar el aire y la contaminación, localizar incendios o tormentas, vegetación, migraciones del mundo animal, estudiar la población y el crecimiento de las ciudades.
3. Exploración.- Búsqueda de personas o vehículos , yacimientos minerales, peces, insectos, etc.
4. Prevención.- Aviso a la población civil sobre catastrofes, obstrucciones en las vías terrestres y sistemas de comunicación, así como alteraciones del entorno por diversos fenómenos.
5. Transporte.- Los ACR pueden transportar, por ejemplo, medicamentos u objetos que ayuden a la población civil en caso de desastres o emergencia en lugares poco comunicados. Pueden usarse como fumigadores o sembradores o para controlar incendios. También para correo.

Ciertamente muchas de estas aplicaciones podrán ser utilizadas normalmente hasta que los programas para el uso civil demuestren total eficiencia y un costo relativamente bajo, además de la aceptación por parte del gobierno y empresas de los países del mundo. Se estima que para el año 2000, el 50% de las ventas de sistemas ACR serán con fines militares y que el otro 50% se use con fines civiles, así mismo, para el año 2010 se prevé que la aplicación civil llegará al 70% de los aviones fabricados.

La ventaja en el uso de los ACR a nivel civil se obtiene del bajo costo del sistema, comparado con los aviones piloteados, y de su fácil transportación a lugares poco accesibles. La desventaja puede recaer en el riesgo que implica el vuelo de la aeronave sobre la población donde un accidente sería de consecuencias lamentables.

2.3 DESARROLLOS ACTUALES.

Dependiendo de la misión, del sistema de lanzamiento-recuperación, de la carga, del alcance, altitud etc., se han diseñado una gran cantidad de ACR's, ya sean de la configuración convencional, de tres alas o canard; así como configuraciones no comunes.

La aeronave en sí representa solo una parte del sistema ACR. La otra parte radica en el control, es decir, que además de la importancia de la misión realizada, resulta igualmente crítico el control desde la estación en tierra, normalmente localizada en una unidad móvil manejada por tres o más operadores. El típico sistema consiste en una estación de control, posiblemente dos estaciones de control portátiles y dos estaciones de recepción remota; un lanzador de la aeronave así como el recuperador, el equipo asociado al sistema y dos o más ACR.

o en la plataforma de un barco, generalmente son desmontables y se pueden transportar fácilmente.

Las catapultas tienen rieles por donde corre el avión al despegar. La distancia de los rieles varía desde 0, hasta 7 u 8 metros, y siempre tienen un ángulo sobre la horizontal, entre 10 y 30 grados que varía según la velocidad y el ángulo de desplome de la aeronave. En este caso el despegue por catapulta es el que concentra nuestra atención por razones obvias.

Existen varios tipos de catapultas:

- ◊ **Catapulta hidráulica:** se diseña con base en un sistema hidráulico que impulsa a la aeronave.
- ◊ **Catapulta de vapor:** utiliza un sistema de vapor de agua a presión para su funcionamiento. Es usado básicamente para aviones grandes en portaaviones.
- ◊ **Catapulta neumática:** consiste en un sistema neumático a base de aire a presión.
- ◊ **Catapulta bungee:** es un sistema que consta de un elemento que acumula energía potencial por medio de un elemento elástico; es el caso de una liga que se acopla a la aeronave para dar el impulso inicial.
- ◊ **Catapulta de motor eléctrico(winch):** consiste en un motor que tiene acoplado un cable largo. Este cable se conecta a la aeronave que es jalada hasta elevarse.
- **Lanzamiento desde una aeronave en vuelo. (Nodriza):** en este sistema se pone en vuelo el ACR desde una aeronave mayor (tripulada), la cual libera al aparato en la altura a que se ha de efectuar el vuelo.
- **Despegue en carro: (Vehículo en movimiento):** en este sistema el ACR se instala en la parte superior de un vehículo con propulsión autónoma, el cual se acelerará hasta la velocidad de despegue del aparato. Al alcanzar esta, se libera el avión y este tendrá la velocidad necesaria para mantener el vuelo.

2.5 CONCLUSIONES

El uso de los diferentes sistemas de lanzamiento dependen de varios factores, entre los que destaca la finalidad de uso del ACR y sus dimensiones físicas necesarias (Peso, alturas, ancho, largo, etc), por lo que no existe una solución general para todos los sistemas, teniéndose que analizar las restricciones y características del proyecto.

3. ANÁLISIS COMPARATIVO DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO

3.1 INTRODUCCIÓN

El comparar las ventajas y desventajas de los diversos sistemas de lanzamiento nos permite una mejor selección del sistema conceptual a desarrollar, tomando en cuenta la experiencia previa de otros proyectos similares.

3.2 VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO

Como anteriormente se ha visto, las formas de impulsar al vuelo a los ACR son múltiples, que varían según la finalidad y las características del avión, por lo cual la elección de un sistema de lanzamiento para un ACR deberá basarse en el peso que se le den a los diferentes factores que influyen, como lo son el costo de fabricación, el tiempo de preparación, la complejidad del manejo, el espacio disponible y la facilidad de transporte.

De esta forma, se debe tomar en cuenta para la selección del sistema tanto las ventajas como las desventajas del mismo. A continuación se mencionan los sistemas actuales y sus características:

-Lanzamiento a mano: este sistema es prácticamente el más barato, ya que no necesita la ayuda de aparatos para llevar a cabo su acción, su tiempo de preparación es corto y la operación es sencilla. El mencionado sistema tiene como principal desventaja el peso de la aeronave, ya que al ser lanzado por un ser humano el ACR tiene que ser muy ligero, por lo que no es factible utilizarlo en aeronaves con mucha carga.

-Pista de asfalto: este sistema tiene la gran ventaja de tener un tiempo de preparación sumamente corto, así como tener un costo de operación bajo. En contraste el sistema requiere de una inversión inicial alta, además de requerir una superficie grande para su instalación, que será permanente. En adición a esto, el uso de este sistema puede incrementar el peso de la aeronave debido al uso de trenes de aterrizaje.

-Pista de tierra o pasto: este sistema tiene las ventajas del sistema anterior además de que el costo inicial baja substancialmente y, por supuesto, las mismas desventajas.

-Catapulta de vapor: este sistema es utilizado comúnmente en los portaaviones, y puede dar grandes cantidades de energía para la aceleración. Su principal desventaja es el tamaño de la instalación necesaria para su uso, por lo que no es factible su utilización en un sistema que se caracteriza por su movilidad. La operación del sistema es bastante compleja en comparación con lo demás sistemas.

-Catapulta Hidráulica: su principal desventaja es el alto costo de fabricación.

-Catapulta Neumática: el uso de este sistema es muy extendido en los sistemas ACR, ya que permite tener una facilidad de transportación aceptable, además de tener un tiempo de preparación relativamente corto. Su principal desventaja es el precio de fabricación.

-Catapulta Bungee: este sistema tiene grandes ventajas sobre el resto, ya que su costo de operación es relativamente bajo, tiene una gran facilidad de movilización y su tiempo de preparación es corto, su precio, si bien no es bajo, es mas barato que las catapultas neumáticas e hidráulicas. Su principal desventaja es la adquisición del material para su fabricación debido a las características de los elementos elásticos que hacen el trabajo.

-Motor eléctrico(Winch): este sistema es relativamente poco usado. Su desventaja radica en la complejidad del sistema para la transmisión de energía del motor al avión. Por otro lado, su operación puede tener un costo bajo

-Catapulta de longitud cero: con este sistema se pueden lograr lanzamientos en muy poco espacio. Su tiempo de preparación es corto, además de ser fácilmente transportable. Sus principales desventajas son los costes, ya que tanto en la fabricación como en la operación estos son bastante altos. Los motores para este sistema se pueden adquirir en países como Francia.

-Lanzamiento desde una nave nodriza: este sistema nos permite lanzar cualquier ACR desde cualquier altura y posición. Su principal desventaja radican en que es necesario la utilización de una aeronave más grande para poder realizar el lanzamiento, además de necesitar invariablemente una superficie para el despegue y aterrizaje de esta.

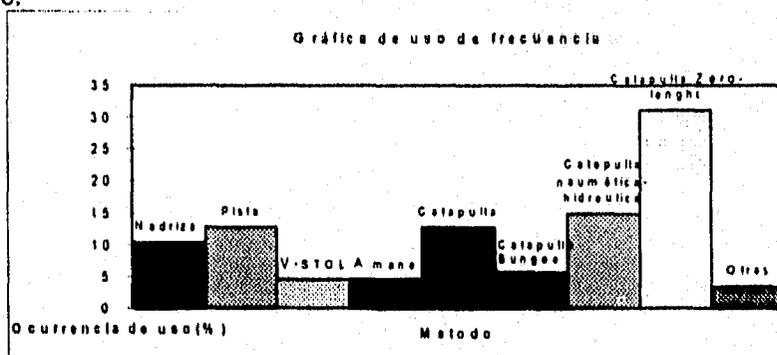
-Despegue en carro (Vehículo en movimiento): su costo de operación es por lo regular bajo, aunque está limitado a un recorrido en línea recta bastante largo para el vehículo, el cual deberá acelerarse y posteriormente frenarse.

-V-TOL: la principal ventaja es la no utilización de sistemas externos a la aeronave para su despegue en espacios reducidos, aunque el empleo de este sistema aumenta los costos de fabricación y operación del avión, ya que los mecanismos para su funcionamiento son bastante complejos.

3.3 GRÁFICAS DE FRECUENCIA DE USO

Con base en una recopilación bibliográfica, se obtuvo una lista de los diferentes proyectos realizados en varias partes del mundo, con sus características tanto físicas como de operación. En esta lista (ver apéndice) están incluidos los sistemas de lanzamiento que usa cada uno de los proyectos y su uso.

Con la lista antes mencionada se grafica la frecuencia de uso de cada uno de los sistemas de lanzamiento.



3.4 SELECCIÓN DE CASOS CON LAS MISMAS CARACTERÍSTICAS DEL PROYECTO ACR

Las características propias de cada sistema ACR definen el tipo de lanzamiento que ha de usarse, por lo que se realizó una discriminación de los datos de la lista del apéndice según los siguientes parámetros:

Peso total: Hasta 150 kg

Velocidad: Mayor a 85 km/hr y menor a 240 km/hr.

Tipo de propulsión: Por hélice

Techo: 4000 m.s.n.m.

De dicha discriminación se tiene la siguiente tabla.

SISTEMA	PAIS	AÑO	PESO Carga (Kg)	PESO Total (Kg)	VEL (km/h.)	SIST. LANZ.	EMPRESA	ENV. (m)	LONG. (m)
ALTAIR	USA		30	99	150	CATAPULTA	LOCKHEED	3.9	2.1
BA. STABLEYE	UK	1980	25	80	140	CATAPULTA NEUMATICA	BRITISH AEROSPACE	3.7	2.9
EYRIE	UK	1984	2.5	70.5		CATAPULTA BUNGEE	EYRIE ENTERPRISE	2.3	0.7
FALCON	USA	1975		11			EGLEN HOVER CRAFT	2.4	1.8
FERRANTI	UK	1981	45	140	126	CATAPULTA NEUMATICA	FERRANTI DEFENSE SYS	4.4	1.4
FR ASAT, RAVEN HORNET	UK	1983	4	15	126	PISTA/CATAPULTA	FR GROUP PLC	2.7	2.1
LOCUST	USA	1981		88	105	CATAPULTA NEUMATICA	AIR FORCE ROCKET PROP. LAB.	3	3
ML SPRITE	UK	1983	8	30	111	V-TOL	ML. AVIATION COMPANY		
OSCAR	USA	1991	91			PISTA			
PARTNERSHIPS	USA		3	22	165	PISTA	PARTNERSHIPS LIMITED INC.	4.1	3.7
PERSEUS	CAN		50				AURORA FLIGHT SCIENCES CORP.		
PHOENIX	UK			2.4		CATAPULTA NEUMATICA	GEC AVIONICS		
SCOUT MASTIFF	ISR		40			CATAPULTA	MAZLAT/IAI		
SHADOW 200	USA	1993	23	110	100	CATAPULTA NEUMATICA	USA/AAI	3.9	
TASUMA	UK	1980	10		95	CATAPULTA BUNGEE		3.2	1.9
TRACTEL	USA		8	20.4			TRACTEL CORPORATION	3	2.2
TTL BANSHEE	UK	1983	10			CATAPULTA	TARGET TECHNOLOGY	2.5	2.8
XRAE 1-2	UK	1983	17.5			CATAPULTA BUNGEE	ROYAL AIRCRAFT ESTABLISHMENT	2.7	2.1

NOTA: En los aparatos, en los cuales no se encontró el dato del peso total, pero si el de carga, se tomó este último como 2/3 del peso total.

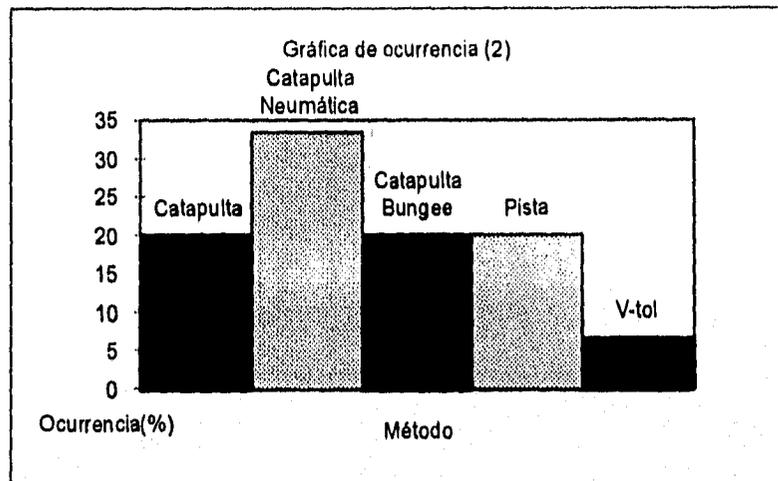
3.5 GRÁFICA DE FRECUENCIA DE USO EN LA CLASIFICACIÓN USADA

Con base en las tablas de información analizadas (ver apéndices) se puede notar un uso amplio de los sistemas de catapulta en el espectro restringido por las características del proyecto. La

frecuencia de uso de estos sistemas está representada en la gráfica #2. En ella podemos apreciar que los sistemas más utilizados son (en orden decreciente):

Catapulta Neumática

Catapulta Bungee



No obstante, es recomendable que en la selección del sistema de lanzamiento se tomen en cuenta otras opciones como lo es el motor eléctrico (Winch), ya que estas pueden cumplir con los requerimientos del proyecto.

3.6 CONCLUSIONES

Al realizar el análisis comparativo de las diferentes opciones, se aprecia claramente la tendencia de utilizar catapultas para sistemas con características similares a las que presenta el proyecto ACR.

Para la decisión final de cual sistema es el más adecuado a nuestras necesidades, se hacen una serie de consideraciones de diseño, mismas que se describen en los capítulos siguientes.

4. DISEÑO CONCEPTUAL Y DE CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO

4.1 INTRODUCCIÓN

El diseño conceptual y de configuración es una parte importante en el proceso de diseño, ya que es en esta etapa donde se delimita el funcionamiento deseado del ingenio proyectado por medio de las especificaciones y restricciones del problema, así mismo es donde se establece la configuración básica de dicho dispositivo sobre la cual se desarrollarán los siguientes pasos del diseño.

4.2 DESCRIPCIÓN DEL PROYECTO

4.2.1 Especificaciones

1. Fácil operación
2. Fácil traslado
3. Mínimo mantenimiento
4. Capacidad de operación en cualquier terreno
5. Masa máxima de lanzamiento: 60 Kg.
6. Velocidad de salida de la aeronave 85 Km./h ($\pm 20\%$)
7. Altura de operación hasta 4000 m.s.n.m. ($\pm 20\%$)

4.2.2 Restricciones

1. Longitud de la rampa de despegue no mayor de 8 m.
2. Aceleración máxima permitida para el ACR +5g
3. Tiempo máximo de preparación del sistema: 1 hr.
4. Área máxima de lanzamiento: 20m x 20m

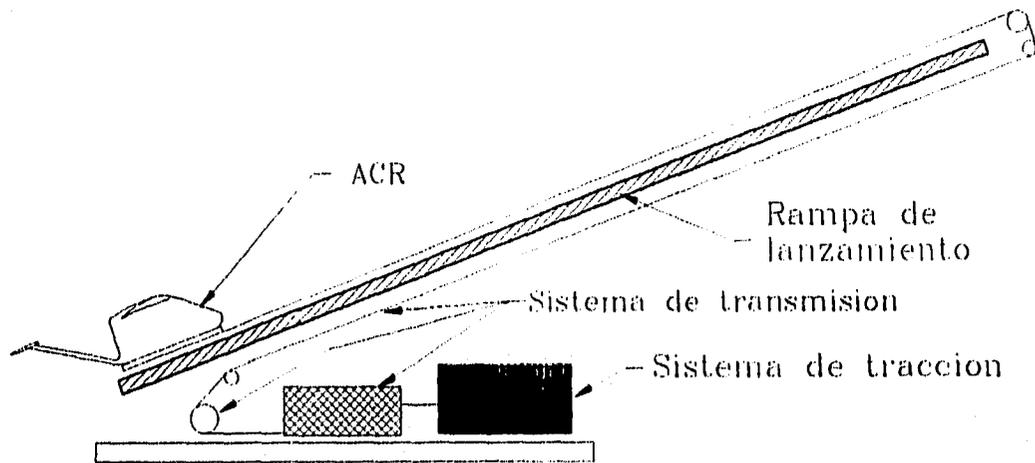
4.3 CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO

Tomando en consideración las especificaciones y restricciones se eliminan varias de las opciones normalmente utilizadas (pistas, lanzamientos a mano, V-TOL, vehículos en movimiento, nodrizas), quedando las opciones de catapultas, que son las que cumplen con los parámetros establecidos.

De esta forma, la configuración básica del sistema de lanzamiento cuenta con los siguientes elementos:

1. **Rampa de despegue:** es la guía de dirección durante el lanzamiento de la aeronave, con un ángulo de elevación respecto a la horizontal.
2. **Sistema de transmisión:** por medio del cual se transfiere la energía desarrollada por el sistema de tracción a la góndola donde se coloca el ACR con el fin de impulsarlo.
3. **Sistema de tracción:** provee de la energía necesaria para poner en funcionamiento todo el sistema de lanzamiento durante el despegue.

La distribución de estos elementos en una configuración general para sistemas de catapulta se muestra en la figura 4.1.



(Fig 4.1 Diagrama de la configuración básica.)

5. MODELADO DINÁMICO DE LAS OPCIONES DE SISTEMAS DE LANZAMIENTO

5.1 INTRODUCCIÓN

Para conocer el comportamiento del sistema es necesario establecer el modelo dinámico del mismo. La representación del comportamiento del sistema por medio de sus ecuaciones de movimiento nos permitirá estudiar las opciones de lanzamiento a través de los modelos matemáticos de la fuerza de tracción.

Para establecer las expresiones matemáticas de dicho sistema se elaboran 2 diagramas de cuerpo libre; en el primero se muestran las fuerzas actuantes sobre el cuerpo y en el 2º, se representan los impulsos generados en el sistema.

5.2 MODELADO DE LAS FUERZAS E IMPULSOS DEL SISTEMA

5.2.1 Diagrama de cuerpo libre (Fuerzas)

En el primer diagrama se consideran las siguientes fuerzas:

+Peso (W). Este incluye el peso del ACR y de la plataforma, considerando que está aplicado a un punto G (origen del sistema de coordenadas). Dicho punto está situado en el centro de masa del conjunto. Las dos componentes que conforman esta fuerza dependen del ángulo de lanzamiento (α) que se use ($W_x = W \sin \alpha$, $W_y = W \cos \alpha$).

+Arrastre (D). Esta fuerza se compone de 2 partes: arrastre inducido y parásito, donde el primero se debe a la sustentación generada y el segundo a múltiples factores relacionados con la forma y la textura del cuerpo. En el arrastre parásito, la mayor componente es debida a la textura de la superficie del cuerpo (Skin friction drag) que se representa como el área equivalente de una placa plana inmersa en el fluido en forma paralela al flujo.

Para simplificar el modelo, se considera que el arrastre permanece constante, y que es igual al arrastre del conjunto del cuerpo cuando la gondola tiene la velocidad máxima alcanzada en la rampa de lanzamiento ($V_f = 24 \text{ m/s}$)

El punto de aplicación de la fuerza de arrastre (llamado centro de arrastre) lo definiremos como c , el cual no necesariamente se encuentra en el ala, ya que depende del arrastre de las diferentes partes del avión (fuselaje, empenaje, etc.) dicho punto está localizado por el vector \bar{c} .

+Tracción (T). Para lanzar (acelerar) el ACR se aplica una fuerza externa en el punto e (localizado por el vector \bar{e}) ubicado en la plataforma. Esta fuerza de tracción será la que acelere de V_i (0 m/s) a V_f (24 m/s) al aparato. El modelado de dicha fuerza se discute posteriormente.

+Normales (N_1 y N_2). Se generan por la existencia de una componente del peso en la dirección del eje y , localizándose en los puntos de apoyo r y q , que es donde el conjunto hace contacto con la rampa. La suma de N_1 y N_2 es igual a la componente en y del peso del conjunto ACR-Plataforma.

+Reacciones (R_r y R_q). Aparecen al generarse una tendencia al giro (tendencia indeseable) ya que la tracción no está aplicada en la línea del centro de gravedad. Esta tendencia al giro sobre el eje z se cancela restringiendo la trayectoria de los puntos de apoyo r y q a lo largo de la rampa. De esta forma solo se pueden mover en la dirección del eje x . La tendencia al giro se toma con respecto al punto G , por lo cual las reacciones R_r y R_q tienen sentidos opuestos. Al encontrarse el punto de aplicación de la tracción (e) por abajo del punto G , esta tendencia será en sentido positivo (s.c.m.r.) por lo que R_q se dirigirá en sentido negativo y R_r en el sentido positivo. La magnitud de ambas reacciones varían con respecto al tiempo.

Fricciones (μN_1 , μN_2 , μR_r y μR_q)

Al encontrarse en contacto los puntos r y q con la rampa, se generan fuerzas contrarias al sentido de desplazamiento del conjunto ACR-Plataforma; dichas fuerzas son proporcionales a la magnitud de las reacciones R_r y R_q y de las normales N_1 y N_2 . Las normales son constantes en el tiempo, no así las reacciones.

Para simplificar el diagrama, se considera que las fuerzas en dirección z son simétricas, no afectando al sistema, así como también se considera que no existen giros alrededor de los ejes y ó x .

DIAGRAMA #1

Diagrama de cuerpo libre (fuerzas)

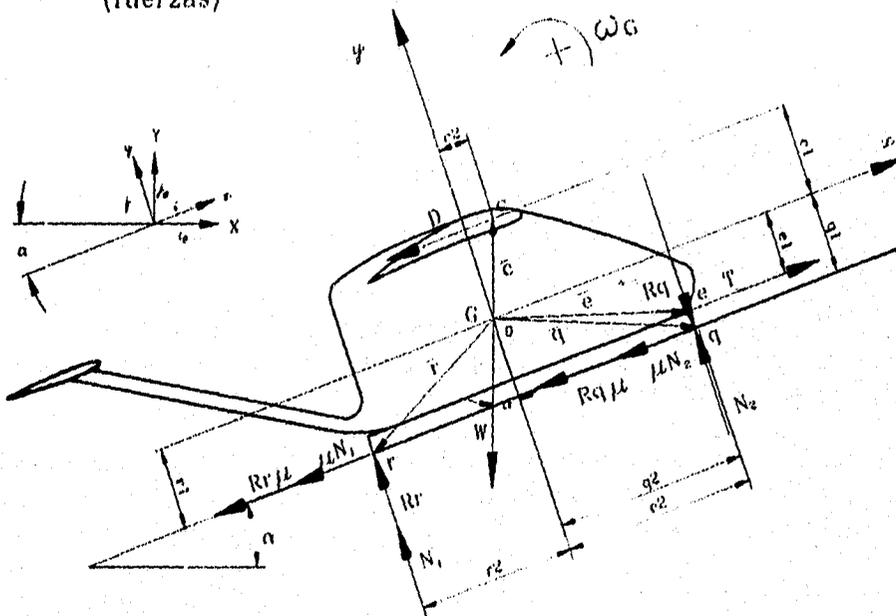


Fig. 5.1 diagrama de cuerpo libre (fuerzas)

5.2.2 Diagrama de cuerpo libre (Impulsos)

Para el segundo diagrama se utiliza la definición de impulso lineal, la cual se expresa como

$$J = \int \Sigma F dt = m (V_2 - V_1)$$

como el sistema estudiado tiene condiciones iniciales $t = 0$ seg.; $V_i = 0$ m/s y masa (m) constante, se puede reescribir como:

$$j = \int \Sigma F dt = m \bar{V}_2$$

Si se emplea una notación vectorial la ecuación queda:

$$\bar{j} = \int \Sigma \bar{F} dt = m \bar{V}_2$$

Para evaluar el impulso resultante se incluirá el efecto de todas las fuerzas que se aplican sobre el cuerpo, de lo cual se obtiene utilizando el diagrama de fuerzas (Fig 5.1):

$$\int \Sigma \bar{F} = (T_i) + W(-\text{sen}\alpha - \text{cos}\alpha_j) + (-D_i) + (N_{1j}) + (N_{2j}) + (R_{1j}) + (-R_{2j}) + (-\mu N_{1i}) + (-\mu N_{2i}) + (-\mu R_{1i}) + (\mu R_{2i})$$

De aquí, aplicando la definición de impulso lineal se obtiene el siguiente diagrama:

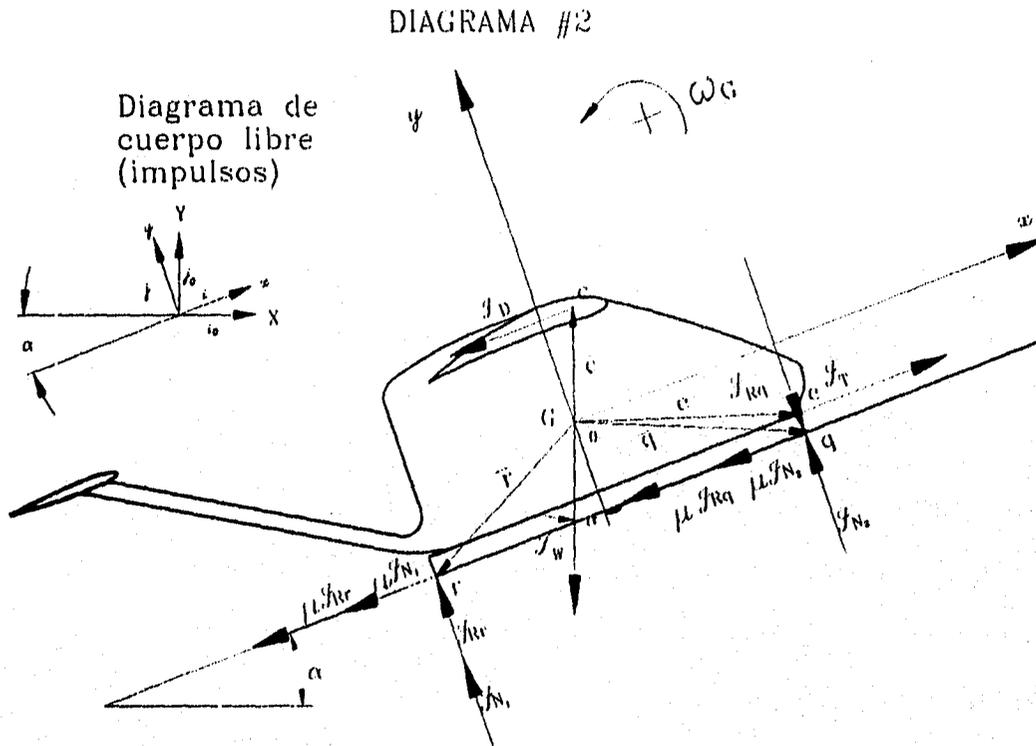


Fig 5.2 diagrama de cuerpo libre (impulsos) No. 1

Del diagrama se obtiene:

$$m \bar{V} = \int \Sigma \bar{F} dt = \int T dt + \int W(-\text{sen}\alpha - \text{cos}\alpha_j) dt + \int (-D_i) dt + \int (-\mu N_{1i} + N_{1j}) dt + \int (-\mu N_{2i} + N_{2j}) dt + \int (\mu R_{1i} + R_{1j}) dt + \int (-\mu R_{2i} + R_{2j}) dt \quad (5.1)$$

Donde se define t_d como el periodo de tiempo (Δt) de lanzamiento del ACR (Es el tiempo necesario para alcanzar la velocidad final)

Factorizando la expresión anterior:

$$m \bar{V} = \int T dt + t_d W (-\sin \alpha_i - \cos \alpha_j) - D t_d + N_1 t_d (-\mu + j) + N_2 t_d (-\mu + j) + \int R_r dt (-\mu + j) + \int R_q dt (-\mu - j)$$

Teniendo en cuenta que:

$$\int T = \int T dt; \int R_r = \int R_r dt; \int R_q = \int R_q dt,$$

así como:

$$\bar{J}_T = \int T dt,$$

$$\bar{J}_W = t_d W (-\sin \alpha_i - \cos \alpha_j),$$

$$\bar{J}_D = -D t_d,$$

$$\bar{J}_{N1} = N_1 t_d (-\mu + j),$$

$$\bar{J}_{N2} = N_2 t_d (-\mu + j),$$

$$\bar{J}_{Rr} = \int R_r dt (-\mu + j),$$

$$\bar{J}_{Rq} = \int R_q dt (-\mu - j).$$

La ecuación (5.1) se puede reescribir como:

$$m \bar{V} = \bar{J}_T + \bar{J}_W + \bar{J}_D + \bar{J}_{N1} + \bar{J}_{N2} + \bar{J}_{Rr} + \bar{J}_{Rq} \dots \dots \dots (5.1a)$$

De aquí, el diagrama de impulsos queda de la forma mostrada a continuación, donde:

α - ángulo de lanzamiento respecto a la horizontal,

\bar{c} - vector al centro de arrastre,

\bar{e} -vector al punto de tracción,

\bar{q} y r -vectores a los puntos de apoyo, y

G- centro de gravedad del conjunto ACR-plataforma

DIAGRAMA #3

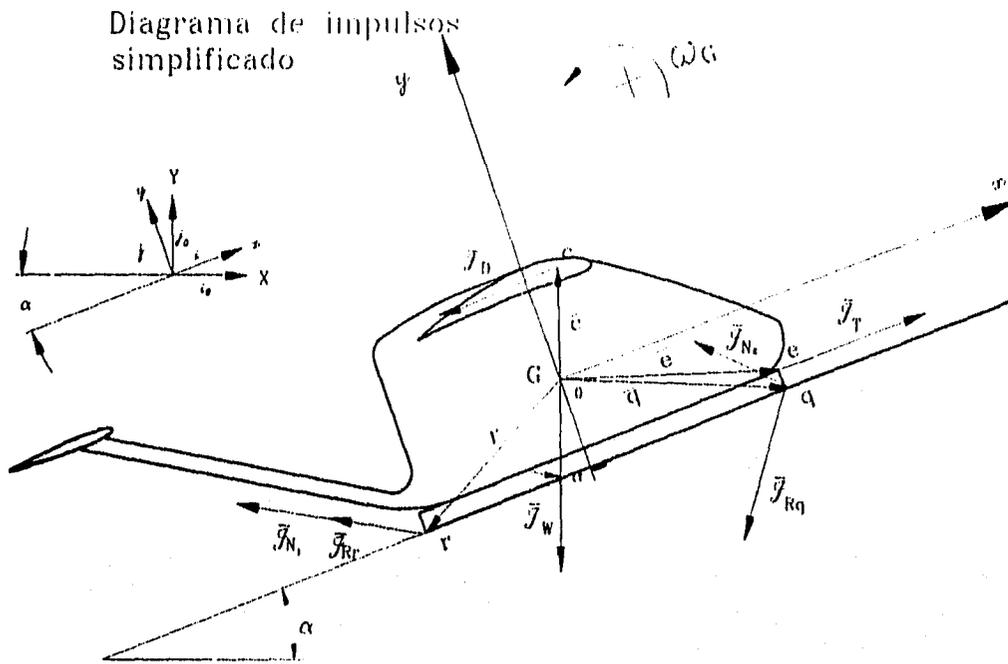


Fig 5.3 diagrama de cuerpo libre (impulsos) No. 2

5.3 ECUACIONES DE MOVIMIENTO DEL SISTEMA

Utilizando el diagrama (5.3) se obtiene el impulso angular total del conjunto.

Se define el impulso angular alrededor del centro de gravedad como:

$$\int \Sigma M_G dt = H_{G2} - H_{G1}$$

donde:

$$\bar{H} = r \times m \bar{V}$$

Dadas las características de este sistema:

$$\text{en } t=0 \Rightarrow H_{G0} = 0$$

entonces:

$$H_G = \int \Sigma M_G dt \quad \text{-----(5.2)}$$

Considerando al conjunto ACR-plataforma como un cuerpo rígido, los vectores de posición en cada punto son constantes. Esto nos permite utilizar la definición del momento M_0 de una fuerza respecto a un punto.

$$\bar{M}_0 = \bar{r} \times \bar{F}$$

reescribiendo la expresión (5.2) como:

$$H_G = \int \Sigma \bar{r}_i \times \bar{F}_i dt$$

siendo \bar{r}_i constante, por lo que:

$$H_G = \Sigma [\bar{r}_i \times \int \bar{F}_i dt]$$

Empleando la definición de impulso lineal se tiene que:

$$H_G = \Sigma \bar{r}_i \times J_i$$

del diagrama de impulsos se obtiene:

$$H_G = \bar{e} \times \bar{j}_1 + \bar{c} \times \bar{j}_0 + \bar{r} \times \bar{j}_{N1} + \bar{q} \times \bar{j}_{N2} + \bar{r} \times \bar{j}_{R1} + \bar{q} \times \bar{j}_{R2}$$

Realizando los productos vectoriales:

$$\begin{aligned} \bar{e} \times \bar{j}_1 &= (\mathbf{e}_x - \mathbf{e}_y) \times j_1 \mathbf{k} = \mathbf{e}_1 j_1 \mathbf{k} \\ \bar{c} \times \bar{j}_0 &= (c_x \mathbf{i} + c_y \mathbf{j}) \times (-D t_d \mathbf{k}) = c_1 D t_d \mathbf{k} \\ \bar{r} \times \bar{j}_{N1} &= (-r_x \mathbf{i} - r_y \mathbf{j}) \times N_1 (-\mu \mathbf{i} + j \mathbf{j}) t_d = (-r_x - \mu r_y) N_1 t_d \mathbf{k} \\ \bar{r} \times \bar{j}_{R1} &= (-r_x \mathbf{i} - r_y \mathbf{j}) \times j_{R1} (-\mu \mathbf{i} + j \mathbf{j}) t_d = (-r_x - \mu r_y) j_{R1} t_d \mathbf{k} \\ \bar{q} \times \bar{j}_{N2} &= (q_x \mathbf{i} - q_y \mathbf{j}) \times N_2 (-\mu \mathbf{i} + j \mathbf{j}) t_d = (q_x - \mu q_y) N_2 t_d \mathbf{k} \\ \bar{q} \times \bar{j}_{R2} &= (q_x \mathbf{i} - q_y \mathbf{j}) \times j_{R2} (-\mu \mathbf{i} + j \mathbf{j}) t_d = (-q_x - \mu q_y) j_{R2} t_d \mathbf{k} \end{aligned}$$

Substituyendo en la suma

$$\bar{H}_G = \mathbf{e}_1 j_1 \mathbf{k} + c_1 D t_d \mathbf{k} - (r_x + \mu r_y) N_1 t_d \mathbf{k} - (r_x + \mu r_y) j_{R1} t_d \mathbf{k} + (q_x - \mu q_y) N_2 t_d \mathbf{k} - (q_x + \mu q_y) j_{R2} t_d \mathbf{k}$$

suponiendo que $N_1 = N_2$, por lo que, reagrupando términos:

$$\bar{H}_G = \mathbf{e}_1 j_1 \mathbf{k} + c_1 D t_d \mathbf{k} - \mu (N_1 t_d + j_{R1}) r_x \mathbf{k} - (N_1 t_d + j_{R1}) r_y \mathbf{k} + (N_1 t_d - j_{R2}) \mu q_x \mathbf{k} - \mu (N_1 t_d - j_{R2}) q_y \mathbf{k}$$

el término $\mu (N_1 t_d - j_{R2}) q_y$ siempre es mayor ó igual a cero, al ser un momento generado por una fuerza de fricción que se opone al movimiento, por lo que (manejando una ecuación escalar):

$$H_G = \mathbf{e}_1 j_1 + c_1 D t_d - \mu (N_1 t_d + j_{R1}) r_x - (N_1 t_d + j_{R1}) r_y + (N_1 t_d - j_{R2}) \mu q_x - \mu |N_1 t_d - j_{R2}| q_y$$

\bar{H}_G (Momento angular alrededor del centro de gravedad) se define como:

$$\bar{H}_G = \bar{j}_G \omega_G \mathbf{k}$$

donde I_G es el momento de inercia del conjunto.

ω_G es la velocidad de giro del conjunto respecto a G

Dadas las características del sistema, el conjunto no gira, ya que su movimiento es restringido,

$$\therefore \omega = 0 \Rightarrow H_G = 0$$

entonces la expresión (5.2a) queda como

$$0 = \mathbf{e}_1 j_1 + c_1 D t_d - \mu (N_1 t_d + j_{R1}) r_x - (N_1 t_d + j_{R1}) r_y + (N_1 t_d - j_{R2}) \mu q_x - \mu |N_1 t_d - j_{R2}| q_y$$

Utilizando la ecuación (5.1a) y las definiciones respectivas:

$$m V_{Gx} = j_1 - D t_d - W t_d (\sin \alpha + \cos \alpha) + N_1 t_d (-\mu + j) + N_2 t_d (-\mu + j) + j_{R1} (-\mu + j) + j_{R2} (-\mu + j)$$

Separando componentes:

en el eje x

$$m V_{Gx} = j_1 - D t_d - W t_d \sin \alpha - N_1 t_d \mu - N_2 t_d \mu - j_{R1} \mu - j_{R2} \mu \quad \text{-----(5.3)}$$

en el eje y

$$0 = (-W \cos \alpha + N_1 + N_2) t_d + j_{R1} - j_{R2} = 0 \quad \text{-----(5.4)}$$

Como las normales son debidas a la componente del peso sobre el eje y:

$$\Rightarrow W \cos \alpha = N_1 + N_2$$

la ecuación (5.4) queda:

$$0 = j_{R1} - j_{R2} \Rightarrow j_{R1} = j_{R2} \quad \text{-----(5.5)}$$

Si se agrupa en la ecuación (5.3) a sus términos por punto de aplicación:

$$m V_{Gx} = j_1 - D t_d - W t_d \sin \alpha - (N_1 t_d + j_{R1}) \mu - (N_2 t_d + j_{R2}) \mu$$

pero con $N_2 t_d$ y j_{R2} de sentido opuesto, por lo que su efecto en el arrastre no se suma; el término $(N_2 t_d + j_{R2}) \mu$ lo reescribimos como $(N_2 t_d - j_{R2}) \mu$.

Este término se opone al movimiento del aparato, reescribiendo:

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W t_d \operatorname{sen} \alpha - (N_1 t_d + J_{Rr}) \mu - |N_2 t_d - J_{Rr}| \mu \quad \text{-----(5.3a)}$$

Si $N_1 + N_2 = W \cos \alpha$ y $N_1 = N_2 \Rightarrow N_1 = N_2 = (W \cos \alpha) / 2$

(se debe recordar que se simplificó el modelado del sistema de 3 dimensiones a 2, por lo que solo se consideran 2 puntos de apoyo²)

Substituyendo las consideraciones anteriores en la ecuación (5.3a)

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W t_d \operatorname{sen} \alpha - (N_1 t_d + J_{Rr}) \mu - |N_1 t_d - J_{Rr}| \mu$$

Para el sistema existen 2 casos:

• Primer caso:

$$N_1 t_d > J_{Rr}$$

la ecuación queda:

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W t_d \operatorname{sen} \alpha - 2N_1 t_d \mu$$

Pero $W \cos \alpha = 2 N_1$, por lo que:

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W t_d (\operatorname{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)$$

Las ecuaciones de movimiento quedan:

$$J_1 = m V_{Gx} + D t_d + W t_d (\operatorname{sen} \alpha + \mu \cos \alpha) \quad \text{-----(5.6)}$$

$$V_{Gx} = [J_T - D t_d - W t_d (\operatorname{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)] / m \quad \text{-----(5.7)}$$

$$A_{Gx} = [J_T - D - W (\operatorname{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)] / m \quad \text{-----(5.8)}$$

$$S_{Gx} = [J_T t_d - D t_d^2 - W t_d^2 (\operatorname{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)] / 2m \quad \text{-----(5.9)}$$

• Segundo caso:

$$J_{Rr} > N_1 t_d$$

la ecuación queda:

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W t_d \operatorname{sen} \alpha - 2J_{Rr} \mu \quad \text{-----(5.10)}$$

Para obtener el valor de J_{Rr} utilizamos la ecuación (5.2b) donde se substituye $J_{Rr} = J_{Rq}$; $N_1 = N_2$ y $J_{Rr} > N_1 t_d$

$$J_1 e_1 + D t_d c_1 - \mu (N_1 t_d + J_{Rr}) r_1 - (N_1 t_d + J_{Rr}) r_2 + (N_1 t_d - J_{Rr}) q_2 - \mu (J_{Rr} - N_1 t_d) q_1 = 0$$

los puntos de apoyo r y q están en la misma distancia sobre el eje y a partir del centro de gravedad, por lo que $r_1 = q_1$. Al substituir en la ecuación y factorizar:

$$J_1 e_1 - D t_d c_1 - (2\mu r_1 + r_2 + q_2) J_{Rr} + N_1 t_d (q_2 - r_2) = 0$$

Despejando J_{Rr} :

$$J_{Rr} = \frac{J_T e_1 - D t_d c_1 + N_1 t_d (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2}$$

Substituyendo en la ecuación (5.10):

$$m V_{Gx} = J_T - D t_d - W \operatorname{sen} \alpha - 2\mu \left[\frac{J_T e_1 - D t_d c_1 + N_1 t_d (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right]$$

ó

$$m V_{Gx} = J_T \left(1 - \frac{2\mu e_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) + D t_d \left(1 - \frac{2\mu c_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - W t_d \left(\operatorname{sen} \alpha + \frac{2\mu \cos \alpha (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right)$$

² Vid Supra

Las ecuaciones de movimiento quedan:

$$\begin{aligned}
 J_T &= \frac{2\mu r_1 + r_2 + q_2}{2\mu(r_1 - e_1) + r_2 + q_2} \left[mV_{Gx} + Dt_d \frac{2\mu(r_1 - c_1)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} + Wt_d \left(\text{sen} \alpha + \frac{2\mu \cos \alpha (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) \right] \\
 V_{Gx} &= \left[J_T \left(1 - \frac{2\mu e_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - t_d \left(D \left(1 - \frac{2\mu c_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - W \left(\text{sen} \alpha + \frac{2\mu \cos \alpha (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) \right) \right] \frac{1}{m} \\
 A_{Gx} &= \left[T \left(1 - \frac{2\mu e_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - D \left(1 - \frac{2\mu c_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) + W \left(\text{sen} \alpha + \frac{2\mu \cos \alpha (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) \right] \frac{1}{m} \\
 S_{Gx} &= \left[\int J_T dt \left(1 - \frac{2\mu e_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - \frac{t_d^2}{2} \left(D \left(1 - \frac{2\mu c_1}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) - W \left(\text{sen} \alpha + \frac{2\mu \cos \alpha (q_2 - r_2)}{2\mu r_1 + r_2 + q_2} \right) \right) \right] \frac{1}{m}
 \end{aligned}$$

No se espera que la reacción J_n sea mayor que la normal en una operación típica, por lo que se considera que siempre $J_n < N_1$, y por ello se utilizan las ecuaciones del primer caso.

Es de particular interés observar el comportamiento del sistema en cada instante para conocer sus parámetros de operación (velocidad, aceleración y posición), aparte de otros valores referentes a los requerimientos de energía.

Se definió t_d como el intervalo de estudio del comportamiento del sistema, el cual se estableció que es de $t=0$ seg. a $t=t_d$. Si el periodo de estudio lo consideramos de $t=0$ a $t=t$ (en donde $t \in (0..t_d)$), entonces definimos $t_d=t$, por lo que las ecuaciones de movimiento (basadas en las ecuaciones 5.7, 5.8 y 5.9) quedan:

$$V_{Gx} = [J_T - D t_d - W t_d (\text{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)] / m \dots \dots \dots (5.7a)$$

$$A_{Gx} = [T - D - W (\text{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)] / m \dots \dots \dots (5.8a)$$

$$S_{Gx} = \left[\int J_T dt - t_d^2 (D + W (\text{sen} \alpha + \mu \cos \alpha)) / 2 \right] / m \dots \dots \dots (5.9a)$$

donde $J_T = J_T(t)$, $T = T(t)$.

Ambas funciones se obtienen a partir de $J_n |_{t=t_d} = J_n$, valuada en la ecuación (5.6), lo que se trata a continuación.

5.4 MODELOS MATEMÁTICOS PARA LA FUERZA DE TRACCIÓN.

Las opciones de sistemas de tracción a emplear se representan por medio de los modelos matemáticos que se describen en esta sección.

Las condiciones iniciales y finales del sistema son: $t=0$ $J_T = 0$ y en $t=t_d$ ($V = V_f$), $J_T = J_T$

De la ecuación (5.6) se obtiene el valor J_T dada una V_f y t_d . Ya que conocido el valor de J_T y el tiempo en que se alcanza (t_d) se establecen los modelos para la fuerza de tracción.

Primer caso:

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

Este caso es el ideal, óptimo para el funcionamiento del sistema, en el cual existe una fuerza constante durante el trayecto.

La definición de impulso lineal es: $J = \int F dt$

Por lo que si $F = B = \text{cte}$, $J = \int B dt$, $\therefore J = Bt + C$

Con condiciones iniciales y finales:

$$J_{t=0} = 0 \Rightarrow C = 0$$
$$J_{t=t_d} = J_{Tf} \Rightarrow J_{Tf} = B t_d; \quad B = J_{Tf}/t_d$$

De lo cual se obtiene:

$$F = \frac{d}{dt} J_t = \frac{d}{dt} (J_{Tf} t/t_d)$$
$$F = J_{Tf}/t_d \quad \leftarrow \text{Primer modelo de fuerza.}$$

• Segundo caso:

$$F = k t \quad (\text{en } t=0; F=0)$$

Este caso, al igual que los 3 siguientes son sistemas que en $t=0$; $F=0$; como motores ó electroimanes.

Sustituyendo en la ecuación de impulso: $J = \int k t dt$, $\therefore J = k t^2/2 + C$
con condiciones iniciales y finales:

$$J_{t=0} = 0 \Rightarrow C = 0$$
$$J_{t=t_d} = J_{Tf} \Rightarrow J_{Tf} = k t_d^2/2; \quad k = 2 J_{Tf}/t_d^2$$

De lo que se tiene:

$$F = 2 J_{Tf} t/t_d^2 \quad \leftarrow \text{Segundo modelo de fuerza}$$

• Tercer caso:

$$F = k t^2 \quad (\text{en } t=0; F=0)$$

Sustituyendo en la ecuación de impulso: $J = \int (k t^2) dt$, $\therefore J_t = k t^3/3 + C$
con condiciones iniciales y finales:

$$J_{t=0} = 0 \Rightarrow C = 0$$
$$J_{t=t_d} = J_{Tf} \quad J_{Tf} = k t_d^3/3 \Rightarrow k = 3 J_{Tf}/t_d^3$$

Por lo que:

$$F = 3 J_{Tf} t^2/t_d^3 \quad \leftarrow \text{tercer modelo de la fuerza}$$

• Cuarto caso:

$$F = k t^{-1/2}$$

De la definición de impulso lineal: $J_t = \int k t^{-1/2} dt$, $\therefore J_t = 2 k t^{1/2} + C$
con condiciones iniciales y finales:

$$\text{en } t=0; J_t = 0 \Rightarrow C = 0$$
$$\text{en } t=t_d; J_t = J_{Tf} \Rightarrow J_{Tf} = 2 k t_d^{1/2}$$
$$k = J_{Tf}/2 t_d^{1/2}$$

quedando la expresión de la fuerza:

$$F = J_1 t^{-1/2} / 2t_d^{1/2} \quad \leftarrow \text{cuarta expresión de la fuerza.}$$

• Quinto caso:

$$F = k t^{1/2}$$

De la definición de impulso: $J_1 = \int k t^{1/2} dt$, $\therefore J_1 = 2 k t^{3/2} / 3 + C$

Con condiciones iniciales y finales:

$$\text{en } t=0; J_1=0 \Rightarrow C=0$$

$$\text{en } t=t_d; J_1=J_{11} \Rightarrow J_{11} = 2 k t_d^{3/2} / 3$$

$$k = 3 J_{11} / (2 t_d^{3/2})$$

Por lo que:

$$F = 3 J_1 t^{1/2} / 2 t_d^{3/2} \quad \leftarrow \text{5a expresión de la fuerza.}$$

• Sexto caso:

$$F = A - B t \quad \text{en } T=0; J_1=0; \quad \text{en } t=t_d; F=0$$

Este caso y el siguiente, presentan en $t=0$, $F=F_{\max}$, existiendo una acumulación de energía previa al inicio del funcionamiento y descarga total del mismo (Ej. Resortes, sistemas neumáticos).

De la definición de impulso lineal: $J_1 = \int (A - Bt) dt$, $\therefore J_1 = A t - B t^2 / 2 + C$

con condiciones iniciales y finales:

$$\text{en } T=0; J_1=0 \Rightarrow C=0$$

$$\text{en } t=t_d; J_1=J_{11}; F=0 \Rightarrow 0 = A + B t_d$$

$$\therefore A = B t_d$$

$$J_{11} = B t_d t_d - t_d^2 / 2$$

$$J_{11} = t_d^2 B / 2$$

$$B = 2 J_{11} / t_d^2 \Rightarrow A = 2 J_{11} / t_d$$

El modelo de fuerza es:

$$F = 2 J_{11} / t_d - 2 J_{11} t / t_d^2$$

$$F = 2 J_{11} (t_d - t) / t_d^2 \quad \leftarrow \text{sexto modelo de la fuerza}$$

• Séptimo caso:

$$F = A - B t^2 \quad (\text{en } t=t_d; F=0)$$

de la definición de impulso: $J_1 = \int (A - B t^2) dt$, $\therefore J_1 = A t - B t^3 / 3 + C$

Con condiciones iniciales y finales:

$$\text{en } t=0; J_1=0 \Rightarrow C=0$$

$$\text{en } t=t_d; J_1=J_{11}; F=0$$

$$0 = A - B t_d^2 \Rightarrow A = B t_d^2$$

$$J_{11} = B t_d^2 t_d - B t_d^3 / 3$$

$$J_{11} = B (2 t_d^3 / 3)$$

$$B = 3 J_{11} / (2 t_d^3)$$

Por lo que la expresión de la fuerza es:

$$F = B t_d^2 - B t^2$$

$$F = 3 J_{T1} (t_d^2 - t^2) / (2 t_d^3) \leftarrow \text{séptimo modelo de fuerza.}$$

• Octavo caso:

$$F = A - Bt^n$$

Este caso es una variante (generalización) de los dos anteriores, pero con una descarga parcial de la energía, representada por un decremento.

De la definición de impulso lineal: $J_t = \int (A - Bt^n) dt$, $\therefore J_t = At - B t^{n+1} / (n+1) + C$

Con condiciones iniciales y finales:

$$t=0; J_t=0 \Rightarrow C=0$$

$$t=t_d; J_t=J_{T1}; F=F_1$$

$$\text{en } t=0; F=F_{\max}$$

introduciéndola en el modelo de la fuerza:

$$A = F_{\max} - B(0)^n$$

$$A = F_{\max}$$

$$\text{en } t=t_d; F = F_{\max} - \text{dec } F_{\max}$$

$$F = F_{\max}(1 - \text{dec})$$

donde $\text{dec} = (F_{\max} - F_{T1}) / F_{\max}$

$$F_{\max}(1 - \text{dec}) = F_{\max} - B t_d^n$$

$$B = (-F_{\max}(1 - \text{dec}) + F_{\max}) / t_d^n$$

$$B = \text{dec } F_{\max} / t_d^n$$

en condiciones iniciales y finales

$$J_t = F_{\max} t - F_{\max} \text{dec } t^{n+1} / (n+1) - t_d^n$$

$$J_{T1} = J_{T1} = F_{\max} (t_d - \text{dec } t_d^{n+1} / (n+1) - t_d^n)$$

$$J_{T1} = F_{\max} t_d (1 - \text{dec} / (n+1)) = F_{\max} t_d (n+1 - \text{dec}) / (n+1)$$

Despejando F_{\max}

$$F_{\max} = (n+1) J_{T1} / t_d (n+1 - \text{dec})$$

Substituyendo en el modelo de fuerza:

$$F = \frac{(n+1) J_{T1}}{t_d (n+1 - \text{dec})} - \frac{(n+1) J_{T1} \text{dec} \cdot t^n}{t_d (n+1 - \text{dec}) t_d^n}$$

Simplificando:

$$F = \frac{(n+1) J_{T1}}{t_d (n+1 - \text{dec})} \left(1 - \frac{\text{dec} \cdot t^n}{t_d^n} \right)$$

Expresión general del octavo modelo de fuerza.

De este modelo se estudian 2 casos:

$n=1$

$$F = \frac{2 J_{T1}}{t_d (2 - \text{dec})} \left(1 - \frac{\text{dec} \cdot t}{t_d} \right)$$

$n=2$

$$F = \frac{3 J_{T1}}{t_d (3 - \text{dec})} \left(1 - \frac{\text{dec} \cdot t^2}{t_d^2} \right)$$

estas dos expresiones nos permiten elegir el decremento de la fuerza del sistema. Si $\text{dec} \rightarrow 0$;
 $F \rightarrow \delta_{tt} / t_d = \text{cte}$

• Noveno caso:

En un pulso, la transferencia de energía se realiza en un periodo de tiempo muy corto. Dicho sistema lo podemos aproximar por la función:

$$\delta_t = a e^{k(t-t_d)} + c$$

donde t_d es el intervalo de tiempo para el lanzamiento del ACR, siendo a, k y c constantes.

Evaluando con las condiciones iniciales y finales ($t=0, \delta_t=0$; $t=t_d, \delta_t = \delta_{tt}$), se tiene que la función del impulso queda:

$$\delta_t = \frac{\delta_{tt} e^{kt_d}(e^{-kt} - 1)}{1 - e^{kt_d}}$$

Derivando, la función para la fuerza es:

$$F = \frac{\delta_{tt} k e^{k(t_d-t)}}{e^{kt_d} - 1} \quad \leftarrow \text{--- (noveno modelo de la fuerza)}$$

5. 5 SIMULACIONES DEL SISTEMA SEGÚN LOS DIFERENTES MODELOS DE FUERZA

En base a las ecuaciones de movimiento del sistema y a los modelos de la fuerza de tracción se realizó la simulación del comportamiento del sistema por medio del programa *Matemática*. Dicho paquete esta destinado al cálculo de ecuaciones, en especial aquellas cuya complejidad requiriera de una gran cantidad de tiempo resolviendolas sin el auxilio de una computadora. Puede realizar simplificaciones y operaciones de integración y derivación tanto de forma algebraica como aritmética, así como crear gráficas y tablas de los resultados de las expresiones deseadas.

En dicho paquete se manejaron los siguientes parámetros de operación:

$t_d = 1.0$	Tiempo de despegue en segundos.
$W = m \cdot 9.81$	Peso en [N], m la masa en Kg y 9.81 la aceleración en $[m/s^2]$
$V_{0x} = 24$	Velocidad final del centro de masa en el eje x en [m/s]
$A = 1$	Area frontal del avión en $[m^2]$
$C_d = .8$	Coefficiente de arrastre
$\rho = 0.102$	Densidad del aire en $[Kg/m^3]$
$m = 60$	Masa del conjunto góndola- avión
$V = V_{0x}$	Velocidad del centro de masa en el eje x en [m/s]
$D = C_d(A \rho V^2)/2$	Fuerza de arrastre en [N]
$c_1 = .2$	Distancia en eje del centro de masa al punto c en [m]
$e_1 = 0.19$	Distancia en eje del centro de masa al punto e en [m]
$r_2 = .5$	Distancia en eje del centro de masa al punto r en [m]
$q_2 = .3$	Distancia en eje del centro de masa al punto q en [m]
$\mu = .05$	Coefficiente de fricción dinámica gondola-rampa

Se analizaron los 10 modelos de fuerza (Ver apéndice), de los cuales se presentan los resultados generales en la siguiente tabla:

TABLA 5.1 Modelos de la fuerza de tracción y sus comportamientos

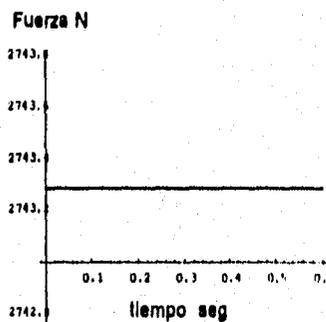
MODELO	EXPRESIÓN	tiempo empleado (t)	aceleración máx(g)	distancia necesaria(m)
1	$\frac{J_T}{t_d}$	0.7 0.5	3.5 4.75	8 6
2	$\frac{2 J_T t}{t_d^2}$	1.0 0.9	> 5 6	8 7
3	$\frac{3 J_T t^2}{t_d^3}$	1.5	> 6	8
4	$\frac{J_T t^{-1/2}}{2 t_d^{1/2}}$	0.8	7	>> 10
5	$\frac{3 J_T t^{1/2}}{2 t_d^{3/2}}$	0.8	≈ 5	< 8
6	$\frac{2 J_T (t_d - t)}{t_d^2}$	0.8	> 5	>> 10
7	$\frac{3 J_T (t_d^2 - t^2)}{2 t_d^3}$	0.7 0.6	5 ≈ 6	10 ≈ 8
8	$\frac{2 J_T}{t_d(2 - dec)} - \frac{(1 - dec) t}{t_d}$	0.6 dec = 30%	< 5	< 8
9	$\frac{3 J_T}{t_d(3 - dec)} - \frac{(1 - dec) t^2}{t_d^2}$	0.6 dec = 30%	4.6	< 8
10	$\frac{J_T k}{e^{k t_d} - 1} e^{k t}$	0.8	10	---

Se puede ver que los modelos 1, 5, 8 y 9 son los que presentan un comportamiento mas acorde con las necesidades y restricciones de nuestro sistema. Las gráficas y tablas de su comportamiento se presentan a continuación:

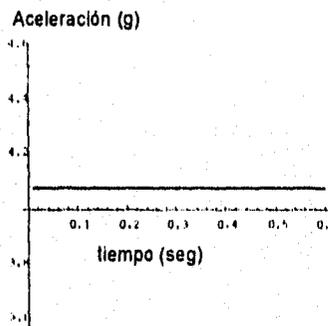
Modelo:

$$\frac{J_T}{t_d}$$

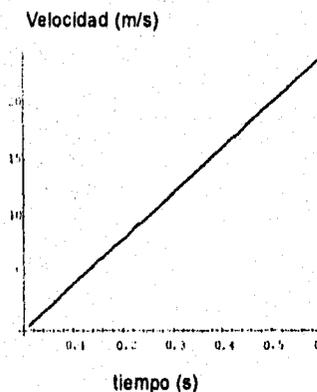
En este modelo se usa un tiempo de despegue de 0.6 seg., obteniéndose los siguientes resultados:



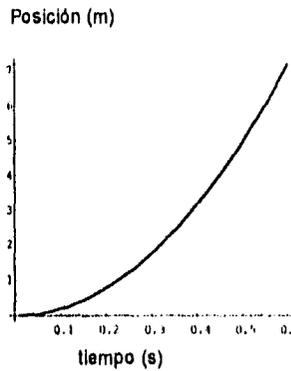
Gráfica de fuerza de tracción



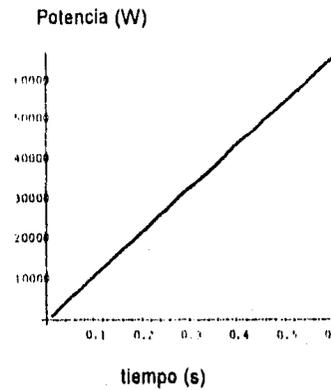
Gráfica de aceleración



Gráfica de velocidad



Gráfica de posición



Gráfica de potencia requerida

Tabla 5.2 t vs. F, a, V, S y P

Tiempo (s)	Fuerza (N)	Aceleración (m/s ²)/9.81	Velocidad (m/s)	Posición (m)	Potencia (W)
0	2743.29	4.07747	0	0	0
0.1	2743.29	4.07747	4	0.2	10973.1
0.2	2743.29	4.07747	8	0.8	21946.3
0.3	2743.29	4.07747	12	1.8	32919.4
0.4	2743.29	4.07747	16	3.2	43892.6
0.5	2743.29	4.07747	20	5	54865.7
0.6	2743.29	4.07747	24	7.2	65838.9

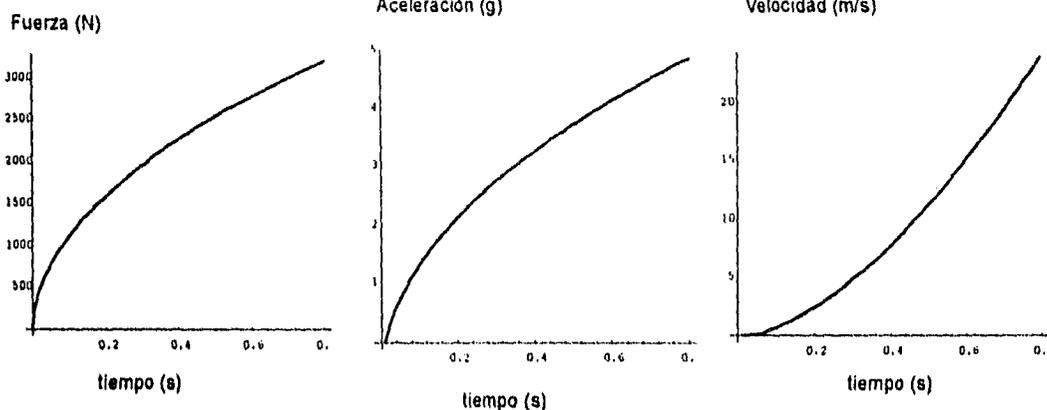
Modelo:

$$\frac{3}{2} t_d^{3/2}$$

En este modelo se usa un tiempo de despegue de 0.8 seg en el proceso de simulación, del cual se obtienen los siguientes resultados.

Tabla 5.3 t vs. F, a, V, S y P

Tiempo (s)	Fuerza (N)	Aceleración (m/s ²)	Velocidad (m/s)	Posición (m)	Potencia (W)
0	0	0	0	0	0
0.1	1136.65	1.3348	0.6908	0.021	785.197
0.2	1607.46	2.1478	2.4279	0.171	3902.69
0.3	1968.73	2.7615	4.8460	0.530	9540.52
0.4	2273.3	3.2790	7.8150	1.158	17765.8
0.5	2541.63	3.7349	11.2594	2.109	28617.2
0.6	2784.21	4.1471	15.1285	3.425	42121.0
0.7	3007.29	4.5260	19.3850	5.147	58296.5
0.8	3214.93	4.8788	24	7.314	77158.3

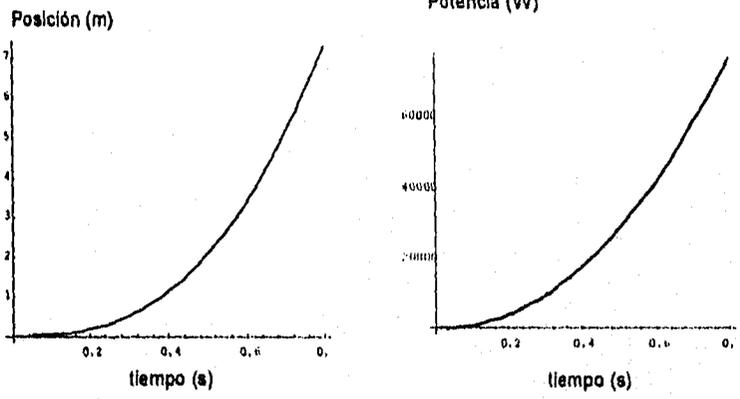


Gráfica de fuerza de tracción

Gráfica de aceleración

Gráfica de velocidad

Modelo:



Gráfica de posición

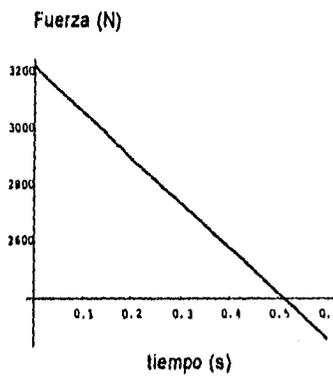
Gráfica de potencia requerida

$2)_{II} \text{---} (1 \text{ dec } t)$
 $t_d(2\text{-dec}) \quad t_d$

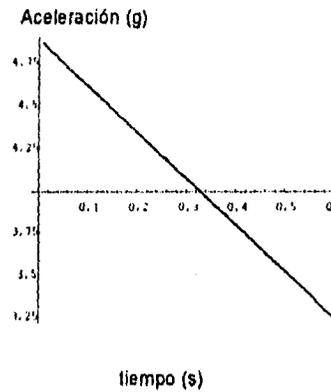
Para simular el comportamiento de este modelo se usa un tiempo de despegue de 0.6 seg. Y un decremento de la fuerza aplicada del 30%, obteniéndose los siguientes datos:

Tabla 5.4 t vs. F, a, V, S y P

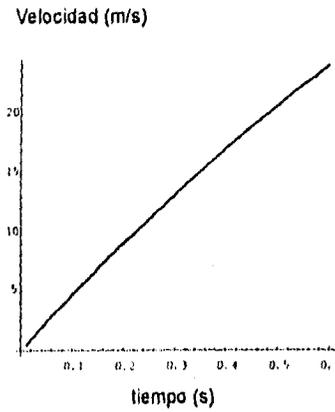
Tiempo (s)	Fuerza (N)	Aceleración (m/s ²)/9.81	Velocidad (m/s)	Posición (m)	Potencia (W)
0	3227.4	4.89995	0	0	0
0.1	3066.03	4.62579	4.67237	0.23586	14325.6
0.2	2904.66	4.35183	9.0758	0.92551	26362.1
0.3	2743.29	4.07747	13.2103	2.04205	38239.6
0.4	2581.92	3.80331	17.0758	3.5586	44088.3
0.5	2420.55	3.52915	20.6724	5.44825	50038.5
0.6	2259.18	3.255	24	7.68411	54220.3



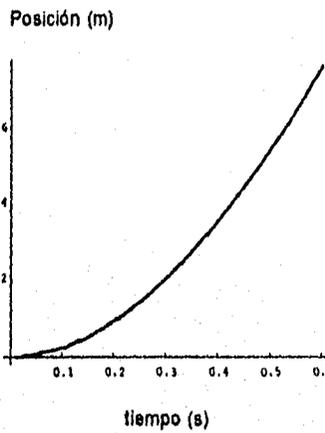
Gráfica de fuerza de tracción



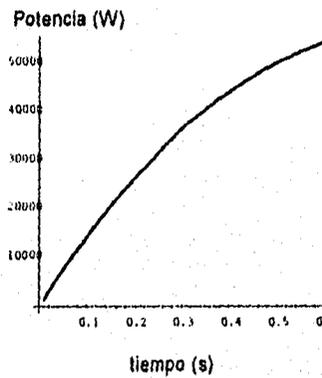
Gráfica de aceleración



Gráfica de velocidad



Gráfica de posición



Gráfica de demanda de potencia

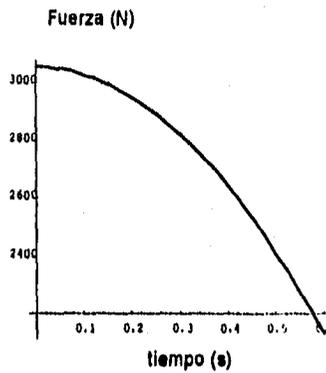
Modelo:

$$\frac{31_{t_1}}{t_1(3\text{-dec})} - \frac{(1\text{-dec } t^2)}{t_1^2}$$

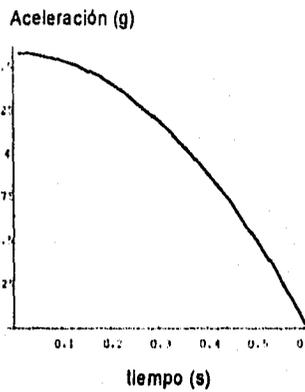
En este modelo se usa para la simulación del comportamiento del sistema un tiempo de despegue de 0.6 seg y un decremento de la fuerza aplicada de 30%, generándose los siguientes resultados.

Tabla 5.5 t vs. F, a, V, S y P

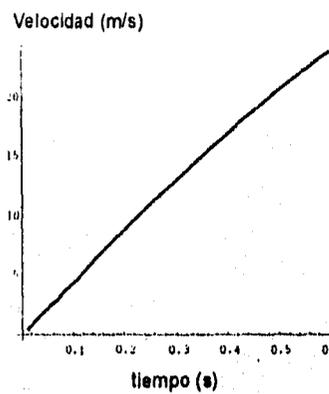
Tiempo (s)	Fuerza (N)	Aceleración (m/s ²)/9.81	Velocidad (m/s)	Posición (m)	Potencia (W)
0	3048.1	4.59533	0	0	0
0.1	3022.7	4.55217	4.4939	0.225	13583.7
0.2	2946.49	4.42271	8.9031	0.896	26233.0
0.3	2819.49	4.20694	13.1430	2.000	37056.6
0.4	2641.68	3.90485	17.1289	3.516	45249.2
0.5	2413.08	3.51646	20.7761	5.414	50134.4
0.6	2133.67	3.04176	24	7.657	51208.0



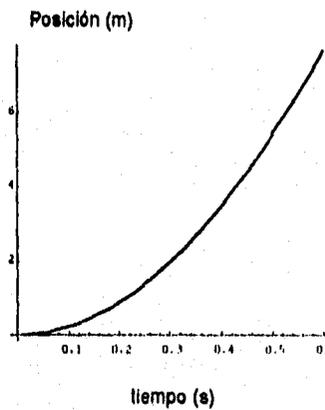
Gráfica de fuerza de tracción



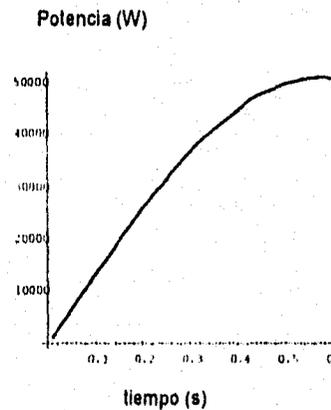
Gráfica de aceleración



Gráfica de velocidad



Gráfica de posición



Gráfica de potencia requerida

5.6 ANÁLISIS DE RESULTADOS

Se puede apreciar en la tabla 5.1 que la mayor parte de los modelos presentan problemas en cubrir la restricción de la aceleración para alcanzar la velocidad necesaria en la longitud límite. Solo 4 casos logran operar dentro de los parámetros restrictivos, quedando el modelo 5 muy cercano a los límites, con muy poca variación del tiempo de despegue por lo que es posible que en un comportamiento real pudiera sobrepasarlos.

El primer modelo es el que mejor funciona, aunque es un modelo netamente ideal, ya que presenta una fuerza constante durante todo el recorrido. Los modelos 8 y 9 son aproximaciones al modelo 1, por lo que pudieran representar de una forma más cercana el comportamiento de un sistema real, ya que representan sistemas en los que la fuerza de tracción no es constante, debido al decremento de la energía disponible.

El que los modelos 8 y 9 sean los que presentan un mejor comportamiento nos indica que es necesario que la energía disponible al inicio de la operación del sistema no sea transferida por completo a la aeronave, quedando un remanente (de más del 70%) de la energía en el sistema de tracción. Aunque en las tablas 5.4 y 5.5 se muestra un comportamiento cercano a los límites, este se puede modificar disminuyendo el decremento de la fuerza.

Estos modelos pueden representar a un elemento elástico con una disminución parcial de su elongación, o a un sistema de aire comprimido con una variación de presiones menor a la de la presión final y la atmosférica.

5.7 CONCLUSIONES

El estudio del comportamiento del sistema según los diferentes modelos de la fuerza de tracción por medio de las ecuaciones de movimiento nos ha permitido discriminar las opciones, obteniendo un grupo reducido, que presentan características similares, tendiendo a presentar una disposición de la fuerza de tracción en forma constante.

6. SELECCIÓN DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO

6.1 INTRODUCCIÓN

El proceso de selección del sistema de lanzamiento está basado en dos métodos: el primero, es el modelado dinámico de los posibles sistemas a usar por medio de una función aproximada del suministro de fuerza al ACR durante el lanzamiento. Esto nos permite eliminar varias opciones que no cumplen con las restricciones del proyecto. El segundo método es el de selección por matrices de decisión, en las cuales se listan los parámetros más relevantes en el diseño del sistema, dándoles a cada uno un factor de peso porcentual. Se evalúan las diferentes opciones para cada parámetro involucrado, multiplicando esta calificación por un factor de peso, haciendo la suma de estos resultados por opción (es importante que la escala de calificación para todos los parámetros sea la misma). La comparación de estas sumas nos servirá como guía para elegir los sistemas a utilizar.

Analizando los resultados de ambos métodos en forma conjunta, la síntesis de éstos cumple con los requisitos tanto de operación como de funcionalidad, y restricciones del sistema.

6.2 MÉTODO DE MATRICES DE DECISIÓN

6.2.1 Criterios

El establecimiento de los criterios de calificación para la matriz de decisión toma en cuenta tanto las restricciones como las especificaciones del proyecto. El peso dado a estos dentro de la matriz refleja la importancia que cada uno de ellos tiene realmente para el proyecto.

Los criterios a usar son los siguientes:

- **Bajo costo de fabricación y mantenimiento**
- **Facilidad de operación, mantenimiento y construcción.**
- **Facilidad de transportación y uso en cualquier terreno**

6.2.2 Matriz de decisión

Con la información recabada y tomando en cuenta lo anterior, se realizó la siguiente matriz de decisión.

Matriz 1. Elección del sistema de lanzamiento

Escala: 0-Malo

5-Excelente

Máximo puntaje: 100

Sistemas de lanzamiento	tiempo de preparado	tiempo de guardado	longitud de despeque	costo de fabricación	facilidad de fabricación	costo de operación	facilidad de operación	costo de mantenimiento	transporte	facilidad de adquisición del material	TOTAL/5
Factor de peso	9	5	4	19	7	10	14	14	16	2	
Catapulta neumática	4	4	4	3	4	4	4	3.5	4	4	74.8
Catapulta hidráulica	2.5	3	3	2	2.5	3	4	3	3	4	57.8
Motor (Winch)	4	4	4	3.5	3.5	4	3.5	3.5	4	4	74.6
Catapulta Bungee	4.5	4.5	4	4	3.5	4.5	4	4	4	2	80.9
Catapulta Cohete	40.5	22.5	16.0	76.0	24.5	45.0	56.0	56.0	64.0	4.0	
V-TOL	4	4.5	5	2	3	1	3	2	4.5	2	58.7
	36.0	22.5	20.0	38.0	21.0	10.0	42.0	28.0	72.0	4.0	
	5	5	5	2	1	4	2	2	5	3	63.4
	45	25	20	38	7	40	28	28	80	6	

6.2.3 Resultados

Con base en la matriz desarrollada se tiene que el sistema de lanzamiento recomendado a implementar es el de "catapulta bungee", que obtiene una calificación según nuestros criterios de 80.9 puntos entre 100. Este resultado se debe a que tiene un costo de fabricación inferior al de los otros sistemas propuestos y a su facilidad de transporte. Los otros dos sistemas posibles son la "catapulta neumática" con 74.8 y el "motor eléctrico (winch)" con 74.6. Se debe hacer notar que la diferencia no es demasiado significativa (6%)

6.3 ANÁLISIS DE RESULTADOS DE LA MATRIZ DE DECISIÓN Y DE LA SIMULACIÓN

Los resultados de la matriz de decisión y de la simulación nos indican que la alternativa más viable es la de catapulta bungee y la neumática, ya que presentan características que les permiten cumplir con las especificaciones y las restricciones del proyecto. La simulación muestra que los sistemas con una fuerza inicial aplicada máxima y descarga parcial de la energía disponible tienen mayores facilidades de cubrir las restricciones, como lo son el caso de la catapulta bungee, la catapulta neumática y la de vapor, ya que se pueden aproximar mejor a un caso con fuerza aplicada constante. El motor podría llegar a cubrir los requerimientos, aunque probablemente muy cercano a los límites de las especificaciones y restricciones del proyecto. No obstante estos resultados, no se pudo llegar a una conclusión basada enteramente en ellos, por lo que para la elección del sistema se deberán tomar en cuenta más criterios

6.4 ELECCIÓN DEL SISTEMA

Con base en el análisis previo, se eligió el sistema de catapulta neumática (con un volumen de aire comprimido por fuente de energía). Este sistema permite una construcción relativamente sencilla y cuyo mantenimiento y operación requieren un adiestramiento mínimo además de tener un costo bajo. El utilizar aire nos permite una rápida preparación del sistema, además de una menor carga final más controlable (debe recordarse que no se transfiere toda la energía al ACR, por lo que el remanente puede ocasionar un impacto no deseado en el sistema completo), ya que esta se puede disipar a la atmósfera por medio de un escape de aire. Un control sobre el remanente de energía en la catapulta bungee es poco factible, ya que implementarlo puede disminuir drásticamente las ventajas de este sistema.

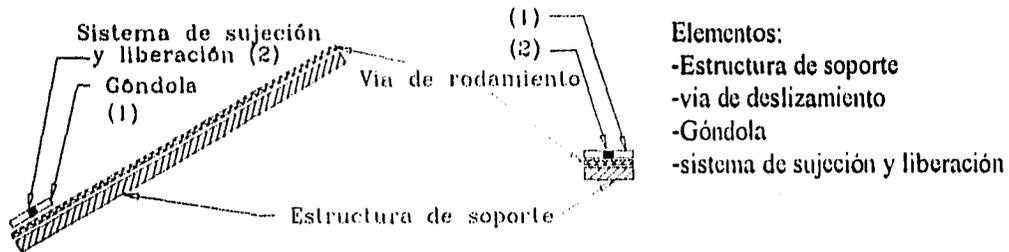
6.5 CONCLUSIONES

Por medio de este proceso se ha podido elegir una alternativa viable, capaz de cumplir con las especificaciones y restricciones del proyecto, la cual es sencilla en su operación y no requiere grandes avances tecnológicos. Puede parecer que la elección realizada no sea la óptima debido a su simplicidad, por lo que se debe recordar que una buena solución no tiene que ser compleja.

7.2 DISEÑO DE LA RAMPA

7.2.1 Configuración

El diseño de la rampa parte de una configuración, que encaja en el esquema general del sistema desarrollado en el capítulo 4. Las partes de esta rampa son: *Góndola* ó plataforma donde será colocado el ACR, el *sistema de sujeción y liberación*, y la *vía de deslizamiento*, así como la *estructura* necesaria para soportarla. La configuración básica es la siguiente:



7.2.2 Estructura de soporte

Para esta parte se utilizó una estructura disponible en el laboratorio, a la cual se le adicionó el tramo faltante de vía. Dicha estructura es de tipo triangular y cuenta con las partes necesarias para su transporte e instalación.



Fig. 7.1 Estructura de soporte para la rampa de lanzamiento

7.2.3 Vía de deslizamiento

Basándose en la forma de la estructura de soporte se decidió utilizar una vía con 2 rieles de deslizamiento, ubicados en las partes extremas de la estructura. Dichos rieles estarán sujetos a la estructura por medio de tornillos. Los rieles serán de acero estructural ASTM-A36, rectificado por el lado sobre el que se realiza el deslizamiento (Ver planos).

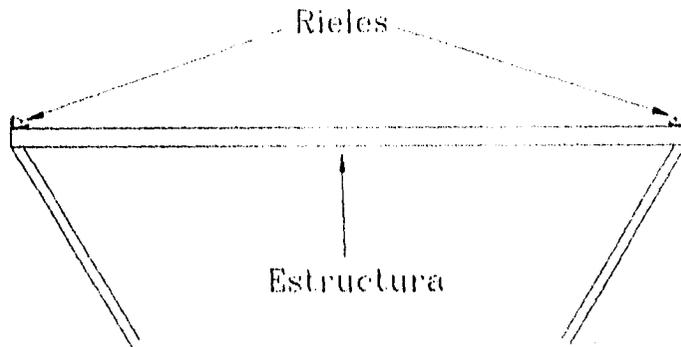
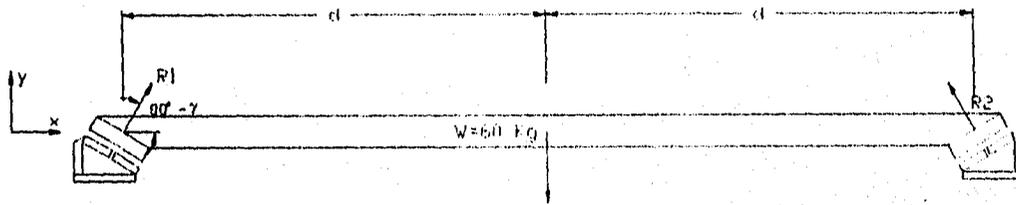


Fig. 7.2 Disposición de los rieles en la estructura

Para definir el medio de deslizamiento se analizaron diferentes sistemas (rodamientos, esferas, rodillos, etc.), eligiéndose un sistema de deslizamiento por colchón de aire ya que presenta una mayor confiabilidad en el deslizamiento. Este sistema logra el colchón de aire por medio de salidas de aire comprimido desde el patín al riel.

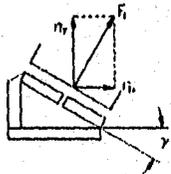
Sea el siguiente sistema:



$$\begin{aligned}
 R_1 - 60j + R_2 &= 0 \\
 r_2 &= 60j - r_1 \\
 -r_{2x} + r_{2y} &= 60j - r_{1x} - r_{1y} \\
 \Sigma F_x = -r_{2x} + r_{1x} &= 0 \Rightarrow r_{2x} = r_{1x} \\
 \Sigma F_y = r_{2y} + r_{1y} - 60\text{Kg} &= 0 \Rightarrow r_{2y} + r_{1y} = 60 \\
 \Sigma M_1 = -60d + r_2 \cdot 2d &= 0 \Rightarrow r_{2y} = 60d/2d = 30 \\
 \therefore r_{1y} &= 30 \text{ Kg} = 294.3 \text{ N}
 \end{aligned}$$

utilizando un factor de sobrecarga de 10% $r_{1y}' = 323.73 \text{ N}$

La fuerza debe ser perpendicular a las superficies de deslizamiento:



La fuerza F_1 se define del diagrama:

$$F_1 = \frac{r_{1y}}{\text{sen } \gamma}$$

donde γ es la inclinación del sistema. Para una inclinación de 30°

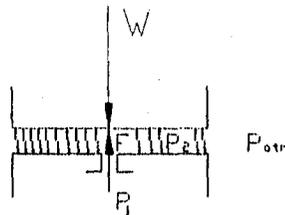
$$F_1 = \frac{323.73}{\sin 30^\circ} = 647.46 \text{ N}$$

Si se usan 2 soportes por cada lado de la góndola, soporte esta sometido a la mitad de la carga, por lo que:

$$F_1' = 323.73 \text{ N}$$

De igual manera las fuerzas en los otros soportes tiene las mismas cargas. Esto nos permite el calcular un solo soporte.

Rotando los ejes $90-\gamma^\circ$ se puede representar el sistema de la siguiente manera:



Del diagrama anterior se deduce que:

$$P_2 = \frac{W - NF}{A}$$

Donde:

W-Peso soportado por el deslizador

A-Área del deslizador

F-Fuerza de reacción debido a la descarga de aire

N-Número de aberturas de descarga en el patín

P2-Presión necesaria para sostener el deslizador

La fuerza se define como:

$$F = m V_0 = m_a V_2 = A_a \rho_2 V_2 V_2 = A_a \rho_2 V_2^2$$

de la ecuación de Bernoulli

$$\frac{P_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2} + gz_1 = \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{V_2^2}{2} + gz_2$$

$$\text{Si } V_1 \approx 0 \text{ y } \Delta z \approx 0 \Rightarrow \frac{P_1}{\rho_1} = \frac{P_2}{\rho_2} + \frac{V_2^2}{2}$$

$$V_2^2 = 2 \left(\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right)$$

$$\therefore F = 2 A_a \rho_2 \left(\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right)$$

$$\Rightarrow P_2 = \frac{W - 2 N A_a \rho_2 \left(\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right)}{A}$$

En un proceso politrópico

$$\frac{\rho_a}{\rho_b} = \left(\frac{P_a}{P_b}\right)^{\frac{1}{n}} \Rightarrow \frac{\rho_2}{\rho_{atm}} = \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}} \Rightarrow \rho_2 = \rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}} \Rightarrow \rho_1 = \rho_2 \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}}$$

$$\rho_1 = \rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}} \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}} \Rightarrow \rho_1 = \rho_{atm} \left(\frac{P_1}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}}$$

Substituyendo ambas ecuaciones en P2:

$$W - 2NA_a \rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}} \left(\frac{P_1}{\rho_{atm} \left(\frac{P_1}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}}} - \frac{P_2}{\rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}}} \right)$$

$$P_2 = \frac{A}{A}$$

$$P_2 = \frac{W}{A} - \frac{2NA_a}{A} \left(\frac{P_2}{P_{atm}}\right)^{\frac{1}{n}} \left(P_1 \left(\frac{P_{atm}}{P_1}\right)^{\frac{1}{n}} - P_2 \left(\frac{P_{atm}}{P_2}\right)^{\frac{1}{n}} \right)$$

$$P_2 = \frac{W}{A} - \frac{2NA_a}{A} P_2^{\frac{1}{n}} \left(P_1^{1-\frac{1}{n}} - P_2^{1-\frac{1}{n}} \right)$$

Utilizando los gastos másicos:

$$\dot{m} = VA\rho$$

El área de escape entre las 2 placas es:

$$A_e = (0.1 * 2 + 0.025 * 2) * 0.003$$

$$A_e = 0.00075 \text{ m}^2$$

la velocidad de escape del aire por esta área se calcula como:

$$V = \sqrt{2 \left(\frac{P_2}{\rho_2} - \frac{P_{atm}}{\rho_{atm}} \right)}$$

Expresión derivada de la ecuación de Bernoulli, considerando $\Delta z \approx 0$; $V'_2 \approx 0$

El gasto másico en el escape queda:

$$\dot{m}_e = A_e \rho_{atm} \sqrt{2 \left(\frac{P_2}{\rho_2} - \frac{P_{atm}}{\rho_{atm}} \right)}$$

Utilizando la conservación de la masa:

$$\dot{m}_e = \dot{m}_s N$$

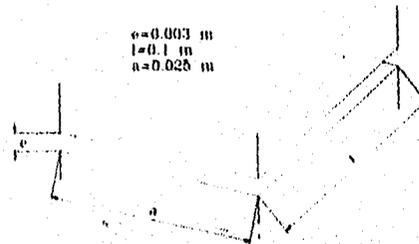
donde \dot{m}_s es el gasto másico en la abertura
N el número de aberturas.

El gasto másico en las aberturas es:

$$\dot{m}_s = \rho_2 A_s V_2$$

$$\dot{m}_s = \rho_2 A_s \sqrt{2 \left(\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right)}$$

Pero



$$\dot{m}_e = \dot{m}_s N \quad \Rightarrow \quad N = \frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_s}$$

$$N = \frac{A_e \rho_{atm} \sqrt{2 \left(\frac{P_2}{\rho_2} - \frac{P_{atm}}{\rho_{atm}} \right)}}{A_s \rho_2 \sqrt{2 \left(\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right)}} = \frac{A_e \rho_{atm}}{A_s \rho_2} \sqrt{\frac{\frac{P_2}{\rho_2} - \frac{P_{atm}}{\rho_{atm}}}{\frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2}}}$$

de las definiciones de ρ_1 y ρ_2 para un proceso politrópico:

$$N = \frac{A_e \rho_{atm}}{A_s \rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}} \right)^{\frac{1}{n}}} \sqrt{\frac{\frac{P_2}{\rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}} \right)^{\frac{1}{n}}} - \frac{P_{atm}}{\rho_{atm}}}{\frac{P_1}{\rho_{atm} \left(\frac{P_1}{P_{atm}} \right)^{\frac{1}{n}}} - \frac{P_2}{\rho_{atm} \left(\frac{P_2}{P_{atm}} \right)^{\frac{1}{n}}}}}$$

reagrupando y simplificando:

$$N = \frac{A_e}{A_s} \left(\frac{P_{atm}}{P_2} \right)^{\frac{1}{n}} \sqrt{\frac{P_2^{1-\frac{1}{n}} - P_{atm}^{1-\frac{1}{n}}}{P_1^{1-\frac{1}{n}} - P_2^{1-\frac{1}{n}}}}$$

Al substituir esta última ecuación en P_2 y simplificar:

$$P_2 = \frac{W}{A} - 2P_{atm}^{\frac{1}{n}} \frac{A_e}{A} \sqrt{(P_2^{1-\frac{1}{n}} - P_{atm}^{1-\frac{1}{n}})(P_1^{1-\frac{1}{n}} - P_2^{1-\frac{1}{n}})}$$

Esta expresión nos permite calcular la presión necesaria para el deslizador.

Suponiendo que:

$$\begin{aligned} P_1 &= 200 \text{ psi} = 1483.651 \text{ KPa} \\ P_{atm} &= 101.33 \text{ KPa} \\ \rho_{atm} &= 1.2 \text{ Kg/m}^3 \\ n &= 1.3 \text{ (índice politrópico del aire)} \\ W &= 323.75 \text{ N} \\ A_e &= 0.00075 \text{ m}^2 \\ A &= 0.0025 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Usando el método de aproximaciones sucesivas se obtuvo que la presión es:

$$P_2 = 118841.1198 \text{ Pa}$$

Despejando N

$$= \frac{W - P_2 A}{2A_e (P_1^{1-\frac{1}{n}} P_2^{\frac{1}{n}} - P_2)}$$

Substituyendo valores queda:

$$N = \frac{1}{5538.748\phi^2} \Rightarrow$$

Ø (mm)	No. de aberturas
1	181
2	46
3	21

El gasto másico total para cada patin es:

$$\dot{m} = A_e \sqrt{2\rho_{atm} (P_2^{1-\frac{1}{n}} P_{atm}^{\frac{1}{n}} - P_{atm})}$$

Substituyendo valores:

$$\dot{m} = 0.07159 \text{ Kg/s (Por cada patin)}$$

Para 4 patines:

$$\dot{m}_{Tot} = 0.28636 \text{ Kg/s de aire}$$

Para el ahorro de aire comprimido, las descargas se harán desde la góndola

Para suministrar el aire se usarán conductos separados para cada patin.

A 200 psi (1483.651 KPa) la densidad es de aproximadamente:

$$\rho_1 \approx 9.4578 \text{ Kg/m}^3$$

El flujo volumétrico para cada conducto es:

$$\dot{V} = \frac{\dot{m}}{\rho} = \frac{0.07159}{9.4578}$$

$$\dot{V} = 0.00757 \text{ m}^3/\text{s}$$

Para conductos con Ø interno de 9.525 mm (3/8") la velocidad promedio del flujo es:

$$V = \frac{\dot{V}}{A_T} \quad A_T = \frac{\pi}{4} \phi^2 = \frac{\pi}{4} (0.009525)^2$$

$$A_T = 0.071256 \times 10^{-3} \text{ m}^2$$

$$V = \frac{0.00757 \text{ m}^3/\text{s}}{0.071256 \text{ m}^2} = 106.24 \text{ m/s}$$

por lo que el flujo es subsónico.

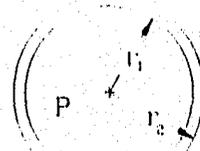
Para tubos con presión interior:

$$\sigma_r = \frac{r_1^2}{r_2^2 - r_1^2} \left(1 - \frac{r_2^2}{r^2}\right) P; \dots\dots\dots(3)$$

$$\sigma_\theta = \frac{r_1^2}{r_2^2 - r_1^2} \left(1 + \frac{r_2^2}{r^2}\right) P$$

$$\sigma_{r_{max}} = \sigma_{r=r_1} = -P;$$

$$\sigma_{\theta_{max}} = \sigma_{\theta=r_1} = \frac{1+k^2}{1-k^2} P; k = \frac{r_1}{r_2}$$



³ PISARENKO, G.S., "Manual de Resistencia de materiales". MIR. URSS, 1979, P 408

Si $P = 200 \text{ psi} = 1.38 \text{ MPa}$ y $\sigma_{eq} = \sigma_{0max} - \sigma_{rmax} = P$

$$\sigma_{eq} = \frac{1+k^2}{1-k^2} P + P$$

$$\sigma_{eq} \leq \sigma_{adm}$$

Para un tubo de aluminio flexible $\varnothing = 9.5 \text{ mm}$ y pared de 0.89 mm , con un $\sigma_f = 95 \text{ MPa}$.

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_f}{2} = \frac{95}{2} = 47.5 \text{ MPa}$$

$$r_1 = \frac{9.5}{2} - 0.89 = 3.86 \text{ mm} (3.86 \times 10^{-3})$$

$$r_2 = \frac{9.5}{2} = 4.75 \text{ mm}$$

$$k = \frac{3.86}{4.75} = 0.8126$$

$$\sigma_{eq} = \left(\frac{1+0.8126^2}{1-0.8126^2} + 1 \right) 1.38 \times 10^6, \quad \sigma_{eq} = 8.1265 \text{ MPa}$$

$$\sigma_{eq} \ll \sigma_{adm}$$

Por lo que el tubo tiene un factor de seguridad $F_s = 5.84$ ($F_s = \frac{\sigma_{adm}}{\sigma_{eq}}$).

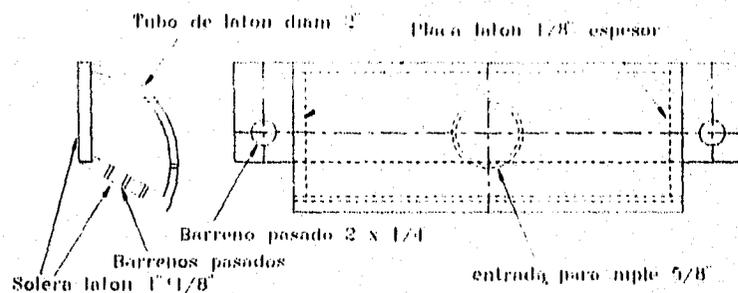
Las conexiones son de bronce comerciales, las cuales resisten presiones superiores a 5000 psi para tubos de este diámetro.

7.2.4 Elementos del sistema de deslizamiento en la góndola

Estos elementos van sujetos a la góndola, desplazándose con ella. Debido a la longitud de la vía de lanzamiento, este poseerá las aberturas para el suministro de aire como se se mencionó en los cálculos.

Los 4 soportes son iguales, y se aseguran a la estructura de la góndola, y estarán sometidos a una presión interna de 1.48 MPa_{abs}

La forma de estos elementos se ilustra en el siguiente dibujo:



El tornillo por medio del cual se sujeta el elemento a la góndola se calcula teniendo en cuenta que trabaja bajo una carga de cizallamiento igual a la mitad de la carga soportada por el deslizador.

De esta forma:

$$\tau_{\max} = \frac{F_c}{A_s}$$

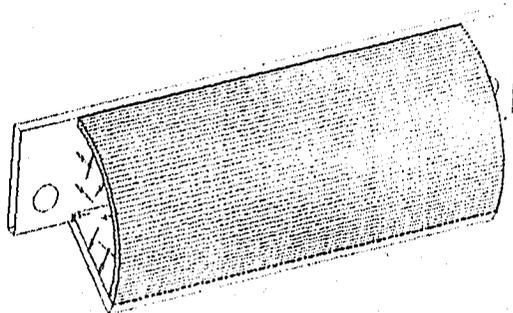
Para un perno de 1/4"

$$A_s = \frac{829}{725 \times 10^{-6}} = 1.14 \quad c = \frac{1658}{2} = 829 \text{ N} \quad \tau_{\text{adm}} = \frac{\tau_f}{2} = \frac{145 \text{ MPa}}{2} = 72.5 \text{ MPa}$$

$$A_s = 1.14 \times 10^{-5} \text{ m}^2 = 1.77 \times 10^{-2} \text{ in}^2$$

El valor comercial más próximo del redondo con este valor de área cortante equivalente es de \varnothing 1/4".

Para el deslizador se plantea lo siguiente:



Tubo 50.8mm diam.
2.11 mm espesor

Para el latón: $\sigma_f = 105 \text{ MPa}$ (Recocido)
 $\tau_f = 65 \text{ MPa}$
 $\sigma_{\text{adm}} = 52.5 \text{ MPa}$

Para la parte central del tubo:

$$\sigma_{\text{eq}} = \left(\frac{1 + 0.9169^2}{1 - 0.9169^2} + 1 \right) 1.38 \times 10^6, \quad \sigma_{\text{eq}} = 12.6 \text{ MPa}$$

En los extremos:

$$\sigma_{\text{eq}} = \sigma_r + \sigma_\theta + \sigma_z, \quad \sigma_z = \frac{F_N}{\pi(r_2^2 - r_1^2)} \dots \dots \dots (4)$$

$$F_N = A_{\text{fondo}} P$$

$$A_{\text{fondo}} = \pi r^2 / 3$$

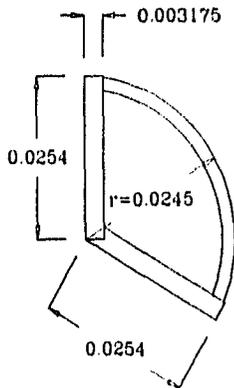
$$A_{\text{fondo}} = 0.0006756 \text{ m}^2$$

$$F_N = 932.3417 \text{ N}$$

Esta fuerza está aplicada sobre la siguiente área:

$$A_1 = \frac{\pi(r_2^2 - r_1^2)}{3} + 2 \times (0.0254 \times 0.003175) - 0.003175 - 0.003175^2$$

⁴ PISARENKO, G. S., Op cit. P408



$$A_1 = 0.000278955 \text{ m}^2$$

$$\sigma_z = \frac{N}{A_1} = \frac{9323417}{0.000278955}$$

$$\sigma_z = 3.3423 \text{ MPa}$$

Por lo que, considerando que son 2 fondos el esfuerzo de tensión axial es:

$$\sigma_{zT} = 2 \sigma_z = 6.685 \text{ MPa}$$

El esfuerzo combinado es:

$$\sigma_{eq} = \sigma_r + \sigma_\theta + \sigma_z$$

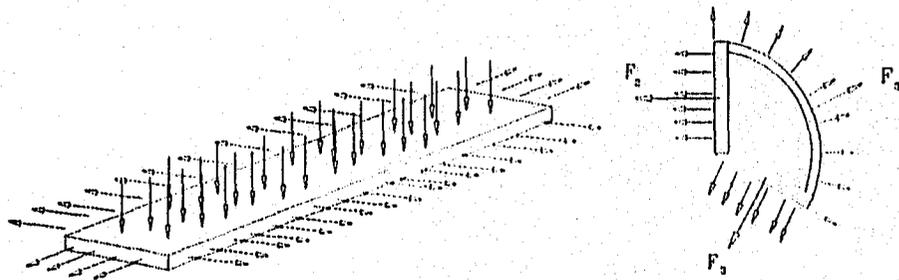
Pero: $\sigma_r + \sigma_\theta = 12.6 \text{ MPa}$

$$\therefore \sigma_{eq} = 12.6 + 6.685 = 19.285 \text{ N/m}^2$$

Si $\sigma_{adm} = 52.5 \text{ MPa} \Rightarrow \sigma_{eq} < \sigma_{adm}$; el factor de seguridad es $F_s = 2.72$

Las partes planas pueden considerarse iguales en la parte sometida a presión, lo que nos permite reducir los cálculos a un solo lado.

Este elemento está sometido a las siguientes fuerzas:

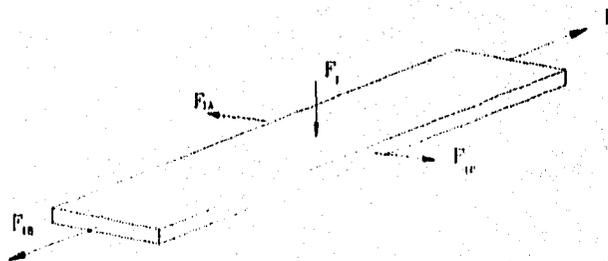


$$F_1 = 0.1 \times 0.0254 \times 1.38 \times 10^6$$

$$F_1 = 3505.2 \text{ N}$$

$$\Sigma F_x = F_1 + F_{2x} - F_{3x}$$

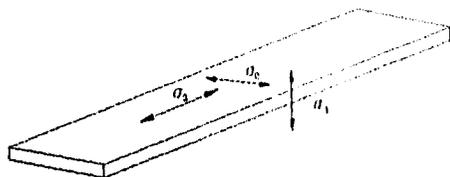
$$\Sigma F_y = F_{3y} - F_{2y}$$



$$F_{1A} = F_{1C}$$

$$F_{1C} = F_{2y} = 0.0254 \times \cos 30^\circ \times 0.1 \times 7.38 \times 10^6 = 3935.6 \text{ N}$$

Representando los esfuerzos:



$$\sigma_1 = \frac{F_1}{A} = P = 1.38 \text{ MPa}$$

$$\sigma_2 = \frac{2F_{2y}}{A_t} = \frac{3035.6}{0.1 \times 0.003175} = 9.56 \text{ MPa}$$

$$\sigma_3 = \sigma_z = 6.685 \text{ MPa}$$

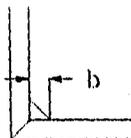
$$\sigma_{eq} = \sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3 = 1.38 \times 10^8 + 9.561 \times 10^8 + 6.658 \times 10^8$$

$$\sigma_{eq} = 17.626 \text{ MPa}$$

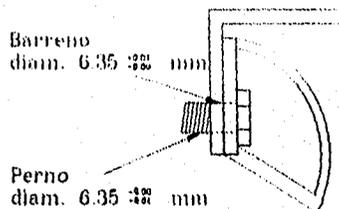
$\therefore \sigma_{eq} < \sigma_{adm}$; siendo el factor de seguridad $F_s = 2.96$

Se supone que los fondos, al ser del mismo material que las partes planas (Solera de latón de 1/8 de pulgada), resisten la presión.

Para las soldaduras se recomienda, dado que los espesores son menores a 0.45 cm, una dimensión $b = 3.1 \text{ mm}$ como mínimo⁵.



La tolerancia para los elementos de sujeción son:



7.2.5 Góndola o plataforma de lanzamiento

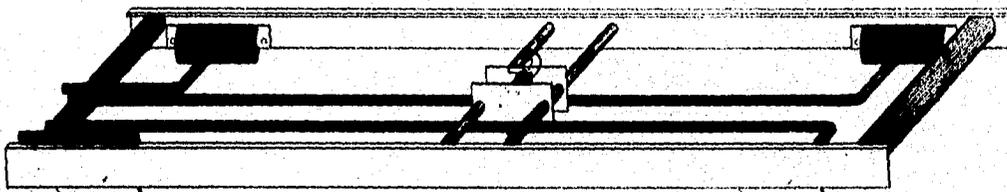


Fig. 7.3 Imagen de la góndola con todas sus partes.

Esta es la parte donde se asentará el ACR para su lanzamiento, desplazándose a lo largo de la rampa para acelerar el avión.

⁵ FIRES, V. M., "Diseño de elementos de máquina", UTEHA, México, 1990, P676

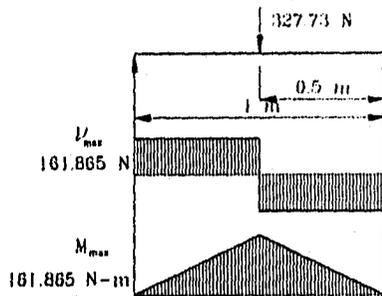
Cuenta con los soportes del sistema de deslizamiento, de seguridad, de liberación del ACR, así como de la estructura para soportarlo.

- Estructura:

Básicamente consta de 4 piezas (2 laterales, 1 frontal, 1 posterior). Las laterales soportan parte del peso del ACR y alojan los soportes de deslizamiento. La posterior sostiene parte del peso del ACR. El elemento frontal admite, aparte del peso de la aeronave, la aplicación de la fuerza de tracción proveniente del sistema de tracción por medio del sistema de transmisión.

- Elementos laterales:

Estos elementos son simétricos, por lo que solo se necesita calcular uno de ellos, suponemos que el peso solo se distribuye en estos 2 elementos, por lo que la carga, incluyendo un 10% de factor de sobrecarga es de 327.73 N. La distancia entre los soportes será de 1 m.



Utilizando una sección L de acero estructural ASTM-A36, éste material presenta las siguientes propiedades.

$$\sigma_f = 250 \text{ MPa}$$

$$\tau_f = 145 \text{ MPa}$$

Para una sección de $1 \frac{1}{4} \times 1 \frac{3}{4} \times \frac{1}{8}$ (31.75 mmx44.45mmx3.175 mm) con propiedades:

$$I_x = 4.5785 \times 10^{-8} \text{ m}^4 \quad W = 1.5 \text{ Kg/m}$$

$$S_x = 1.4748 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

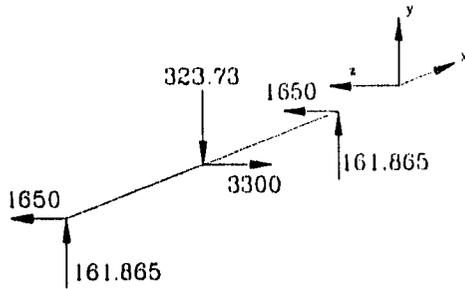
$$\text{Si } \sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{S} = \frac{161.865 \text{ N} \cdot \text{m}}{1.4748 \times 10^{-6} \text{ m}^3} = 109.75 \text{ MPa}$$

$$\text{Considerando que } \sigma_{\text{adm}} = \frac{\sigma_f}{1.25} = \frac{250}{1.25} = 200 \text{ MPa se tiene que}$$

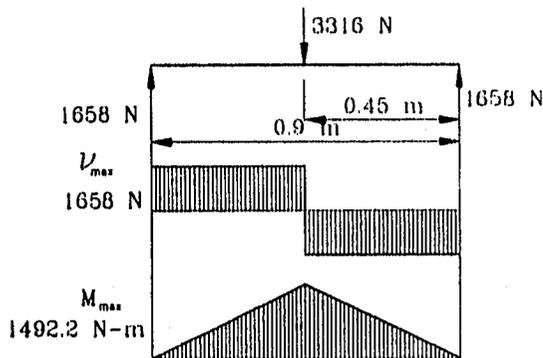
$\sigma_{\max} < \sigma_{\text{adm}}$ por lo que los elementos soportan la carga con un factor de seguridad $F_s = 1.84$.

- Elemento frontal:

Si, el peso del ACR solo se distribuye entre el elemento frontal y el posterior, el peso queda repartido en 323.73 N (incluyendo un 10% de factor de sobrecarga) por cada elemento. El diagrama del elemento frontal queda:



Utilizando resultantes se simplifica el diagrama; rotando ejes sobre x se tiene:



$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_f}{2} = \frac{250\text{MPa}}{2} = 125\text{MPa}$$

Si

$$S = \frac{M_{max}}{\sigma_{adm}} = \frac{1492.2}{125 \times 10^6} = 1.2 \times 10^{-6}$$

Si utilizamos una sección circular de acero de aleación ASTM-a242 templada:

$$S = \frac{I}{c} = \frac{\pi \phi^4}{64 \phi} = \frac{\pi}{32} \phi^3$$

$$4.32 \times 10^{-6} \text{m}^3 = \frac{\pi}{32} \phi^3 \quad \Rightarrow \quad \phi^3 = 4.4 \times 10^{-5}$$

$$\phi = 0.0353 \text{m} \quad (3.5 \text{ cm} \approx 1 \frac{3}{8} \text{ in})$$

Para un redondo de 0.0508 m de diámetro:

$$A_s = 0.000718 \text{m}^2$$

Verificando el cortante:

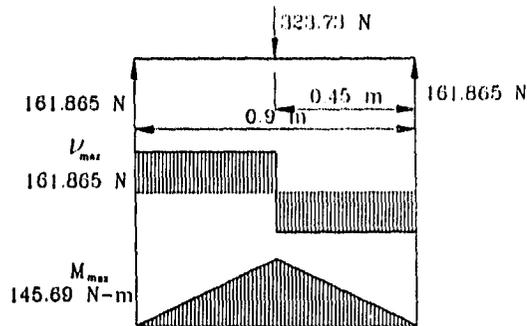
$$\tau_{max} = \frac{1658 \text{N}}{0.000718 \text{m}^2} = 2.307735 \text{MPa}$$

$$\text{como } \tau_{adm} = \frac{\tau_f}{2} = \frac{210 \text{MPa}}{2} = 105 \text{MPa}$$

$\tau_{max} < \tau_{adm}$ \therefore El elemento resiste el cortante.

• Elemento posterior:

Para este elemento el diagrama queda:



$$\sigma_{adm} = 125 \text{ MPa}$$

$$\text{Si } S = \frac{M_{max}}{\sigma_{adm}} = \frac{145.69}{125 \times 10^6} = 1.165 \times 10^{-6}$$

Utilizando una sección circular de acero estructural:

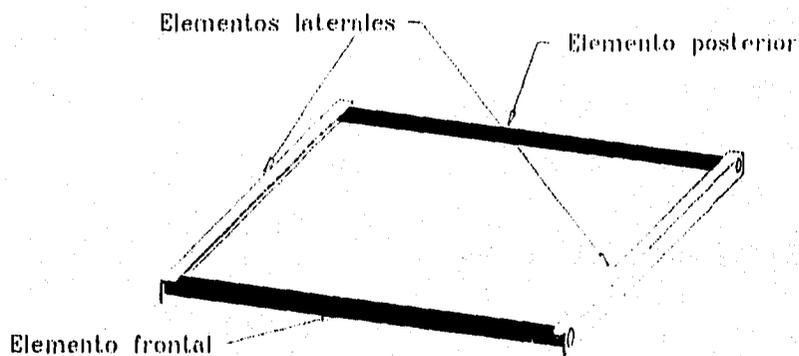
$$S = \frac{\pi}{32} \phi^3$$

$$\phi = \sqrt[3]{\frac{32}{\pi} 1.165 \times 10^{-6}}$$

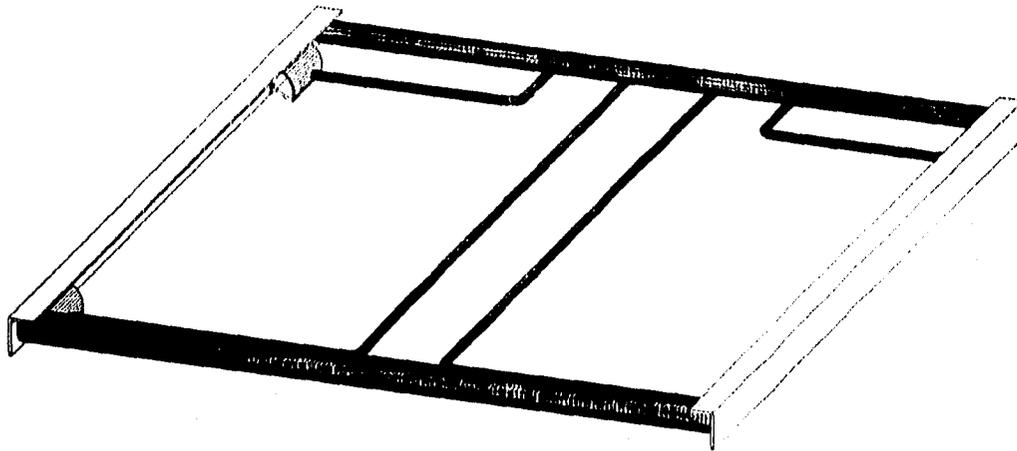
$$\phi = 2.28 \times 10^{-2} \text{ m (2.28 cm} \approx 1 \text{ in)}$$

la sección tiene un diámetro de 0.0254 m (1 in).

La estructura queda en forma preliminar:



A esta estructura se le adicionan los elementos del sistema de deslizamiento, de sujeción y liberación del ACR como se muestra en la figura 7.4:



7.4 Vista tridimensional preliminar de la góndola armada con el sistema de deslizamiento

Fig.

7.2.6 Sistema de sujeción y liberación

Este sistema nos permite asegurar el ACR a la góndola durante el lanzamiento y liberarlo al final del recorrido sobre la rampa. Dicho sistema se dispara al término del recorrido.

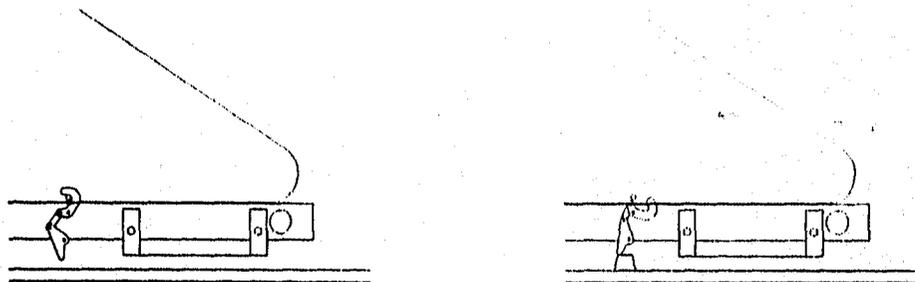
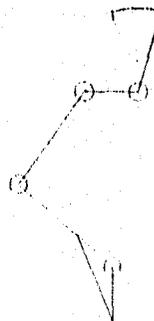


Fig 7.5. Operación del sistema de aseguramiento y liberación. 1. Cuando inicia el procedimiento de lanzamiento y 2. Cuando llega al final del recorrido.

Para un sistema de 4 barras, accionado por un elemento fijo en la rampa poco antes del final del recorrido. La configuración de barras es:



La barra A se desplaza al menos 30°, con lo cual la barra C gira lo suficiente (90°) para asegurar la liberación del ACR. Las dimensiones de los elementos están limitadas por el alto de la góndola, ya que el sistema va montado en la misma.

Para el sistema de sujeción se calculan los elementos en base a las ecuaciones que se desarrollan a continuación:

Desarrollo de las ecuaciones.

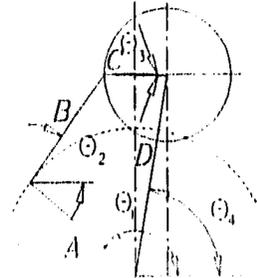
$$\bar{A} + \bar{B} + \bar{C} = \bar{D}$$

$$\bar{A} = A(\cos \theta_{1i} + \operatorname{sen} \theta_{1j})$$

$$\bar{B} = B(\cos \theta_{2i} + \operatorname{sen} \theta_{2j})$$

$$C = C(\cos \theta_{3i} + \operatorname{sen} \theta_{3j})$$

$$D = D_x i + D_y j$$



7.6 Diagrama de movimiento del sistema de 4 barras para el sistema de aseguramiento y liberación del ACR.

$$\sum_x = A \cos \theta_1 + B \cos \theta_2 + C \cos \theta_3 = D_x \quad \dots\dots\dots(7.2.1)$$

$$\sum_y = A \operatorname{sen} \theta_1 + B \operatorname{sen} \theta_2 + C \operatorname{sen} \theta_3 = D_y \quad \dots\dots\dots(7.2.2)$$

Despejando θ_2 de (7.2.1)

$$\theta_2 = \cos^{-1} \left(\frac{D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3}{B} \right)$$

Substituyendo en (7.2.2)

$$A \operatorname{sen} \theta_1 + B \operatorname{sen} \left(\cos^{-1} \left(\frac{D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3}{B} \right) \right) + C \operatorname{sen} \theta_3 = D_y$$

pero $\operatorname{sen} \alpha = \sqrt{1 - \cos^2 \alpha}$

La ecuación queda:

$$A \operatorname{sen} \theta_1 + B \sqrt{1 - \left(\frac{D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3}{B} \right)^2} + C \operatorname{sen} \theta_3 = D_y$$

$$A \operatorname{sen} \theta_1 + \sqrt{B^2 - (D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3)^2} + C \operatorname{sen} \theta_3 = D_y$$

$$B^2 - (D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3)^2 = (D_y - A \operatorname{sen} \theta_1 - C \operatorname{sen} \theta_3)^2$$

$$B^2 = (D_y - A \operatorname{sen} \theta_1 - C \operatorname{sen} \theta_3)^2 + (D_x - A \cos \theta_1 + C \cos \theta_3)^2$$

Desarrollando cuadrados:

$$B^2 = D_x^2 + D_y^2 - 2C(D_y \operatorname{sen} \theta_3 + D_x) - 2A(D_y \operatorname{sen} \theta_1 - D_x \cos \theta_1) + 2AC(\operatorname{sen} \theta_3 \operatorname{sen} \theta_1 + \cos \theta_3 \cos \theta_1) + C^2(\operatorname{sen}^2 \theta_3 + \cos^2 \theta_3) + A^2(\operatorname{sen}^2 \theta_1 + \cos^2 \theta_1) \quad \text{Pero}$$

$$\operatorname{sen}^2 \alpha + \cos^2 \alpha = 1$$

y $\operatorname{sen} \alpha \operatorname{sen} \beta + \cos \alpha \cos \beta = \cos(\alpha - \beta)$

además $D^2 = D_y^2 + D_x^2$; $D_y = D \operatorname{sen} \theta_4$; $D_x = D \cos \theta_4$

$$B^2 = -2CD \cos(\theta_3 - \theta_4) - 2AD \cos(\theta_1 - \theta_4) + 2AC \cos(\theta_3 - \theta_1) + A^2 + C^2 + D^2 \quad (7.2.3)$$

reagrupando:

$$\frac{A^2 - B^2 + C^2 + D^2}{2} = CD \cos(\theta_3 - \theta_4) + AD \cos(\theta_1 - \theta_4) - AC \cos(\theta_3 - \theta_1)$$

Donde:

A = cte; B = cte; C = cte y D = cte

$$\therefore k = \frac{A^2 - B^2 + C^2 + D^2}{2}$$

Si se toman los ángulos iniciales y finales del sistema, se pueden igualar las ecuaciones resultantes:

$$\begin{aligned} CD \cos(\theta_{3_1} - \theta_4) + AD \cos(\theta_{1_1} - \theta_4) - AC \cos(\theta_{3_1} - \theta_{1_1}) &= CD \cos(\theta_{3_2} - \theta_4) \\ + AD \cos(\theta_{1_2} - \theta_4) - AC \cos(\theta_{3_2} - \theta_{1_2}) & \\ CD(\cos(\theta_{3_1} - \theta_4) - \cos(\theta_{3_2} - \theta_4)) + AD(\cos(\theta_{1_1} - \theta_4) - \cos(\theta_{1_2} - \theta_4)) &= \\ AC(\cos(\theta_{3_1} - \theta_{1_1}) - \cos(\theta_{3_2} - \theta_{1_2})) & \end{aligned}$$

Pero:

$$\begin{aligned} \cos \alpha - \cos \beta &= -2 \operatorname{sen} \frac{\alpha + \beta}{2} \operatorname{sen} \frac{\alpha - \beta}{2} \\ 2CD \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{3_1} + \theta_{3_2} - 2\theta_4}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{3_1} - \theta_{3_2}}{2} \right) + 2AD \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{1_1} + \theta_{1_2} - 2\theta_4}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{1_1} - \theta_{1_2}}{2} \right) &= \\ 2AC \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{3_1} + \theta_{3_2} - \theta_{1_1} - \theta_{1_2}}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{\theta_{3_1} - \theta_{3_2} + \theta_{1_2} - \theta_{1_1}}{2} \right) & \end{aligned}$$

$$\text{Si } \theta_{3_2} = \theta_{3_1} + \Delta\theta_3; \theta_{1_2} = \theta_{1_1} + \Delta\theta_1$$

$$\begin{aligned} 2CD \operatorname{sen} \left(\theta_3 - \theta_4 + \frac{\Delta\theta_3}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{-\Delta\theta_3}{2} \right) + 2AD \operatorname{sen} \left(\theta_1 - \theta_4 + \frac{\Delta\theta_1}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{-\Delta\theta_1}{2} \right) &= \\ 2AC \operatorname{sen} \left(\theta_3 - \theta_1 + \frac{\Delta\theta_3 - \Delta\theta_1}{2} \right) \operatorname{sen} \left(\frac{\Delta\theta_1 - \Delta\theta_3}{2} \right) & \end{aligned}$$

Esta ecuación nos permite, dados los ángulos iniciales (θ_1 , θ_3 y θ_4) y su variación final, así como las magnitudes de 2 segmentos, calcular un tercero, y con la ecuación (7.2.3) se puede calcular el cuarto segmento.

Considerando que:

$$\begin{aligned} \theta_1 &= 140.5^\circ & \theta_4 &= 80.538^\circ & \theta_3 &= 0^\circ \\ D &= 30.41 \text{ mm} & A &= 22 \text{ mm} & \Delta\theta_1 &= -30^\circ & \Delta\theta_3 &= -90^\circ \end{aligned}$$

Programando las ecuaciones anteriores (ver apéndice 3), se calculan las otras dos barras. De esta forma tenemos que:

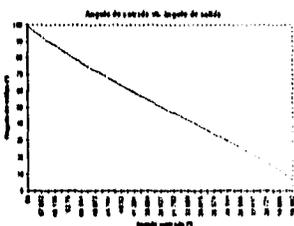
$$C = 9.99 \approx 10 \text{ mm}$$

La longitud de B queda:

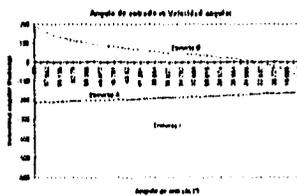
$$B^2 = 372.02$$

$$B = 19.2879 \text{ mm} \approx 20 \text{ mm}$$

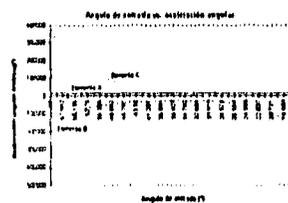
Estas características se dieron como parámetros de entrada del programa de computo "fourbar", de donde se obtuvieron las siguientes gráficas de comportamiento:



Ang ent vs ang sal.

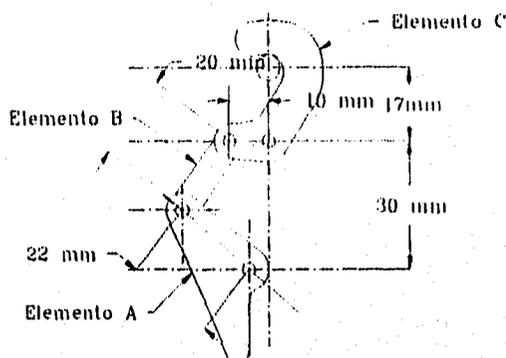


Vels ang vs ang ent



Acels ang vs ang ent

De esta forma los elementos quedan de la siguiente manera:



• **Resistencia de los elementos:**

El elemento C (Superior) es el que presenta un mayor esfuerzo; ya que sujeta por medio de una garra al ACR hasta el final del lanzamiento, el cual genera una fuerza de sustentación. La fuerza a la que se somete esta pieza es igual a la fuerza de sustentación menos el peso de la aeronave.

Considerando que:

$$\Sigma F_x = 0, \quad \Sigma F_y = F - R = 0, \quad y \quad W = 60 \text{ Kg} \times 9.81 = 588.6 \text{ N}$$

$$L = \frac{\rho V^2 C_L A}{2} \quad \text{Si } C_L = 1.4$$

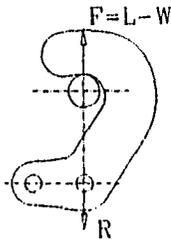
$A = 1.55 \text{ m}^2$ (Área del ala, considerando $C_L = 0$ en el estabilizador)

$V = 23.3 \text{ m/s}$ (Velocidad final)

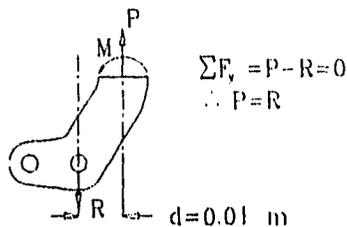
$\rho = 1.2 \text{ Kg/m}^3$ (Densidad estándar del aire)

$$L = 706.843 \text{ N} \quad \therefore \quad F = 118.243 \text{ Kg}$$

El diagrama de fuerzas para este elemento queda:



En la parte más alejada de dicho elemento se tienen las siguientes fuerzas y momentos.



$$\sum F_y = P - R = 0$$

$$\therefore P = R$$

$$\sum F_y = P - R = 0 \quad \therefore P = R$$

$$P = F \times F_s \quad F_s = \text{Factor de seguridad. (1.1)} \quad \Rightarrow P = 130.07 \text{ N.}$$

$$M = P \times d = 130.07 \times 0.01 = 1.3007$$

$$\text{Si } A_T = 0.01 \times \frac{3}{16} (0.0254) = 4.76 \times 10^{-5}$$

$$\sigma_0 = \frac{P}{A_T} = \frac{130.07}{4.76 \times 10^{-5}} = 2.7325 \times 10^6 \text{ Pa} = 2.7325 \text{ Mpa.}$$

El esfuerzo máximo para el par de flexión es: $\sigma = M \frac{c}{I}$

Para una sección rectangular: $I = \frac{1}{12} b h^3$ $c = \frac{h}{2}$

En este caso $b = \frac{3}{16} (0.0254) = 4.7625 \times 10^{-3} \text{ m}$; $h = 0.01 \text{ m}$

$$\sigma_m = \frac{M \frac{h}{2}}{\frac{1}{12} b h^3} = \frac{M 6}{b h^2}$$

$$\sigma_m = \frac{6(1.3007)}{4.7625 \times 10^{-3} (0.01)^2}$$

$$\sigma_m = 2.458 \times 10^7 \text{ Pa} = 24.5802 \text{ Mpa}$$

El esfuerzo máximo de tracción es:

$$\sigma_{Tm} = \sigma_m + \sigma_0 = 24.5802 + 2.7325$$

$$\sigma_{Tm} = 27.3127 \text{ Mpa}$$

Si $\sigma_{adm} = \frac{\sigma_f}{n}$ y por seguridad $n = 2$

$$\sigma_f = 2 \sigma_{adm}$$

y $\sigma_{Tm} \leq \sigma_{adm} \Rightarrow \sigma_f \geq 2(27.3127 \text{ Mpa})$
 $\sigma_f \geq 54.625 \text{ Mpa}$

Debido a la movilidad de estas piezas se requiere acero inoxidable, el cual presenta las siguientes propiedades:

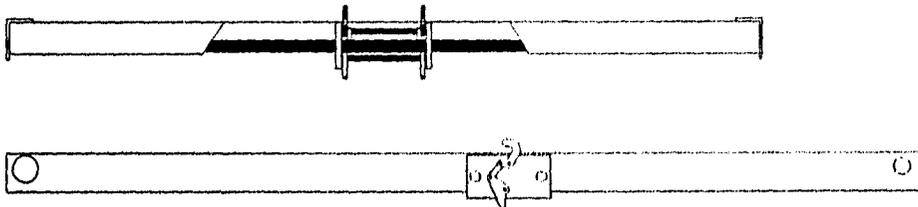
$$\sigma_f = 275 \text{ Mpa} \Rightarrow \sigma_{adm} = 137.5 \quad \therefore 137.5 \text{ Mpa} \gg 54.625 \text{ Mpa}$$

En base a estos datos y lo anteriormente calculado se afirma que las piezas hechas de acero inoxidable de $\frac{3}{16}$ " de espesor, tienen un factor de seguridad de $F_s = 2.517$.

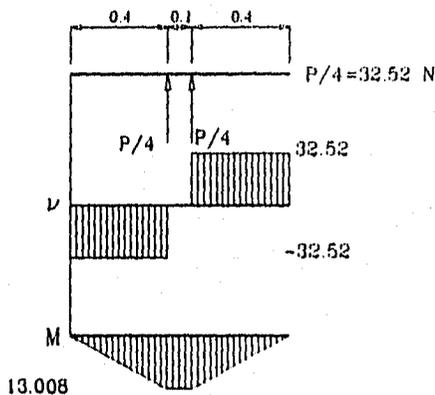
Este elemento (c) está sujeto por barras redondas a la estructura de la góndola.

Para proporcionar estabilidad se colocan 2 garras a lo ancho de fuselaje del ACR.

El fuselaje tiene 0.25m de ancho , por lo que se distribuyen a 10 cm entre ellos. De esta forma quedaría:



Si son 2 barras las que sujetan al sistema de aseguramiento y liberación con la góndola, para cada barra se tiene:



$$S = \frac{M_{\max}}{\sigma_{\max}} \quad \text{Para el acero inoxidable } \sigma_{\text{adm}} = 137.5 \text{ Mpa}$$

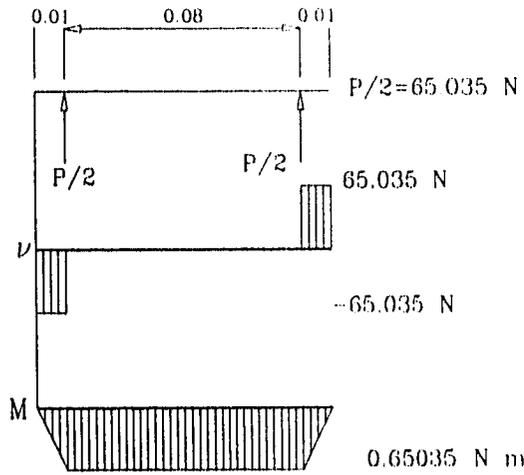
$$S = \frac{13.008}{137.5 \times 10^6} = 9.46 \times 10^{-8}$$

$$\varnothing = \sqrt[3]{\frac{32}{\pi} S} = \sqrt[3]{\frac{32}{\pi} 9.46036 \times 10^{-8}}$$

$$\varnothing = 9.87 \times 10^{-3} = 0.987 \text{ cm } (0.389 \text{ in}) \approx \frac{1}{2} \text{ in}$$

1 cm \varnothing <math>< 1.27 \text{ cm}</math>

Para los elementos que conectan al sistema de aseguramiento y liberación:



$$S = \frac{0.65035}{137.5 \times 10^{-6}} = 4.73 \times 10^{-9}$$

$$\varnothing = \sqrt[3]{\frac{32}{\pi} 4.73 \times 10^{-4}}$$

$$\varnothing = 3.64 \times 10^{-3} \text{ m} \qquad \varnothing = 0.364 \text{ cm} \approx \frac{3}{16} \text{ in}$$

Los elementos necesarios son:
 2 barras > 90 cm de 1 cm a 1.27 cm (1/2 in) de diámetro.
 2 barras > 10 cm de 3/16 in ó 5 mm de diámetro.

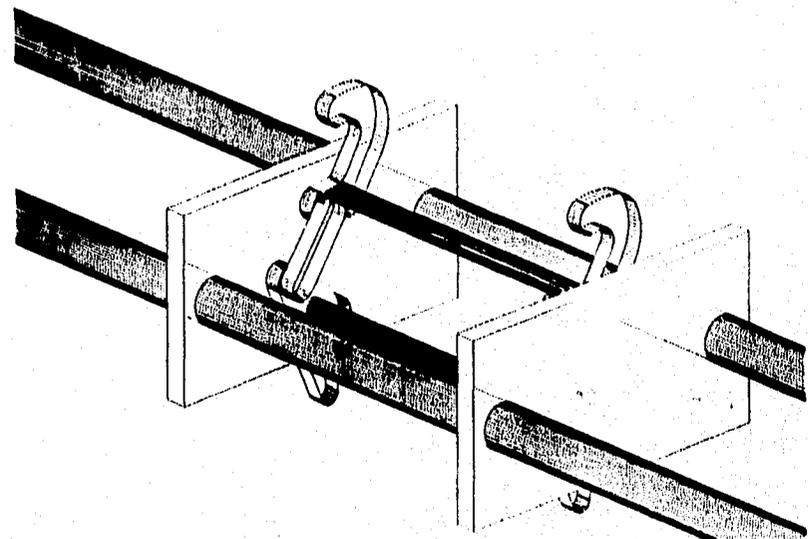
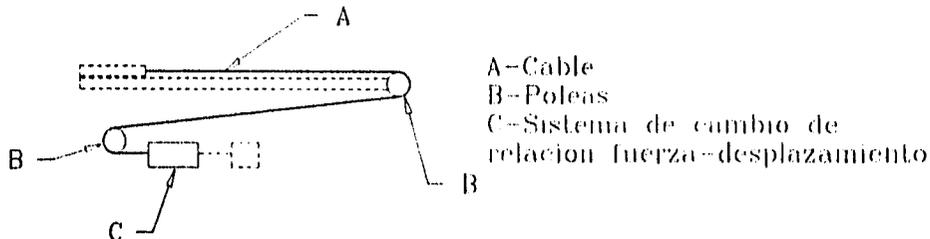


Fig.7.7 Visualización del sistema de aseguramiento y liberación para el ACR ensamblado.

7.3 DISEÑO DEL SISTEMA DE TRANSMISIÓN:

7.3.1 Configuración

La configuración general del sistema de transmisión es:



7.3.2 Selección del cable

La fuerza transmitida a la góndola y al ACR es de $\approx 3000\text{N}$, por lo que, utilizando un factor de seguridad del 33% se tiene una fuerza de: $F \approx 4000\text{ N}$

Si, el peso del cable es despreciable:

$$W_w \rightarrow 0$$

Utilizando un cable del tipo 6x19, y proyectando para una vida de 100,000 lanzamientos:

$$D_r D_s = \frac{2NF_t}{\frac{p}{s_u} S_u} \dots\dots\dots (6)$$

donde F_t = fuerza aplicada en [Kg]

N = factor de cálculo

$\frac{p}{s_u}$ = relación obtenida de gráfica (7)

D_r = diámetro del cable en [cm]

D_s = diámetro de la polea en [cm]

S_u = resistencia máxima de los alambres del cable (8)

Si $N = 1.1$; $\frac{p}{s_u} = 0.004$ y $S_u = 16870\text{ Kg/cm}^2$

$$D_r D_s = \frac{2(1.1)(4000 / 9.81)}{0.004(16870)} \quad D_r D_s = 13.3$$

la relación entre D_r y D_s mínima es $D_{s, \min} = 30 D_r$ (9)

Substituyendo esta relación en la ecuación anterior: $30D_r^2 = 13.3$

Despejando D_r $D_r = 0.666\text{ cm}$

obteniendo D_s : $D_s = \frac{13.3}{0.666} = 19.96\text{cm} \approx 20\text{cm}$

Por lo que el cable es de 6.7 mm de diámetro (o mayor) y las poleas de 20 cm de diámetro.

⁶ FAIRES, V.M., "Diseño de elementos de máquinas", 4ª edición, UTEHA, México, 1982, P619

⁷ FAIRES, V.M., Op Cit, P620. (Ver Apéndice)

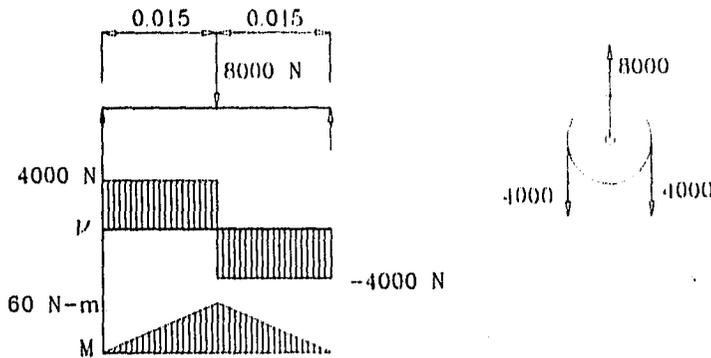
⁸ Jones & Laughlin Steel Corp., "Wire Rope"

⁹ FAIRES, V.M., Op Cit, P779.

7.3.3 Cálculo de las poleas y sus ejes

En el sistema existen 2 poleas, las cuales se consideran idénticas, por lo que el cálculo de una (con su eje) sirve para ambas.

Calculando primero el eje, el cual se encuentra sujeto a 2 soportes distantes 3 cm entre ellos. La carga se considera centrada:



Para una sección redonda:

$$S = \frac{\pi}{32} \phi^3$$

$$S = \frac{M_{\max}}{\sigma_{\text{adm}}} \quad \text{Para el acero estructural: } \sigma_{\text{adm}} = 125 \text{ Mpa}$$

$$S = \frac{60}{125 \times 10^6} = 4.8 \times 10^{-7} \quad \tau_{\text{adm}} = 72.5 \text{ Mpa}$$

$$\phi = 1.69 \text{ cm} \Rightarrow \phi = 1.7 \text{ cm}$$

comprobando que la pieza resiste el cortante:

$$A_{1.7\text{cm}} = 2.2698 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$A_s = 1.70235 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$\tau_{\max} = \frac{4000\text{N}}{1.70235 \times 10^{-4}} = 23.5 \text{ MPa} \quad \Rightarrow \quad \tau_{\max} < \tau_{\text{adm}}$$

∴ el elemento si resiste resiste el cortante.

El eje puede ser mayor a 1.7 cm de diámetro. Este será determinado por el tipo de rodamiento a usar en la polea, el cual se selecciona a continuación.

La velocidad de giro es:

$$N = 60 \frac{24 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{0.2 \text{ m} \times \pi} = 2292 \text{ RPM}$$

Los rodamientos estarán sometido a una carga de 4000N y con interior giratorio si se colocan en los extremos del eje de la polea. La carga es solamente radial, por lo que se utilizan rodamientos de rodillos.

Si $L = \left(\frac{C}{P}\right)^p$...⁽¹⁰⁾ donde: C = capacidad del rodamiento

P = carga del rodamiento

L = duración en RPM

$p = \frac{10}{3}$ para rodamientos de rodillos

$$P = XF_r + YF_a$$

donde:

F_r = carga radial

X = factor de carga radial

F_a = carga axial

Y = factor de carga axial

Pero $F_a = 0$.

Para rodamientos con interior giratorio: $X = 1$...⁽¹¹⁾ P = 1 (F_r)

Si ponemos 2 rodamientos (1 en cada extremo del eje): $P = F_r = 4$ KN

Para máquinas de servicio corto ó intermitente (Ej. grúas) se recomienda una duración en horas de $L_h = 4000$ hrs; de tablas con 2500 RPM y $L_h = 4000$ hrs se tiene:

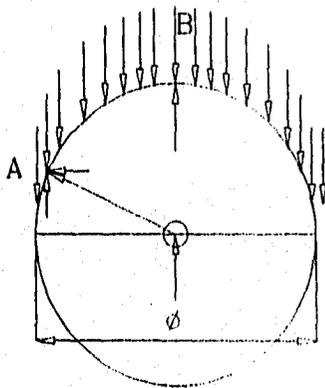
$$\frac{C}{P} = 6.36$$

$$C = 6.36(4 \text{ KN}) = 25 \text{ KN}$$

De tablas⁽¹²⁾ se escoge el rodamiento FAG NUP204E.MI con un peso de 128 gr.;

$N_{max} = 13000$ RPM; $\varnothing_{ext} = 47$ mm; $\varnothing_{int} = 20$ mm y Ancho = 14 mm, por lo que el eje queda de 2 cm de diámetro.

Para el cálculo de la resistencia de la polea se tiene lo siguiente:



$$F_T = 8000 \text{ N}$$

$$P = \frac{F}{A}$$

$$A = \pi \frac{\varnothing}{2} e$$

$$P = \frac{8000(2)}{\pi \varnothing e} = \frac{25465}{e} \text{ Pa}$$

donde:

e es el ancho del área de contacto entre el cable y la polea.



⁽¹⁰⁾ "Rodamientos, un manual para escuelas", SKF, México, 1962, P 14 - 18

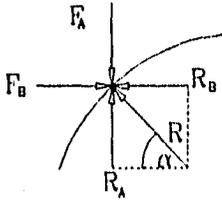
⁽¹¹⁾ FIRES, V.M., Op cit, P444

⁽¹²⁾ "Programa Standard FAG, Catalogo 41 500/2SE", FAG interamericana, EU, 1979, P152

El cable tiene 0.6 cm de espesor. Si el 20% de este hace contacto con la polea.

$$E = 0.006 \times 0.2 = 0.0012 \quad \therefore P = 21.2208 \text{ Mpa}$$

Analizando las fuerzas en un punto A:

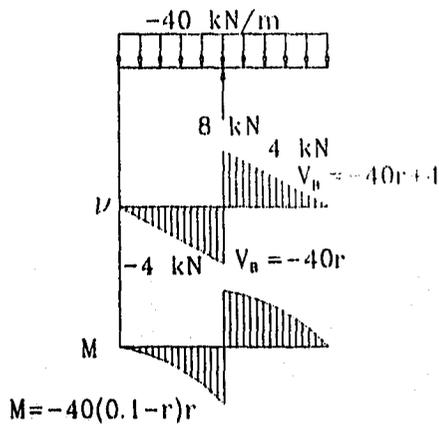


$$\begin{aligned} \Sigma F_y &= -F_A + R_A = 0 \\ R_A &= F_A \\ \Sigma F_x &= F_B - R_B = 0 \\ F_B &= R_B \\ R_A &= R \text{ sen } \alpha \end{aligned}$$

Diagrama de fuerzas en un punto dado sobre la superficie de la polea.

$$R_B = R \text{ cos } \alpha$$

$$R = \frac{R_A}{\text{sen } \alpha}$$



Para una sección rectangular:

$$\sigma_x = -\frac{My}{I}$$

Si $I = \frac{1}{12} bh^3$ donde b es el espesor de la polea y h la altura de la sección en el punto estudiado

$$\sigma_x = -\frac{My12}{bh^3} \quad \text{si } y = h$$

$$\sigma_x = -\frac{M12}{bh^2}$$

Pero $M = 40 \times 10^3 (0.1 - r)r$

$$y = \sqrt{r_1^2 - r^2}$$

$$\sigma_x = -\frac{40 \times 10^3 (0.1 - r)r12}{b(r_1^2 - r^2)}$$

$$\sigma_x b(r_1^2 - r^2) = -480 \times 10^3 (0.1 - r)r$$

$$b = -\frac{480 \times 10^3 (0.1 - r)r}{\sigma_x (r_1^2 - r^2)}$$

tomando $\sigma_x = \sigma_{adm}$ y utilizando acero inoxidable laminado con un $N = 1.5$ $\sigma_{adm} = 347 \text{ Mpa}$

El radio de la polea es de $r_1 = 0.1 \text{ m}$.

En $r = 0.1 \Rightarrow b = 0.00093 \approx 0.001 \text{ m}$ (1 mm) donde b es el espesor de la polea.

Cabe mencionar que en este punto es donde se encuentra el mayor valor de b, y al utilizarse un factor de seguridad de $F_s = 10$, el espesor queda de 1 cm.

7.3.4 Elección del sistema conversor de par

En nuestro sistema la máxima potencia a utilizar es de 50 kW (67.05 HP). Se decidió utilizar un reductor comercial en base al ahorro de tiempo en la fabricación de piezas. La selección se hizo de acuerdo al método sugerido por la "Dodge Manufacturing Corporation"⁽¹³⁾.

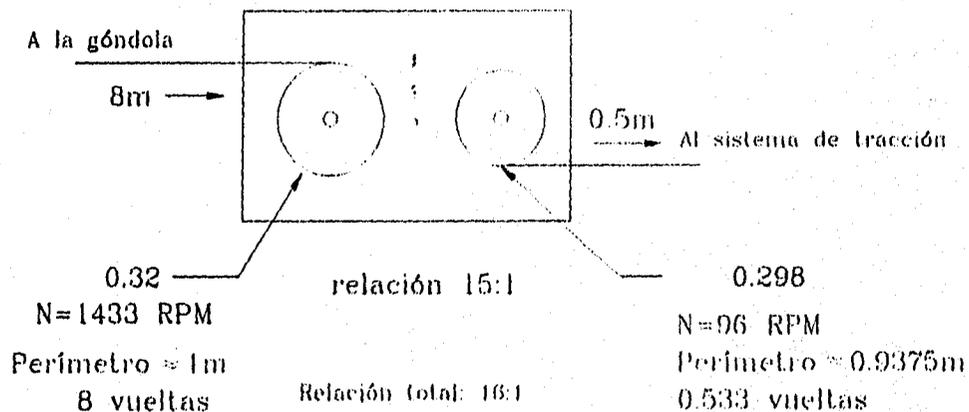
Se considera que para sistemas con sobrecargas grandes (demandas de mayor potencia en lapsos muy cortos de tiempo) la potencia nominal es la cuarta parte del valor máximo de estas sobredemandas. Como nuestro sistema operará en lapsos muy cortos de tiempo (menores a 1 seg), por lo que podemos considerar la demanda requerida como una sobrecarga, por lo que la potencia nominal del reductor es:

$$P_{NOM} = \frac{P_{MAX}}{4} = \frac{67.05}{4} = 16.76HP$$

La potencia más aproximada en el catálogo de la Dodge Manufacturing Co. es de 20 HP, con una $N_{salida} = 96$ RPM.

De la tabla correspondiente a clase III, el reductor a usar es el TD815.

De esta forma el sistema queda:



7.4 DISEÑO DEL SISTEMA DE TRACCIÓN

La utilización de un sistema neumático para la generación de la fuerza de tracción se basa en los resultados del capítulo 6, así como en el criterio de facilidad de operación.

En sistemas neumáticos los elementos funcionan aproximadamente a 125 psi por norma, con un intervalo de sobrecarga de hasta 150 psi. Esto nos permite operar de manera confiable el sistema neumático para la generación de la fuerza de tracción a una presión de 150 psi (1.036 MPa).

¹³ DODGE, "DODGE ENGINEERING CATALOG", Dodge Manufacturing Co., EU, 1970, P40-8 a 40-13

Para dimensionar los elementos neumáticos se considera que la expansión del aire en el sistema es adiabática, representándose este proceso como:

$$T_1 V_1^{r-1} = T_2 V_2^{r-1}$$

Si $V_2 = V_D + V_1$ donde V_D es el volumen desplazado por el sistema, reagrupando términos:

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{V_D}{V_1} + 1 \right)^{r-1} \quad \dots\dots\dots 7.4.1$$

Utilizando la ley general de los gases:

$$\frac{P_1 V_1}{T_1} = \frac{P_2 V_2}{T_2}$$

$$\frac{T_1}{T_2} P_2 (V_1 + V_D) = P_1 V_1$$

Reagrupando términos:

$$\frac{T_1}{T_2} P_2 \left(1 + \frac{V_D}{V_1} \right) = P_1 \quad \dots\dots\dots 7.4.2$$

Substituyendo (7.4.1) en (7.4.2)

$$\left(\frac{V_D}{V_1} + 1 \right)^{r-1} \left(1 + \frac{V_D}{V_1} \right) = \frac{P_1}{P_2}$$

Reagrupando términos:

$$\left(\frac{V_D}{V_1} + 1 \right)^r = \frac{P_1}{P_2}$$

Despejando V_1 :

$$V_1 = \frac{V_D}{\left(\frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{1}{r}} - 1}$$

Si $P_2 = (1 - \text{dec})P_1$ donde dec es el porcentaje de decremento de la fuerza entre el inicio y el final del proceso.

$$V_1 = \frac{V_D}{\left(\frac{P_1}{(1 - \text{dec})P_1} \right)^{\frac{1}{r}} - 1}$$

si dec = 30%

$$V_1 = \frac{V_D}{\left(\frac{1}{0.7}\right)^r - 1} \dots\dots\dots 7.4.3$$

Suponiendo que la fuerza necesaria para activar todo el sistema de lanzamiento (incluyendo pérdidas) sea de 3200 N⁽¹⁴⁾, el sistema de tracción deberá generar una fuerza de $F_T = 16(3200) = 51200$ N en el inicio de la operación. Esto se debe a la utilización de un reductor en el sistema de transmisión.

Para obtener el área total de los émbolos de los cilindros utilizamos la definición de presión:

$$P = \frac{F}{A}$$

Si $P_1 = 125$ psi = 863070 Pa

$$A = \frac{F}{P} = \frac{51200}{863070} = 0.059323\text{m}^2$$

Se propone que sean 4 cilindros los que muevan el sistema, por lo que el área del émbolo de cada cilindro es:

$$A_{\text{cil}} = \frac{A}{4} = 0.01483075\text{m}^2$$

El diámetro de cada émbolo es:

$$\varnothing = 0.137\text{m} \approx 14\text{cm}$$

Para calcular el espacio muerto utilizamos el volumen V_1 (ecuación 7.4.3).

Donde

$$V_D = L A$$

Donde L es la carrera de los cilindros y A es el área total de los émbolos.

$$\text{Si } L = 0.5 \text{ m y } A = 0.059323\text{m}^2 \text{ y } r = 1.4; V_1 = 0.102224 \text{ m}^3$$

En base a estos resultados se seleccionan los sistemas comerciales más aproximados a los requerimientos, los cuales, resumiendo son:

- 4 cilindros de 0.5 m de carrera con 14 cm de diámetro del émbolo.
- 1 contenedor que permita almacenar 0.10223m³ de aire a 125 psi
- Compresor que opere a 125 psi (863.07 KPa).

Todos los elementos deben operar a 863.07 KPa.

La configuración del sistema de tracción se muestra en la figura 7.8. Al expandirse el aire en los cilindros, estos jalarán un cable que hará girar el tambor de entrada del convertidor, el cual transmitirá el movimiento amplificado a la gondola por medio de otro cable.

¹⁴ Se tomó como valor de referencin el máximo valor alcanzado por la simulación en la tabla 5.5 mas un 5% de pérdidas en los mecanismos.

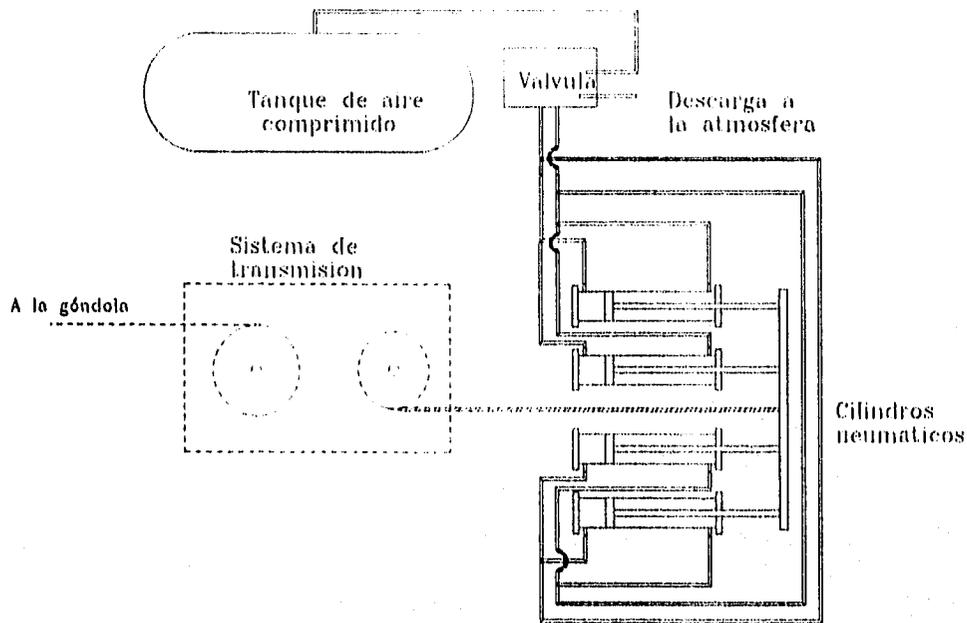


Fig.

Fig. 7.8 Diagrama de configuración del sistema de tracción

Al utilizarse las válvulas de accionamiento es necesario para su selección calcular el gasto de aire utilizado. La operación del sistema de 0.6 seg, siendo el volumen desplazado de 0.0304147m^3 , por lo que el gasto queda:

$$\dot{V} = \frac{V_D}{t} = \frac{0.0296615}{0.6} = 0.0495 \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

Este es el gasto general del conjunto de los 4 cilindros, por lo que el gasto de cada cilindro es:

$$\dot{V}_{\text{cil}} = 0.01237 \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

En base a estos datos podemos seleccionar las válvulas y mangueras.

La selección se hizo en base a los catálogos de la compañía Festo, listándose a continuación los equipos escogidos.

Lista de elementos seleccionados

- 4 Cilindros Dc-140-500-PPV, con diámetro de piston de 140mm y carrera de 0.5 m. fabricados con carrera especial por FESTO Pneumatic
- Fijación de cilindros por medio de pies tipo HC-140, cantidad: 8
- Válvula HS-4/3- $\frac{1}{2}$ -B
- Manguera flexible tipo P-13

Los cilindros DC-140-500- PPV de festo tienen las siguientes características:

- ◊ Cilindro de doble efecto con amortiguación regulable en ambos extremos
- ◊ Máxima presión de trabajo: 10 bar (1. Mpa)

- ◇ Fuerza de empuje a 6 bar: 8800 N
- ◇ Fuerza de retorno a 6 bar: 8500 N
- ◇ Carrera de 500mm (0.5 m) con cilindro de 140 mm (0.14m) de diámetro
- ◇ Acoplamiento G^{3/8}
- ◇ Rosca del vástago M20

Los elementos de fijación los puede proveer tambien el mismo fabricante, por lo que se considera utilizar estos.

La válvula HS-4/3-1/2-B tiene como características:

- ◇ Presión de funcionamiento: -0.95 a +10 Bar
- ◇ Diámetro de paso equivalente: 12mm
- ◇ Caudal nominal: 3500 l/m
- ◇ Fuerza de accionamiento: 26 N
- ◇ Temperaturas de operación: -10 a 80°C

Las características de la manguera P-13 son:

- ◇ Presión de funcionamiento: 0 a 10 Bar
- ◇ Temperatura de operación: -20 a +80°C
- ◇ Diámetro interior: 13 mm
- ◇ Diámetro exterior: 24 mm
- ◇ Radio de curvatura mínimo: 100 mm
- ◇ Material: Perbunan

Este sistema utilizará el diagrama de conexiones mostrado en la figura 7.9:

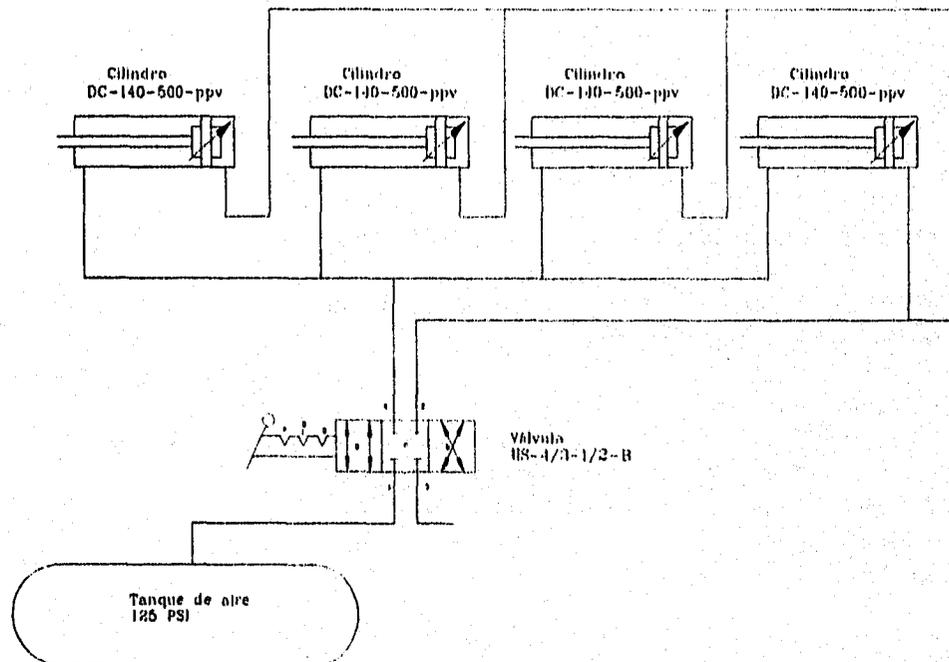


Fig. 7.9 Diagrama de conexiones del sistema neumático

7.5 CONCLUSIONES

Este sistema cumple con los requerimientos de sencillez expresados en capítulos anteriores, por lo que su operación se espera que sea fácil.

8. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Se ha diseñado un sistema para lanzamiento de aeronaves de control remoto (ACR) de hasta 60 Kg. de peso, que cumple con las restricciones y requisitos del proyecto; para lo cual se hizo un análisis comparativo de las opciones que presentan los sistemas comerciales y militares, observándose que los diferentes sistemas de lanzamiento dependen de las restricciones y características de cada proyecto, como lo son el tipo de misión del ACR, peso, alturas, envergadura, largo, no existiendo una solución general para todos los sistemas

Para decidir el tipo de sistema de lanzamiento a usar, se hicieron una serie de consideraciones de diseño con la finalidad de llevar a cabo:

a) Un estudio del comportamiento del sistema según los diferentes modelos de la fuerza de tracción por medio de las ecuaciones de movimiento, teniendo los siguientes tipos de modelos:

- constante: modelo ideal
- lineal:
- cuadrático creciente: motores eléctricos
- cuadrático decreciente: sistemas de acumulación de energía como volantes cinéticos, elementos elásticos estirados o sistemas con aire a presión o presión hidráulica.
- cúbico decreciente: sistemas de acumulación de energía como volantes cinéticos, elementos elásticos estirados o sistemas con aire a presión o presión hidráulica.
- exponencial: sistemas impulsados por cohetes.

b) Una complementación de los resultados anteriores con el análisis de la matriz de decisión de los requerimientos del proyecto.

Como conclusiones finales del presente trabajo se enumeran las siguientes:

- (1). Se eligió una alternativa viable (catapulta neumática), que cumple con las especificaciones y restricciones del proyecto, la cual es sencilla en su operación.
- (2). Dicho sistema se diseñó para que sea de fácil manufactura y ensamble, fácilmente operable y con mínimo mantenimiento; ya que cuenta con una gran cantidad de piezas de existencia en el mercado o de fácil fabricación.
- (3). Se usan un número amplio de piezas idénticas, disminuyendo los costos de fabricación así como sus tiempos, permitiendo una estandarización de los elementos del sistema.
- (4). El ensamble final no requiere técnicos especializados debido a la sencillez del mismo.

- (5).El diseño de la góndola incluyó el diseño de la forma de deslizamiento, el cual es un sistema de colchón de aire.
- (6).El sistema de sujeción y liberación del ACR esta calculado para tener una respuesta rápida sin someter a aceleraciones desmesuradas a los elementos del mismo.
- (7).El diseño del sistema de transmisión de fuerza se centró en el diseño de las poleas, ya que el cable y el sistema conversor de par fueron escogidos según catálogos de diferentes fabricantes.
- (8).El diseño del sistema de tracción se realizó con base a la elección de elementos en catálogos de fabricantes, calculándose solamente el número de cilindros y los tamaños correspondientes de estos de acuerdo al resultado de los análisis.
- (9).Este sistema cumple con los requisitos de sencillez expresados en las características del proyecto y filosofía de diseño.
- (10).Al ser un sistema que funciona con elementos comunes en la ingeniería actual, se ha evitado el depender de la tecnología en forma desmesurada, lo que nos permite prescindir de personal o herramental especializado y costoso.

Recomendaciones:

Se recomienda hacer un prototipo para efectuar las pruebas necesarias y calibrar el sistema, comprobar en forma práctica el comportamiento de este. En base a dichas pruebas se podrán corregir errores y proponer futuras mejoras, así como servir de base para futuros proyectos en esta área de la aeronáutica.

BIBLIOGRAFÍA

- [1]. CHUANG, T. C.: "*Mecánica Para Ingenieros, Estática*", Representaciones y Servicios de Ingeniería S.A., México, 1974.
- [2]. BEER, Ferdinand P, y Johnston, E. Russell Jr.: "*Mecánica de Materiales*", McGraw-Hill, México, 1988.
- [3]. MERIAM, J. L.: "*Engineering Mechanics, Statics and Dynamics*", versión SI, E.U.A., 1980.
- [4]. POPOV, Egor P.: "*Introduction to Mechanics of Solids*", John Wiley & Sons, E.U.A., 1986.
- [5]. KUETHE, Arnold M., y Chow, Chen-Yen, "*Foundations of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design*", 4ª edición, John Wiley & Sons, E.U.A., 1986.
- [6]. SHONLEY, F. R., "*Mecánica de Materiales*", McGraw-Hill, México, 1971.
- [7]. -----, "*Catalogo 41500/25E, Programa Standard FAG*", FAG Interamericana, E.U.A., 1979.
- [8]. -----, "*D70 Dodge Engineering Catalog*", Dodge Manufacturing Corporation, E.U.A., 1970.
- [9]. -----, "*Rodamientos, Un Manual para Escuelas*", SKF, México, 1962.
- [10]. PISARENKO, G.S., et al, "*Manual de Resistencia de Materiales*", MIR, Rumania, 1979.
- [11]. BERTIN, John J. y Smith, Michael L., "*Aerodynamics for Engineers*", 2a edición, Prince-Hall, E.U.A., 1979.
- [12]. McCORMICK, Barnes W., "*Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*", John Wiley & Sons, E.U.A., 1979.
- [13]. Vennard, John K. y Street, Robert L., "*Elementary Fluid Mechanics*", 5a edición, versión SI, E.U.A., 1976.
- [14]. PERALTA, Ricardo, "*Aeronave de Control Remoto para Teledetección*", Instituto de Ingeniería-PUIDE/UNAM.
- [15]. WARK, Kenneth Jr., "*Termodinámica*", 5ª edición, McGraw-Hill, México, 1990.
- [16]. WHITE, Frank M., "*Mecánica de Fluidos*", McGraw-Hill, México, 1983.
- [17]. FAIRES, Virgil M., "*Diseño de Elementos de Máquinas*", UTHEA, México, 1982.
- [18]. -----, "*Programa de Fabricación*", FESTO PNEUMATIC, México.
- [19]. -----, "*Jane's Book on RPV's*", Jane's Defense Data, USA 1975, pag. 809-854
- [20]. -----, "*Technical Report, UAV Complex based on KAI-112 vehicle*", Jharkov Aviation Institute, URSS 1991
- [21]. -----, "*Airborn Systems Marketing*", Israel Aircraft Industries Ltd, Israel.
- [22]. MORROCO, Jhon D., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Diciembre 14, 1987, pag. 251

- [23]. MORROCO, Jhon D., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Julio 3, 1989, pag. 48-49
- [24]. FULGHUM, David A., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Noviembre 2, 1992, pag. 48-49
- [25]. FULGHUM, David A., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Agosto 8, 1994, pag. 55
- [26]. FULGHUM, David A., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Enero 17, 1994, pag. 44
- [27]. FULGHUM, David A., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Septiembre 11, 1989, pag.115
- [28]. KLASS, Philip J., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Julio 31, 1989, pag.34-35
- [29]. KLASS, Philip J., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Mayo 17, 1987, pag. 58-60
- [30]. KENDEBO, Stanley W., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Julio 20, 1987, pag. 63
- [31]. KANDEBO, Stanley W., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Mayo 11, 1987, pag. 117
- [32]. William B., Scott, Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Agosto 31, 1992, pag. 62
- [33]. William B., Scott, Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Abril 27, 1987, pag. 128
- [34]. SMITH, Bruce A., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Junio 15, 1987, pag. 326
- [35]. HENDERSON, Breek W., Aviation Week And Space Technology, E.U.A., Febrero 10, 1992, pag. 50
- [36]. EISELE, Sigfried, Dornier Post, Alemania, Marzo 1981, pag. 54-57
- [37]. DANNEBERG, Jochen, Dornier Post, Alemania, Abril 1980, pag. 27-29
- [38]. LOWE, Don, RC Modeler, USA, pag 40, 45 y 217
- [39]. Foreign Military Review, URSS 1990
- [40]. Revue Aerospatiale, Francia, No 73, Noviembre 1990, Pag. 46-49
- [41]. Revue Aerospatiale, Francia, No. 96, Marzo 1993, Pag. 14-17
- [42]. Revue Aerospatiale, Francia, No. 102, Octubre 1993, Pag. 46-48
- [43]. GREGORY, T.J., et. al., "Remotely Piloted Aircraft in the civil environment" en Mechanism and Machine Theory, Vol. 12, E.U.A., 1977, Pag. 471-479.

APÉNDICES

APÉNDICE 1

TABLAS DE INFORMACIÓN GENERAL DE SISTEMAS ACR EN EL MUNDO

TABLA A1. INFORMACIÓN GENERAL DE LOS SISTEMAS ACR EXISTENTES EN EL MUNDO

SISTEMA	PAIS	AÑO	EMPRESA	TECH O	PESO C (Kg)	PESO T (Kg)	POT (HP)	VEL (Km/hr)	SIST. LANZ.	SIST. REC.	PROPULS ION	ENV. (m)	LONG. (m)	AUTON OM (hr)	ALCA NCE (km)	USO	REFERENCIAS
350 RPV	USA		TELEDYNE RYAN	8230		750		910	NODRIZA	PARACAI DAS	TURBOHE LICE	10.5	16.3	31	3000		
AEL 4800	UK	1986	AEL LTD.			49	25	300	CATAPU LTA BUNGEE	PARACAI DAS		3.2	2.8	1.5	50		Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49 (3) pag. 826
AEROMOT	USA		AEROMET INC.	6000	180	347	115	150	PISTA	PISTA	HELICE			12		RECONOC IMIENTO	(3) pag. 838
ALTAIR	USA		LOCKHEED	1000	30	99	25	150	CATAPU LTA	RED	HELICE	3.9	2.1	11	250		Kendebo, Stanley W., (1) Jul 20/87 pag. 63
AMBER 450A45	USA	1989	LEADING SYSTEMS		150	340	65		PISTA	PISTA						MILITAR	Morroco, Jhon D., (1) Dic 14/87 pag. 251
AMBER-1	USA		LEADING SYSTEMS	5181	38.6				PISTA	PISTA		11.3	5.7	38			Klass, Philip J., (1) Jul 31/89 pag.34-35
AMBER-3	USA		LEADING SYSTEMS		256	544											Klass, Philip J., (1) Jul 31/89 pag.34-35
AQUILA	USA	1974	LOCKHEED	4500	36.5	150	24	220	CATAPU LTA NEUMATI CA	RED	HELICE	3.7	1.8	3		MILITAR	Eisele, Sigfried, (2) Mar/81 pag. 54-57
BA. STABILEYE	UK	1980	BRITISH AEROSPAC E	3000	25	80	25	140	CATAPU LTA NEUMATI CA	PARACAI DAS	HELICE	3.7	2.9	4		FOTOGRA FIA AEREA	(3) pag. 828
BEECHCRAFT 999A	USA	1975	BEECH AIRCRAFT CORPORAT ION		22	131		185	NODRIZA / CATAPU LTA	PARACAI DAS	COHETE	1	4.1	0.1		MILITAR	(3) pag. 840
BELL TILT-ROTOR	USA		BELL HELICOPT ER		90			370			HELICE			2	206	RECONOC IMIENTO	(1) Abr 19/93 pag. 67
BQM-126A	USA		BEECH AIRCRAFT CORP.			564		1072	TIERRA O AIRE	TIERRA O AGUA		3.1	5.6	1.8		RECONOC IMIENTO	(7).
BRAVE	USA		BOEING	3050	50	115		220			HELICE	2.6	2.1				Fulghum, David A., (1) Sep 11 /89 pag.115
O	FRA / ALE		MATRA/MB B			150								3.5	80	MILITAR	Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49 (3) pag. 849
BT1	USA	1985	NORTHROP	8230	60		80		CATAPU LTA	PARACAI DAS	HELICE		1.9	0.9			

C 2	FRANCIA	1980	AEROSPATIALE	12000	350	650		900	CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS	TURBINA	2.5	5.3	2	1100	MILITAR	(3) pag. 812
CHANGKONG	CHINA		N.A.I.	6500	240	2450		910	CATAPULTA NEUMATICA	PISTA	TURBINA	7.5	8.4	0.8	900		(3) pag. 850
CHUKA3 III	USA		NORTHROP							PARACAI DAS							(3) pag. 844
CL 227	CANADA	1985	CANADAIR	3000	31	175		130	CATAPULTA/COHETE		TURBINA			4	50	MILITAR	(3) pag. 812
CL 289	CAN/ALEM/FR	1990	CANADAIR/DORNIER/SAT					720	CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS	TURBINA	1.3	3.6		400	MILITAR	Danneberg, Jochen, (2)Abr/80 pag27-29; (8)Nov/90 pag.46-47;Mar/93 pag14-17
CL 89	CANADA		CANADAIR	3050	20	98		741	CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS	TURBINA				120	MILITAR	(3) pag. 811
CM-44	USA	1987	CALIFORNIA MICROWAV W INC.		272			340	PISTA	PISTA		8.8	5.6	18		MILITAR	William B. Scott, (1) Abr 27/87 pag. 128
CONDOR	USA	1989		19800	816	9888	350		PISTA	PISTA	HELICE	6.1	8.2	48		FOTOGRAFIA AEREA	(3) pag. 843
CONTINENTAL C17M	USA	1983			8.2	22.4		32	A MANO	PISTA		2.3		0.8	3	MILITAR	(3) pag. 842-843
CSIF B-2	CHINA		C.S.I.F.			56	16	240	CATAPULTA/COHETE			2.7	2.6	1	20		(3) pag.813
D-340	USA			7600	34	270		296				3.3		5			(7).
DESIGN 754	USA		GRUMMAN CORP.						NODRIZA							VIGILANCIA	Kendebo, Stanley W., (1) May 11/87 pag. 117
E-175	USA	1984	E-SYSTEMS INC		18.1		18	193	CATAPULTA NEUMATICA	PARACAI DAS,RED		3.7	2.5	4	482	MILITAR	(3) pag. 843-844
E-2C	USA		GRUMMAN CORP.														Kendebo, Stanley W., (1) May 11/87 pag. 117
EPERVIER	BELGICA	1973	MBLE			142			CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS	TURBINA				70	MILITAR	Klass, Philip J., (1) May 17/87 pag. 58-60
EYRIE	UK	1984	EYRIE ENTERPRIS		2.5	70.5			CATAPULTA	PISTA	HELICE	2.3	0.7		18	MONITOR EO	(3) pag 828-829

			E						NEUMATI CA									
F51 QF-100 SUPER SABRE	USA	1981	FIGHT SYSTEMS INC			14000		1381					11.8	16.5	0.7	1222	MILITAR	(3) pag. 844
FALCON	USA	1975	EGLIN HOVER CRAFT			11	3			RED	HELICE		2.4	1.8				(1) Sep 15/75 pag. 58
FERRANTI	UK	1981	FERRANTI DEFENSE SYS		45	140		126	CATAPU LTA NEUMATI CA	PISTA/PA RACAIDA S	HELICE		4.4	1.4	4	560	MILITAR	(3) pag. 829-830
FIREBEE	USA	1960	TELEDYNE RYAN AERONAUTI CAL			1134			DESDE EL AIRE	PARACAI DAS	JET				1.3	1.28		(3) pag. 853
FIREBOLT	USA	1985	TELEDYNE RYAN AERONAUTI CAL		24	558		3000	DESDE EL AIRE	PARACAI DAS	JET		4	5.2				(3) pag. 854
FR ASAT,RAVEN HORNET	UK	1983	FR GROUP PLC		4	15	25	126	PISTA/CA TAPULTA	PARACAI DAS	HELICE		2.7	2.1	2	80	FOTOGRA FIA	(3) pag. 830
FTWKZD- 86TOPAZ	SUIZA	1986	FARNER AIR SERVICE FUJI	2000	2	22.5	6.5	180	CATAPU LTA	PARACAI DAS			2.5	2.2	0.5			(3) pag. 824
FUJI miniRPV	JAPO N		FUJI	2500		90	152	222	CATAPU LTA/COH ETE				3.5	2.3	1		MILITAR	(3) pag. 822
FYRIE	SUDA FRICA		NATIONAL DYNAMICS	8240	77	200	110	380	CATAPU LTA/COH ETE	RED			4.3	3.8		547		(3) pag. 823
GAF JINDIVIK MK 4A	AUST RALIA	1985							POLEAS									(3) pag. 809
HAVE SLICK	USA	1992	US NAVY	12200	363	1270	SIN		NODRIZA	PARACAI DAS	SIN			12.5	0.5	187	MILITAR	William B., Scott, (1) Ago 31/92 pag. 62
HELIWING	USA	1992	BOEING		41	328		300	V-TOL	V-TOL	HELICE		21.6		1.5			Fulghum, David A., (1) Ago 8/94 pag. 55
HERON 26	USA	1985	PACIFIC/AE ROSISTEM	6000	55		26	185	CATAPU LTA/COH ETE		HELICE				5	200		(3) pag. 851
HERRON-26	USA		PACIFIC AEROSPAC E/IBM			582												Morocco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49
HP85	SUDA FRICA		NATIONAL DYNAMICS	5945	98	222	85	351	CATAPU LTA/COH	RED			4.9		14	1888		(3) pag. 823

HUNTER	ISRAEL	1992	TRW/IAI						ETE	PISTA	HELICE			8	FOTOGRAFIA	Fulghum, David A., (1) Ene 17/94 pag. 44
IAT MK106	USA		IAT				300		CATAPULTA/COHETE			2	2		MULTIPROPOSITOS	Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49
IMPACT	ISRAEL-USA			5800	70	570	90	220				8.9	6.8	12		(7).
JAI-112	URSS		JARKOV AVIATION INSTITUTE	5000	15	60	10	110	CATAPULTA BUNGEE	RED, ARACAIDAS, O PISTA	HELICE		2.8	3		(4).
JIMPACS	USA		IAI & TRW			567	90							12	RECONOCIMIENTO	(1) Jun 3/89 pag 47
JP-4	USA		BELL HELICOPTER	3000	13.6			280								(1) Abr 19/93
K1 AM	BRASIL		AEROMOT	4000		143		360	PLATAFORMA			4	3.8	0.8	50	(3) pag. 810
KENTRON LARK	SUDAFRICA			4500		120	48	210	COHETE		HELICE			2.5	467	MILITAR (1) Nov 1/93 pag 92
LE40	SUDAFRICA		NATIONAL DYNAMICS	3050	122	222	40	306	CATAPULTA/COHETE	RED		4.9		24.6	3151	(3) pag. 823
LOCUST	USA	1981	AIR FORCE ROCKET PROP. LAB.			86		105	CATAPULTA NEUMATICA		HELICE	3	3			MILITAR Fulghum, David A., (1) Nov 2/92 pag. 48-49
MACHAN	UK	1981	MARCONI AVIONICS				18		PISTA	ESQUIS	HELICE/COHETE	3.7		2		(3) pag. 830
MART	FRANCIA		ALPILLES		24.2				CATAPULTA BUNGEE	PARACAI DAS-RED				3.5	CONTROL AMBIENTAL	Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49
MAZLAT SCOUT	ISRAEL		IAI	4500	18	159	22	176	CATAPULTA	RED	HELICE	5	3.7	7	100	RECONOCIMIENTO (3) pag. 819
MILTRAN FLYRT	UK	1984	MILTRAIN LTD.	2000	3		0.9	47	A MANO	PARACAI DAS	HELICE	0.8	1.2	0.5		(3) pag. 832
MIRACH 100	ITALIA		METEOR		40	250		850	CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS		1.8	4.3	1		MILITAR (3) pag. 822
MIRACH 20	ITALIA		METEOR	3500	25	120		200	CATAPULTA/COHETE	PARACAI DAS		3.8	3.6	4		MILITAR (3) pag. 822

MIRACH 26	USA		METEOR		50	210	27	200	COHETE		HELICE	4.7	3.9	6	910	MONITOR EO /RESCATE	(3) Sep 23/93 pag. 58
MIRACH 300	ITALIA		METEOR		150	550		920	CATAPU LTA/ COHETE	PARACAI DAS		2.8	5	2		MILITAR	(3) pag. 822
MIRACH 600	ITALIA		METEOR		300	980		920	CATAPU LTA/ COHETE	PARACAI DAS		3.6	3.7	2		MILITAR	(3) pag. 822
MIRACH 70	ITALIA		METEOR		20	220		360	CATAPU LTA/ COHETE	PARACAI DAS		3.6	3.7	1		MILITAR	(3) pag. 822
MK105	USA		IAT		36	78			CATAPU LTA	PISTA			3.5	4	50	MULTIPR OPOSITO S	Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49
ML SPRITE	UK	1983	ML AVIATION COMPANY	3000	6	30	7	111	V-TOL	V-TOL	HELICE			2.5	32	RECONOC IMIENTO	(3) pag. 832
MR	USA		TELEDYNE RYAN AERONAUTI CAL	12800				700	COHETE	PARACAI DAS	COHETE				1340		Fulghum, David A., (1) Nov 2/92 pag. 48-49
NV-144	USA	1984	NORTHROP	15240	49.7	136		1080	NODRIZA			3.3	2.2	2.5		RECONOC IMIENTO	Smith, Bruce A., (1) Jun 15/87 pag. 326
OSCAR	USA	1991			91		18		PISTA	PISTA	HELICE					EXPERIME NTAL	Lowe, Don, (5) pag 40, 45 y 217 (3) pag. 852
PARTNERSHIPS	USA		PARTNERS HIPS LIMITED INC.		3	22		165	PISTA	PISTA	HELICE	4.1	3.7		2		
PERSEUS	CANA DA		AURORA FLIGHT SCIENCES CORP.	3650	50						HELICE				25		Henderson, Breek W., (1) Feb 10/92 pag. 50
PHOENIX	UK		GEC AVIONICS			2.4			CATAPU LTA NEUMATI CA	PARACAI DAS	HELICE					MILITAR	(3) pag. 831
PIONEER 1	ISRAEL	1982	PIONEER UAV INC.	4600	45		26		CATAPU LTA/ COHETE	RED	HELICE				7	PERCEPCI ON REMOTA	Kandebo, Stanley W., (1) May 11/87 pag. 117
PIRAT	FRAN CIA	1993	SOGERMA- SOCEG AEROSPATI ALE	2000	20	32		140	PISTA- PATIN	ESQUI	HELICE	3	1.99	1.5	10	RECONOC IMIENTO, EXPERIME NTAL	(8) Oct/93 Pag. 46-48

PTA	INDIA	1985	A.D.E.	9000				850	CATAPU LTA/ COHETE	RED				6	1	100		(3) pag. 820
QUEST	USA		QUEST INTEGRATE D INC.		10		3	90	CATAPU LTA NEUMATI CA						10		ESTUDIOS ATM.	(1) Mar 28/94 PAG. 17
QUIMAR MO-1	ARGEN TINA		QUIMAR	200	10	184		160	COHETE	PARACAI DAS					1	120	MILITAR	(3) pag. 809
QUIMAR MO-2	ARGEN TINA	1985	QUIMAR	2000	65	260		850	COHETE	PARACAI DAS					1	400		(3) pag. 809
R4E-50	USA		McDONELL DOUGLAS		79	353						6.1	4.1	10				Klass, Philip J., (1) Jul 31/89 pag.34-35
RANGER	SUIZA								CATAPU LTA									(1) Jun 3/89 pag. 47
RANS S-12	USA		NASA						PISTA	PARACAI DAS								(1) Oct 18/93 pag. 54-55
RAPTOR/PATHFIN DER	USA		BALLISTIC MISSILE DEFENSE ORG.	19800	90			340	PISTA	PISTA					0.7		MILITAR	(1) Nov 1/93 pag. 92
RIPAN	SUECI A		NORABEL AB		1.5	4	2.5	200	A MANO	ESQUIS					0.3	1		(3) pag. 824
RT-900(TUCAN)	ALEM ANIA	1985	MBB		50	140	22	250	CATAPU LTA/ COHETE	PARACAI DAS	HELICE	3.3	2	4.5	70	MILITAR		(3) pag. 816
SCORPION	FRAN CIA- USA		MATRA- DEFENSE FREEWING		23			240	V/STOL	V/STOL	HELICE	4.9		5	50			(1) Ago 8/94 pag. 55
SCOUT MASTIFF	ISRAEL		MAZLAT/IAI	4000	40		10		CATAPU LTA	RED	HELICE			0.5	5	MONITOR EO		(6).
SHADOW 200	USA	1993	USA/AAI	3000	23	110		100	CATAPU LTA NEUMATI CA	RED	HELICE	3.9		3				(1) Sep 11/89 pag. 115
SHORTS SKEET	UK	1979	SHORT BROTHERS		8	50	18		CATAPU LTA NEUMATI CA	PARACAI DAS		3.4	2.7	1.3	5	MILITAR		(3) pag. 834
SKY LEADER	UK	1965	SKY LEADER RAD R/C		3.85				A MANO	PARACAI DAS/ PISTA		1.7	1.2	0.3		MILITAR		(3) pag. 834
SKYEYE R4E-40	EGIPT O		DEVELOPM ENTAL SCIENCES		68	195	63.5		CATAPU LTA HIDRAUL	PISTA- PARACAI DAS		5.4	3.7	8				(3) pag. 848

SKYEYE R4E-50	USA		GEC AVIONICS	6000	100	310	50	220	ICA CATAPULTA HIDRAULICA O NEUMATICA	PARACAI DAS O PISTA	HELICE	6	3.6	10			(7)
SS-N-12	URSS	1970		10700		5250		1700	PLATAFO RMA			1.8	10.8		550	MILITAR	(3) pag. 825-826
SS-N-3	URSS	1984				4700			CATAPULTA/ COHETE			4	10		450	MILITAR	(3) pag. 825-826
TACIT RAINBOW	USA		NORTHROP														Morroco, Jhon D., (1) Jul 3/89 pag. 48-49
TAILSITTER	USA		McDONELL DOUGLAS		22.7	90		280	V-TOL	V-TOL							(1) Feb 10-92 pag. 50
TASUMA	UK	1980			10			95	CATAPULTA BUNGEE	RED VERTICAL	HELICE	3.2	1.9	0.3		MILITAR	(3) pag. 834
TATS 102	CANADA		TARGETAIR		6	35.5	18.5	241	CATAPULTA	PARACAI DAS				1.8	2.9		(3) pag. 812
TM-105 EDO	ISRAEL	1982	TAMNAR AVIATION TECH.		4.5	18	4	100	CATAPULTA	RED		2.5	2.3	2	6	MILITAR	(3) pag. 821
TORN EM	UK	1985	THORN EMI ELECTRONICS		5	13			CATAPULTA/ TRICICLO	PISTA- ESQUIS		3		1	49		(3) pag. 835-836
TRACTEL	USA		TRACTEL CORPORATION		8	20.4				PISTA O RED	HELICE	3	2.2	4		TELEDETECCION	(3) pag. 855
TRW/IAI HUNTER	USA	1989	D.A.R.O.			567						9.2	6.7	12	320	RECONOCIMIENTO	(3) pag. 836
TTL BANSHEE	UK	1983	TARGET TECHNOLOGY		10		26		CATAPULTA	PARACAI DAS	HELICE	2.5	2.8	1.3	12		(3) pag. 836
XJ/AQM-1	JAPON		FUJI	9150	42.4	235		910	NODRIZA	NO RECUPERABLE	TURBINA	2.1	3.7	0.3			(3) pag. 822
XRAE 1-2	UK	1983	ROYAL AIRCRAFT ESTABLISHMENT		17.5		2.5		C BUNGEE VEHICULO MOV.	PISTA- ESQUIS	HELICE	2.7	2.1			MILITAR	(3) pag. 832-833
YAQM-127A SLAT	USA	1990	MARTIN						NODRIZA					5.5		EXPERIMENTAL	(3) pag. 848

			MARIETTA														NTAL	
YMF BJ7104	CHINA	1986	Y.M.F.	6000	10	52	15	250	CAT/CO HETE	RED	HELICE	2.7	2.6	1	15			(3) pag. 814

FUENTES DE CONSULTA:

- (.1) Aviation Week And Space Technology, USA
- (2) Dornier Post, Alemania.
- (3) Jane's Book on RPV's, Jane's Defense Data, USA 1975.
- (4) Technical Report, UAV Complex based on KAI-112 vehicle, Jharkov Aviation Institute, URSS 1991
- (5) RC Modeler, USA.
- (6) Airborn Systems Marketing. Israel Aircraft Industries Ltd.
- (7) Foreign Military Review, URSS 1990
- (8) Revue Aerospatiale, France

APÉNDICE 2

**PROGRAMAS DE SIMULACION DE LOS MODELOS DE FUERZA PARA EL PAQUETE
"MATHEMATICA"**

1. **Modelo no.**

td=1.0

W=m 9.81

Vgx=24

A=1

Cd=.8

Rho=0.102

m=60

V=Vgx

DR=Cd(A Rho V^2)/2

c1=.2

e1=0.19

r2=.5

q2=.3

mu=.05

It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx

"Cálculo de la fuerza según el modelo:"

F=2 t It/td^2

Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]

"gráfica de fuerza"

"Cálculo del impulso según el modelo:"

ItA[t_]=t^2 It/td^2

It2=ItA[t]-ItA[0]

Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]

"gráfica del impulso de tracción"

"Cálculo de la velocidad (m/s)"

Vx=(It2+t(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))/m

Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]

"gráfica de la velocidad del conjunto"

S[t_]=((It t^3/(3 td^2))-t^2(DR+(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m

Sx=S[t]-S[0]

Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]

"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"

"Cálculo de la aceleración (m/s^2)"

Ax=(F-DR-(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)

Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]

"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"

"Cálculo de la potencia (Watts)"

Pot3=Vx F

Simplify[%]

Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]

"gráfica de demanda de potencia del sistema"

"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"

Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]

Ene=Ee[t]-Ee[0]

Simplify[%]

Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]

"gráfica de la energía gastada por el sistema"

• **Modelo no.**

td=1.2

W=m 9.81

Vgx=24

A=1

Cd=.8

```

Rho=0.102
m=60
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19
r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
F=3 It t^2 / td^3
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_]=It t^3 /td^3
It2=ItA[t]-ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx=(It2+t(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))/m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3=Vx F
Simplify[%]
Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
S(t_)=(It t^4/(4 td^3)-t^2(DR+( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m
Sx=S[t]-S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"

```

• **Modelo no.**

```

td=0.6
W=m 9.81
Vgx=24
A=1
Cd=.8
Rho=0.102
m=60
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19

```

```

r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
F=It/td
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_]=t It/td
It2=ItA[t]-ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx=(It2+(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
S[t_]=((t^2/(2 td))-t^2(DR+( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m
Sx=S[t]-S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3=Vx F
Simplify[%]
Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"

```

• **Modelo no.**

```

td=0.8
W=m 9.81
Vgx=24
A=1
Cd=.8
Rho=0.102
m=60
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19
r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
F=It^(1/2)/(2 td^(1/2))

```

```

Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_] = It t^(1/2) / td^(1/2)
It2 = ItA[t] - ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx = (It2 + t(-DR - W(mu Cos[alfa] + Sin[alfa]))) / m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3 = Vx F
Simplify[%]
Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
S[t_] = (2 It t^(3/2) / (3 td^(1/2)) - t^2(DR + (mu Cos[alfa] + Sin[alfa])W) / 2) / m
Sx = S[t] - S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2)"
Ax = (F - DR - (mu Cos[alfa] + Sin[alfa])W) / m
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_] = Integrate [Pot3, t]
Ene = Ee[t] - Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"

```

• **Modelo no.**

```

td = 0.8
W = m 9.81
Vgx = 24
A = 1
Cd = .8
Rho = 0.102
m = 60
V = Vgx
DR = Cd(A Rho V^2) / 2
c1 = .2
e1 = 0.19
r2 = .5
q2 = .3
mu = .05
It = (DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td + m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
F = 2 It (td - t) / (td^2)
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_] = -It (t^2 - 2 t td) / td^2
It2 = ItA[t] - ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]

```

"gráfica del impulso de tracción"
 "Cálculo de la velocidad (m/s)"
 $Vx=(It^2+t(-DR-W(\mu \cos[\alpha]+\sin[\alpha]))) / m$
 Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica de la velocidad del conjunto"
 $S[t_]= (It^2 (3 td-t) / (3 td^2) - t^2 (DR + (\mu \cos[\alpha] + \sin[\alpha]) W) / 2) / m$
 $Sx=S[t]-S[0]$
 Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
 "Cálculo de la aceleración (m/s^2)"
 $Ax=(F-DR-(\mu \cos[\alpha]+\sin[\alpha])W) / (9.81 m)$
 Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
 "Cálculo de la potencia (Watts)"
 $Pot3=Vx F$
 Simplify[%]
 Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de demanda de potencia del sistema"
 "Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
 $Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]$
 $Ene=Ee[t]-Ee[0]$
 Simplify[%]
 Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la energía gastada por el sistema"

• **Modelo no.**

td=0.8
 W=m 9.81
 Vgx=24
 A=1
 Cd=.8
 Rho=0.102
 m=60
 V=Vgx
 $DR=Cd(A Rho V^2) / 2$
 c1=.2
 e1=0.19
 r2=.5
 q2=.3
 mu=.05
 $It=(DR + W (\sin[\alpha] + \mu \cos[\alpha]))td+m Vgx$
 "Cálculo de la fuerza según el modelo:"
 $F=3 It (td^2-t^2) / (2 td^3)$
 Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica de fuerza"
 "Cálculo del impulso según el modelo:"
 $ItA[t_]=It (-t^3+3 t td^2) / (2 td^3)$
 $It2=ItA[t]-ItA[0]$
 Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica del impulso de tracción"
 "Cálculo de la velocidad (m/s)"
 $Vx=(It^2+t(-DR-W(\mu \cos[\alpha]+\sin[\alpha]))) / m$
 Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica de la velocidad del conjunto"
 $S[t_]= (It^2 (3 td^2-t^2 / 2) / (4 td^3) - t^2 (DR + (\mu \cos[\alpha] + \sin[\alpha]) W) / 2) / m$

$S_x = S[t] - S[0]$
 Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
 "Cálculo de la aceleración (m/s²)"
 $A_x = (F - DR - (\mu \cos[\text{alfa}] + \sin[\text{alfa}])W) / (9.81 \text{ m})$
 Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
 "Cálculo de la potencia (Watts)"
 $Pot3 = V_x F$
 Simplify[%]
 Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de demanda de potencia del sistema"
 "Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
 $Ee[t_] = \text{Integrate}[Pot3, t]$
 $Ene = Ee[t] - Ee[0]$
 Simplify[%]
 Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de la energía gastada por el sistema"

• **Modelo no.**

td=0.8
 W=m 9.81
 Vgx=24
 A=1
 Cd=.8
 Rho=0.102
 m=60
 V=Vgx
 $DR = Cd(A Rho V^2)/2$
 c1=.2
 e1=0.19
 r2=.5
 q2=.3
 mu=.05
 $It = (DR + W (\sin[\text{alfa}] + \mu \cos[\text{alfa}]))td + m Vgx$
 "Cálculo de la fuerza según el modelo:"
 $F = t^{(1/2)} \cdot 3 \cdot It / (2 \cdot td^{(3/2)})$
 Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica de fuerza"
 "Cálculo del impulso según el modelo:"
 $ItA[t_] = It \cdot t^{(3/2)} / td^{(3/2)}$
 $It2 = ItA[t] - ItA[0]$
 Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica del impulso de tracción"
 "Cálculo de la velocidad (m/s)"
 $V_x = (It2 + t(-DR - W(\mu \cos[\text{alfa}] + \sin[\text{alfa}]))) / m$
 Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
 "gráfica de la velocidad del conjunto"
 "Cálculo de la potencia (Watts)"
 $Pot3 = V_x F$
 Simplify[%]
 Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
 "gráfica de demanda de potencia del sistema"
 $S[t_] = (2 \cdot It \cdot t^{(5/2)} / (5 \cdot td^{(3/2)}) - t^2(DR + (\mu \cos[\text{alfa}] + \sin[\text{alfa}])W) / 2) / m$
 $S_x = S[t] - S[0]$

```

Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/m
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"

```

• **Modelo no.**

```

td=0.8
W=m 9.81
Vgx=24
A=1
Cd=.8
Rho=0.102
m=60
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19
r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
k=20
F=It k Exp [k (td-t)]/(Exp[k td]-1)
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"grafica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_]=It Exp [k (td-t)]/(1-Exp[k td])
It2=ItA[t]-ItA[0]
Plot3D[it2, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx=(It2+t(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))/m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
It1=It Exp [k (td-t)]/(k Exp[k td]-k)
S[t_]=(It1-t^2(DR+( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m
Sx=S[t]-S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2/9.81)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3=Vx F
Simplify[%]

```

```

Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"

```

• **Modelo no.**

```

td=0.8
W=m 9.81
Vgx=24
A=1
Cd=.8
Rho=0.102
m=60
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19
r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
dec=.3
F=2 It (1-dec t/td)/(td(2-dec))
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del impulso según el modelo:"
ItA[t_]=2 It (t-dec t^2/(2 td))/(td(2-dec))
It2=ItA[t]-ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx=(It2+t(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))/m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
I1=2 It (t^2/2-dec t^3/(6 td))/(td(2-dec))
S[t_]=(I1-t^2(DR+( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m
Sx=S[t]-S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2/9.81)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3=Vx F
Simplify[%]
Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]

```

```
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"
```

• **Modelo no.**

```
td=0.6
W=m 9.81
Vgx=24
A=1
Cd=.8
Rho=0.102
m=80
V=Vgx
DR=Cd(A Rho V^2)/2
c1=.2
e1=0.19
r2=.5
q2=.3
mu=.05
It=(DR + W (Sin[alfa] + mu Cos[alfa]))td+m Vgx
"Cálculo de la fuerza según el modelo:"
dec=.3
F=3 It (1-dec t^2/td^2)/(td(3-dec))
Plot3D[F, {t, 0, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de fuerza"
"Cálculo del Impulso según el modelo:"
ItA[t_]=3 It (t-dec t^3/(3 td^2))/(td(3-dec))
It2=ItA[t]-ItA[0]
Plot3D[It2, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica del impulso de tracción"
"Cálculo de la velocidad (m/s)"
Vx=(It2+(-DR-W(mu Cos[alfa]+Sin[alfa])))/m
Plot3D[Vx, {t, 0.01, td}, {alfa, 0, Pi/4}]
"gráfica de la velocidad del conjunto"
"Cálculo de la potencia (Watts)"
Pot3=Vx F
Simplify[%]
Plot3D[Pot3, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de demanda de potencia del sistema"
l1=3 It (t^2/2-dec t^4/(12 td^2))/(td(3-dec))
S[t_]=(l1-t^2(DR+( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/2)/m
Sx=S[t]-S[0]
Plot3D[Sx, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la posición del conjunto en la rampa"
"Cálculo de la aceleración (m/s^2/9.81)"
Ax=(F-DR-( mu Cos[alfa]+Sin[alfa])W)/(9.81 m)
Plot3D[Ax, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la aceleración del conjunto durante el lanzamiento"
"Cálculo de la energía necesitada por el sistema (J)"
Ee[t_]=Integrate [Pot3, t]
Ene=Ee[t]-Ee[0]
Simplify[%]
Plot3D[Ene, {alfa, 0, Pi/4}, {t, 0.01, td}]
"gráfica de la energía gastada por el sistema"
```

APÉNDICE 3

LISTADO DEL PROGRAMA PARA EL CÁLCULO DE LOS ELEMENTOS DEL SISTEMA DE SUJECIÓN Y LIBERACIÓN (LANGUAJE DE PROGRAMACIÓN TURBO-BASIC)

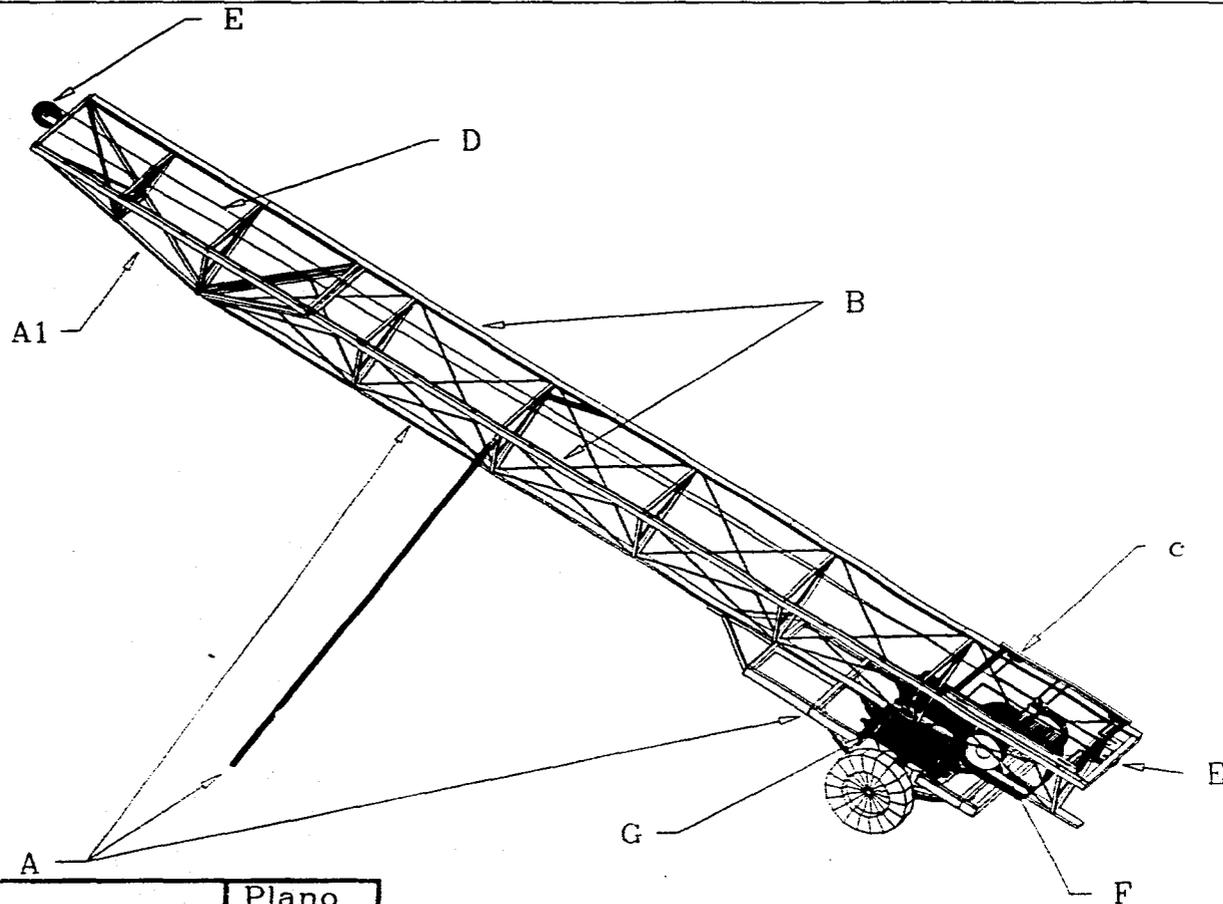
```

' PROGRAMA PARA EL CÁLCULO DE LOS ELEMENTOS DE UN GATILLO PARA LA LIBERACIÓN DE UN
ACR USANDO UN SISTEMA DE CUATRO BARRAS
' INSTITUTO DE INGENIERIA
' OMAR JIMENEZ AREVALO
' OCT-95
CLS
PI = 3.141592654#
PRINT "DAME EL VALOR INICIAL DE TETA1";
INPUT TETA1
T1 = TETA1 / (180 / PI)
PRINT "DAME EL VALOR INICIAL DE TETA3";
INPUT TETA3
T3 = TETA3 / (180 / PI)
PRINT "DAME EL VALOR INICIAL DE TETA4";
INPUT TETA4
T4 = TETA4 / (180 / PI)
PRINT "DAME LA LONGITUD DEL BRAZO DE TIERRA EN mm:";
INPUT DM
D = DM / 1000
PRINT "DAME LA LONGITUD DEL BRAZO DEL GATILLO EN mm:";
INPUT AM
A = AM / 1000
PRINT SIN(PI); COS(PI)
PRINT "EL INCREMENTO DE TETA1";
INPUT DTETA1
DT1 = DTETA1 / (180 / PI)
PRINT "EL INCREMENTO DE TETA3";
INPUT DTETA3
DT3 = DTETA3 / (180 / PI)
PRINT "CALCULANDO..."
E1 = A * D * SIN(T1 - T4 + DT1 / 2) * SIN(-DT1 / 2)
PRINT E1
E2 = A * SIN(T3 - T1 + (DT3 - DT1) / 2) * SIN((DT1 - DT3) / 2)
PRINT E2
E3 = D * SIN(T3 - T4 + DT3 / 2) * SIN(-DT3 / 2)
PRINT E3
C = E1 / (E2 - E3)
E4 = 2 * C * D * COS(T3 - T4)
PRINT E4
E5 = 2 * A * D * COS(T1 - T4)
PRINT E5
E6 = 2 * A * C * COS(T3 - T1)
PRINT E6
B = (-E4 - E5 + E6 + A ^ 2 + C ^ 2 + D ^ 2) ^ (1 / 2)
PRINT "CALCULOS COMPLETOS"
PRINT "A="; AM; "mm"
PRINT "B="; B * 1000; "mm"
PRINT "C="; C * 1000; "mm"
PRINT "D="; DM; "mm"
PRINT "CALCULO TERMINADO"
END

```

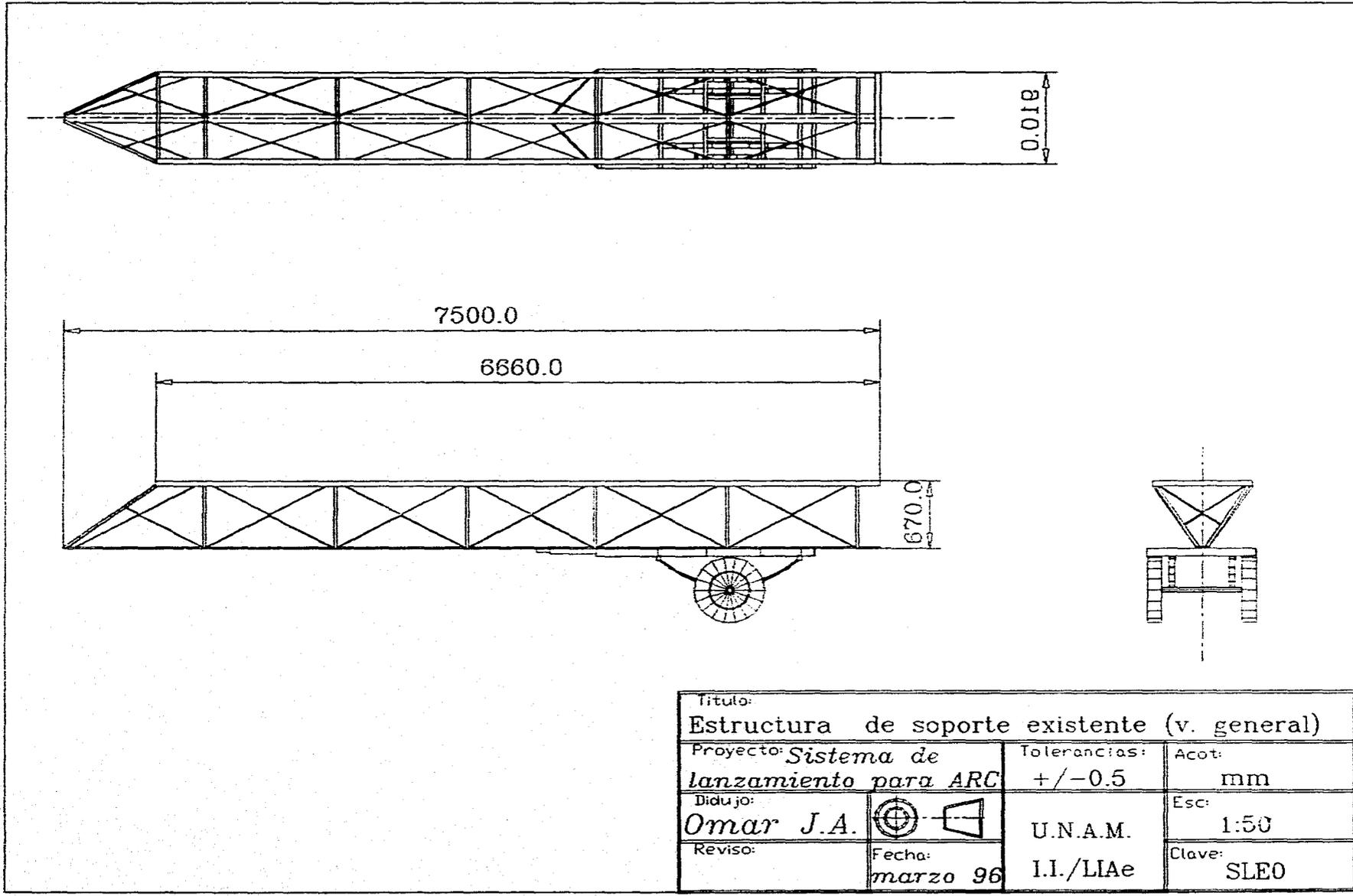
APÉNDICE 4

PLANOS

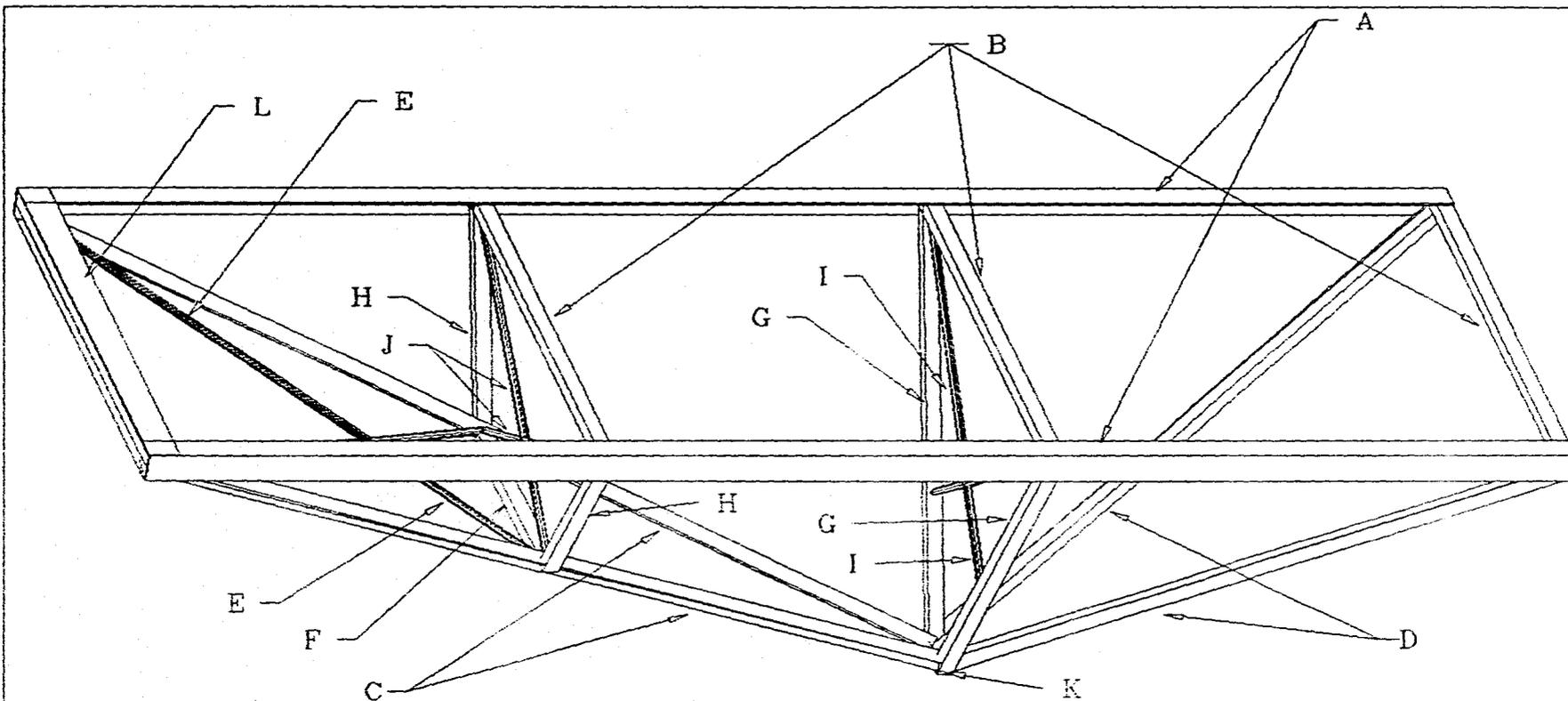


Refer.	Cantidad	Nombre	Plano
A	1	ESTRUCTURA SOP.EXIST	SLE0
A1	1	ALARGAMIENTO ESTRUC	SLE1
B	6	VIAS DESLIZAMIENTO	SLV00
C	1	GONDOLA	SLG00
D	19 m	CABLE ACERO 6.7 dia	compra
E	2	POLEA	SLT01
F	1	CONVERSOR DE PAR	SLT00
G	2	GENERADOR DE FZA.	SLF00

Título: CATAPULTA DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO DIBUJO GENERAL		
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: +/-0.05	Acot: mm
Dibujo: Omar J.A.	U.N.A.M.	Esc: 1:50
Reviso:	Fecha: marzo 96	Clave: SLO

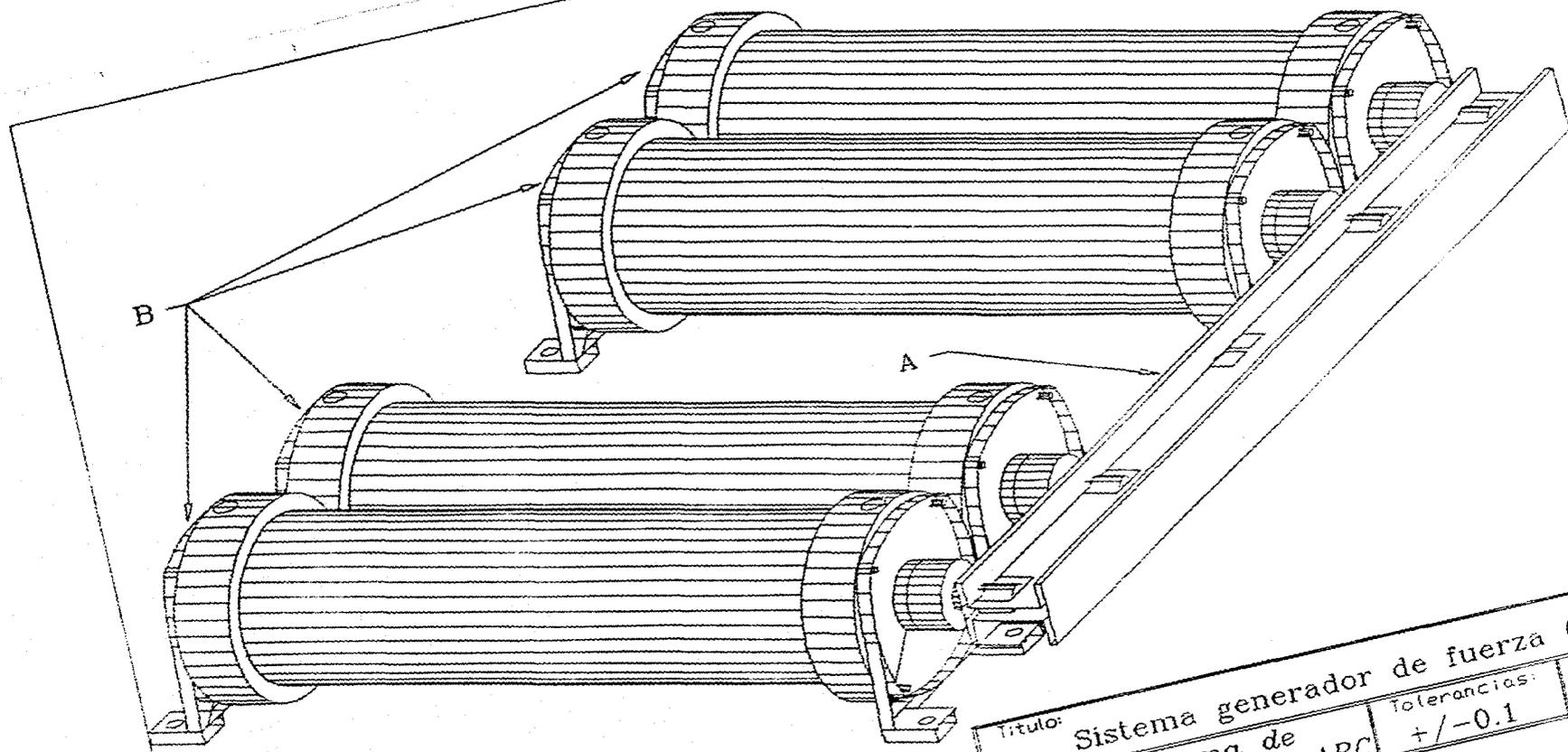


Titulo:			
Estructura de soporte existente (v. general)			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>		Tolerancias:	Acot:
		+/-0.5	mm
Dibujo:			Esc:
<i>Omar J.A.</i>			1:50
Reviso:		Fecha:	Clave:
		<i>marzo 96</i>	SLE0
		U.N.A.M.	
		I.I./LIAe	



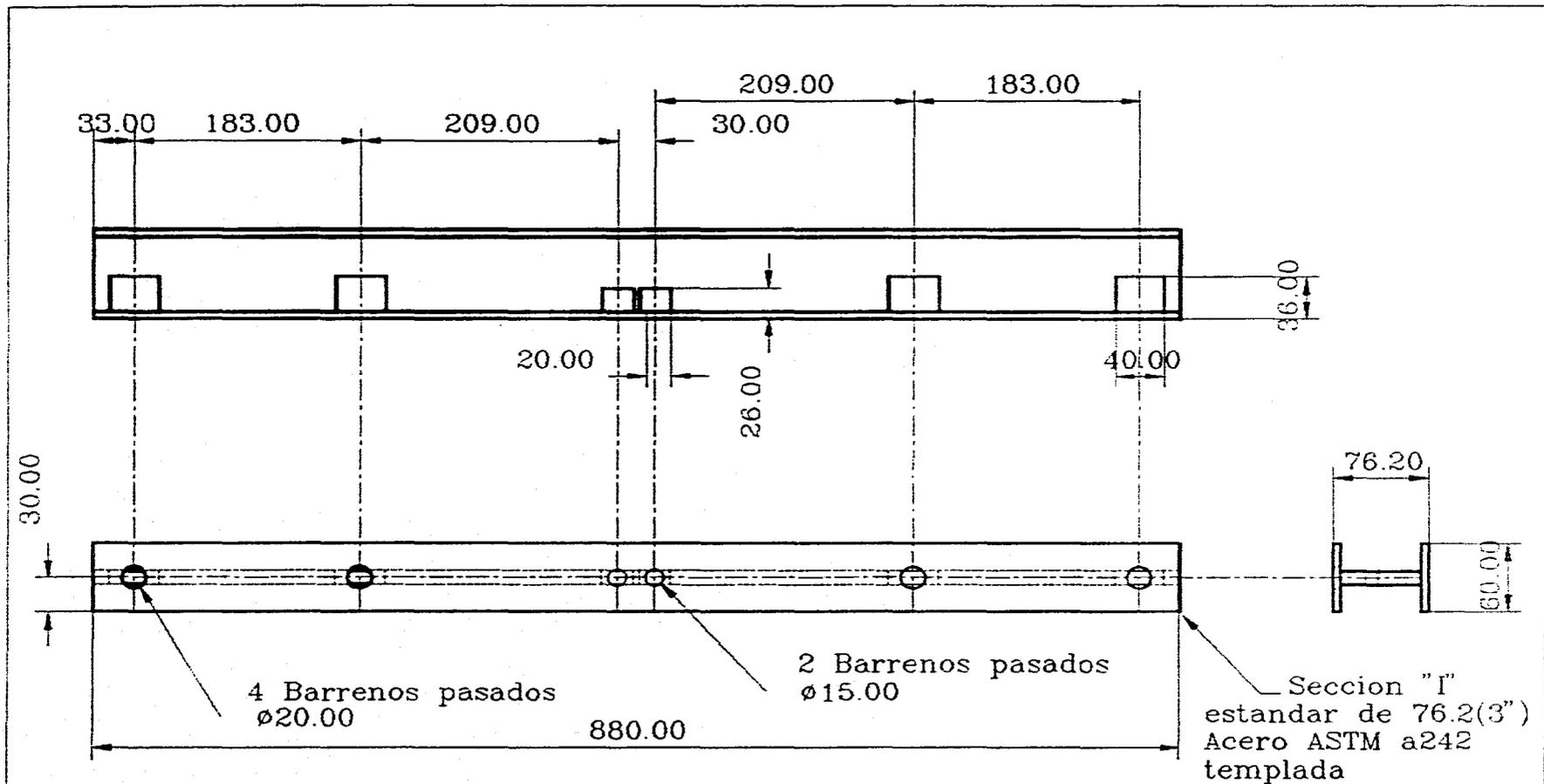
- A sec. "L" 2"x2340mm
 B sec. cuadrada 1"x910mm
 C sec. cuadrada 1"x1653mm
 D sec. cuadrada 1"x1122mm
 E redondo 1/2"x1030mm
 F sec. cuadrada 1"x447mm
 G sec. cuadrada 1"x761mm
 H sec. cuadrada 1"x390mm
 I redondo 1/2"x720mm
 J redondo 1/2"
 K sec. cuadrada 1"x90mm
 L sec. "L" 2"x920

Titulo: Alargamiento para estructura de soporte		
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: +/- 1.0	Acot: mm
Didujo: Omar J.A.	Fecha: marzo 96	Esc: 1:10
Reviso:	U.N.A.M. I.I./LIAe	Clave: SLE1

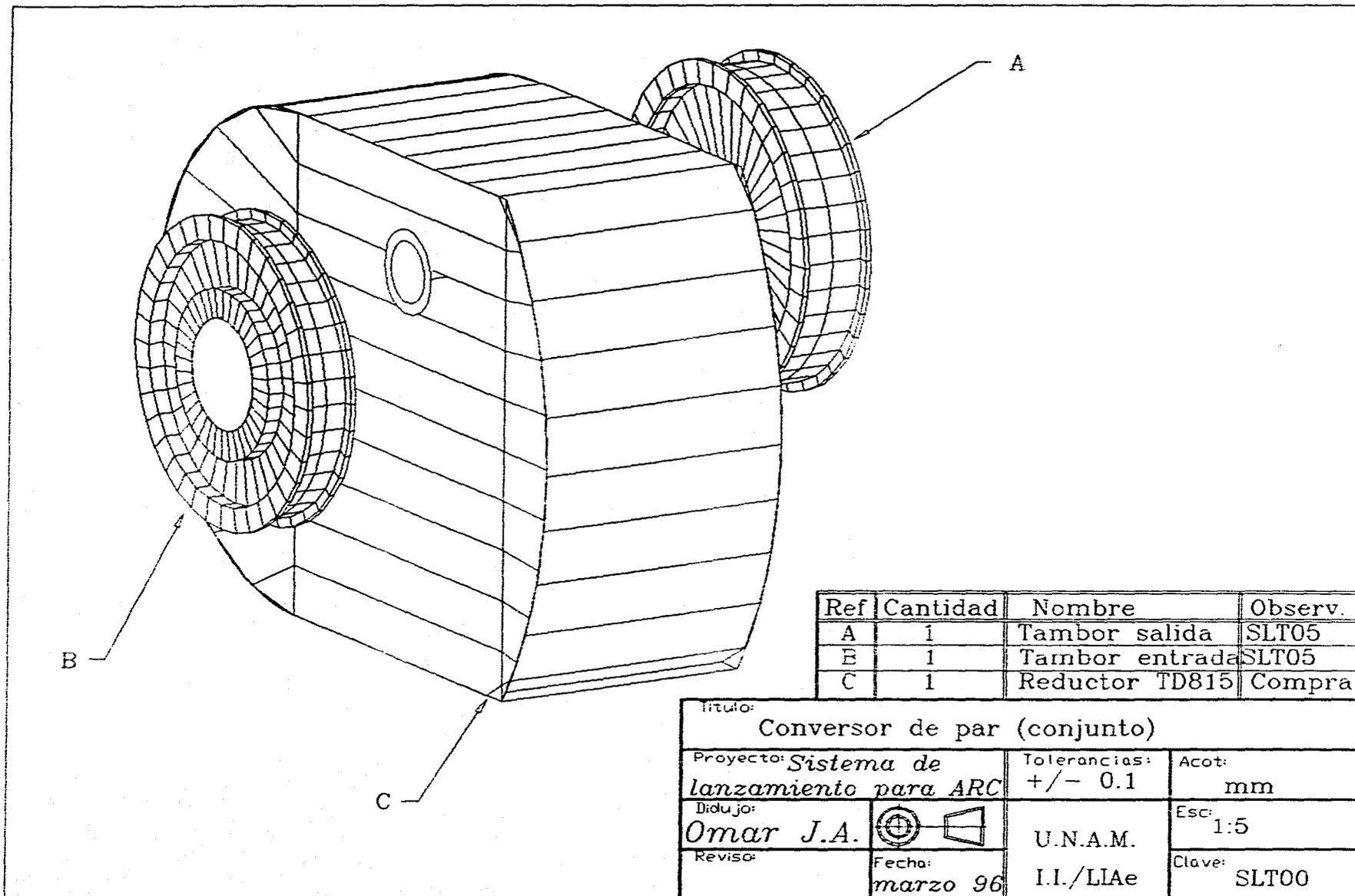


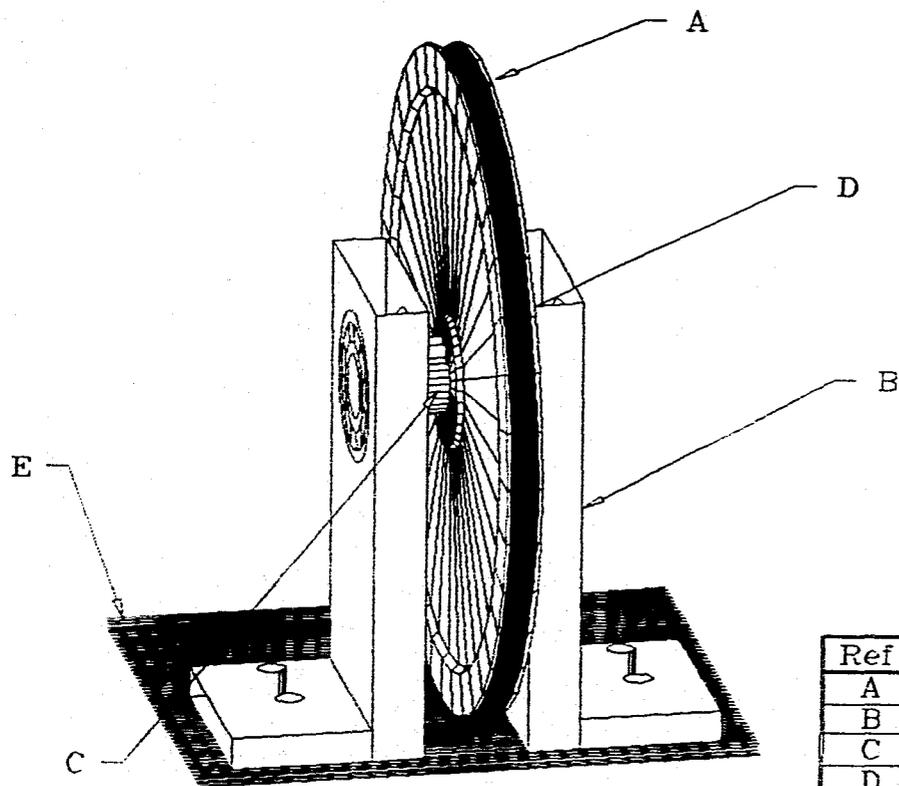
Ref.	Cantidad	Nombre	Observaciones
A	1	Barra	SLF01
B	4	Cilindros Dc-140-500-PPV	Compra

Titulo: Sistema generador de fuerza (conjunto)		Tolerancias: ± 0.1	Acot: mm
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Dibujo: Omar J.A.		I.I./LIAe	Clave: SLF00
Reviso:		Fecha: marzo 96	



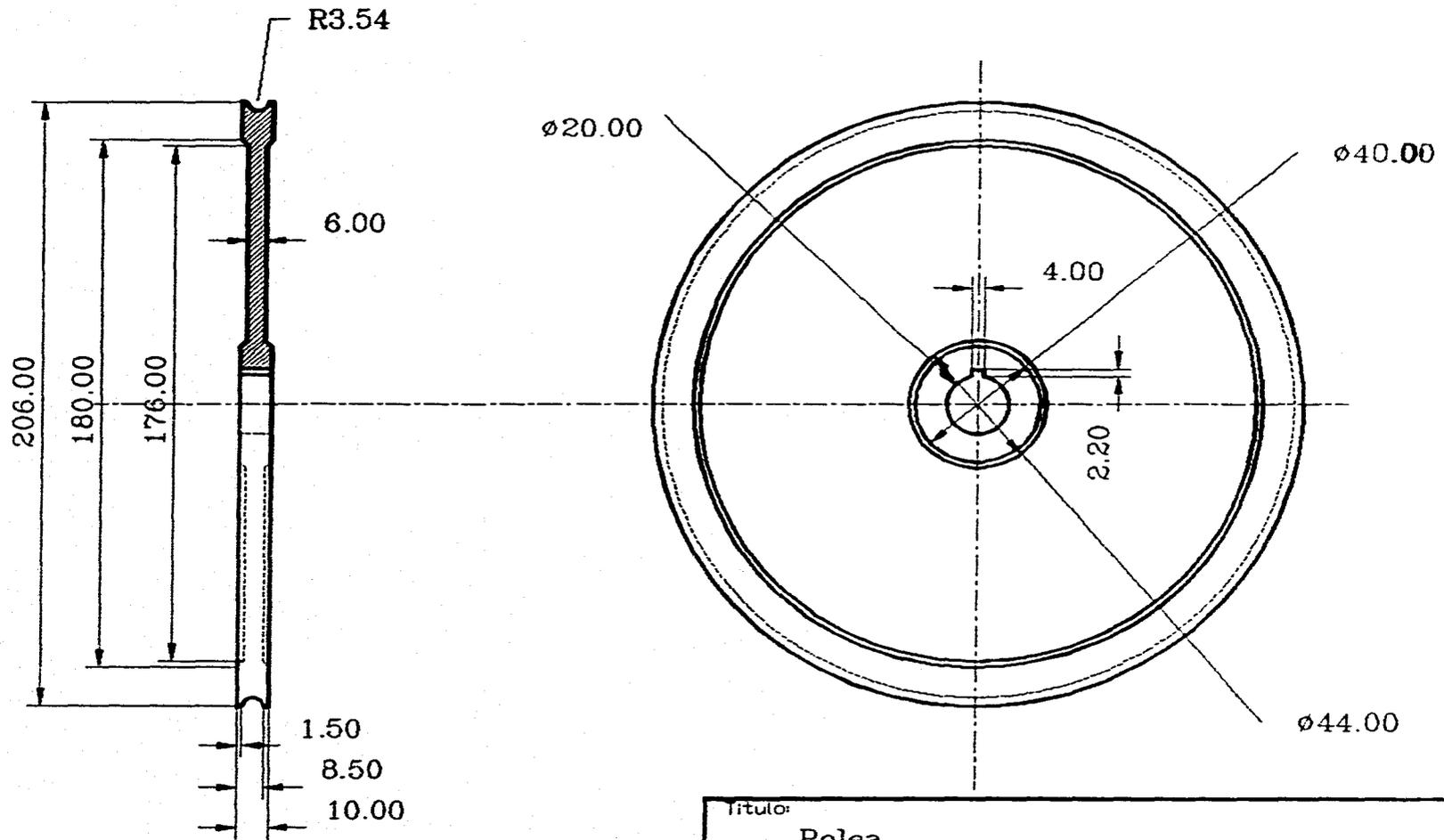
Titulo Barra de traccion			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>		Tolerancias: +/-0.1	Acot: mm
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	I.I./LIAe	Clave: SLF01



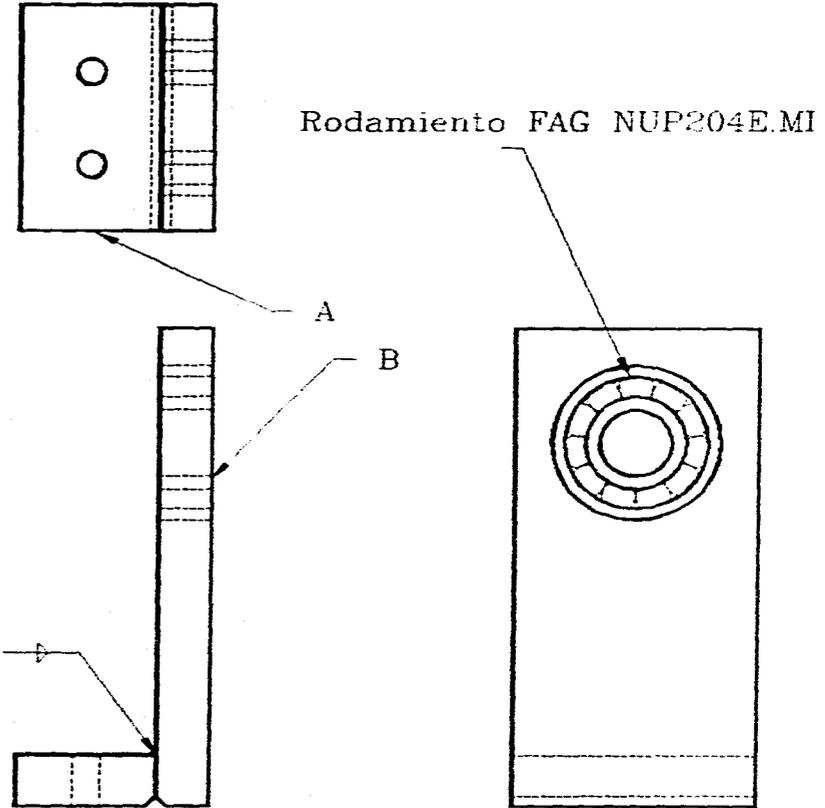
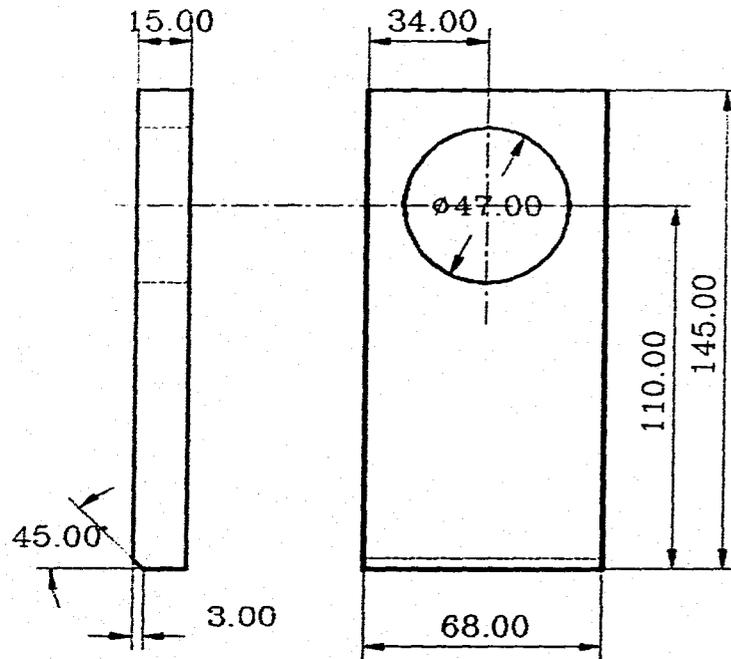
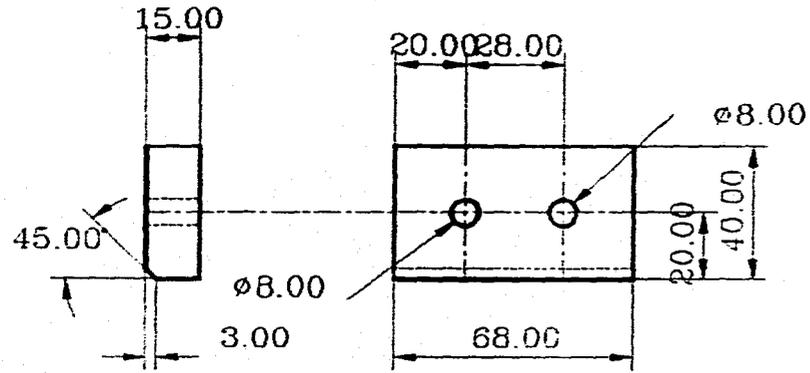


Ref	Cantidad	Nombre	Plano
A	1	Polea	SLT02
B	2	Soporte p/ polea	SLT03
C	1	Eje polea	SLT04
D	1	Chaveta	SLT04
E	1	Base p/ polea #2	SLT04

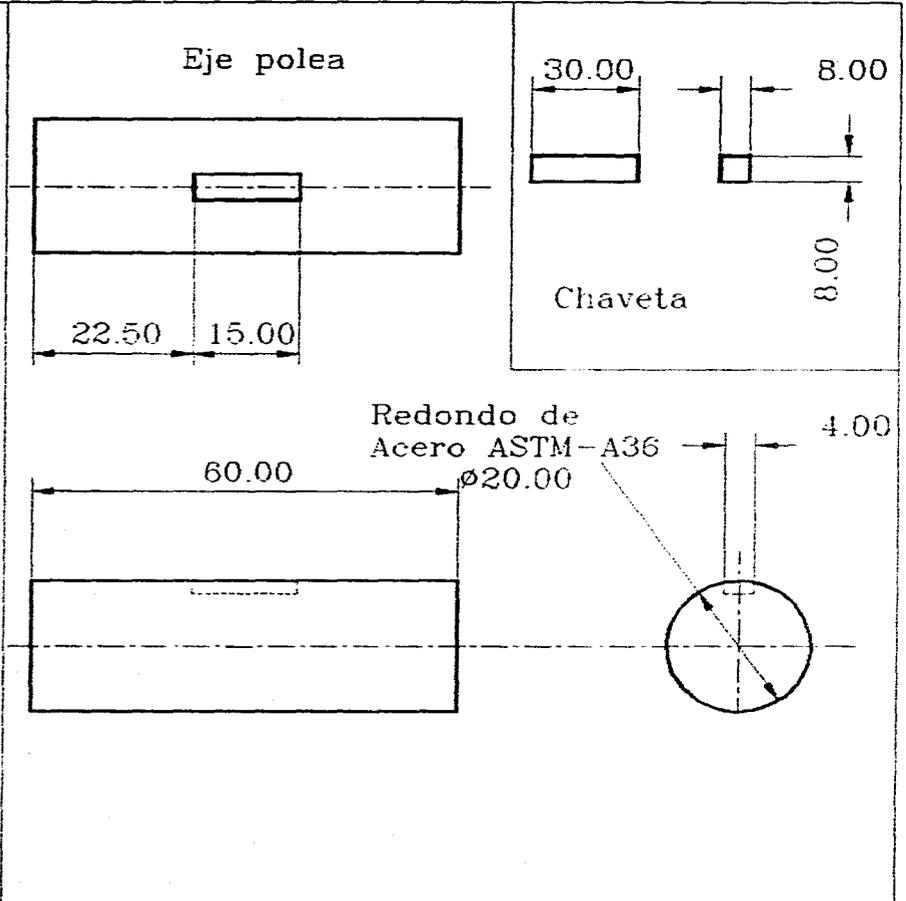
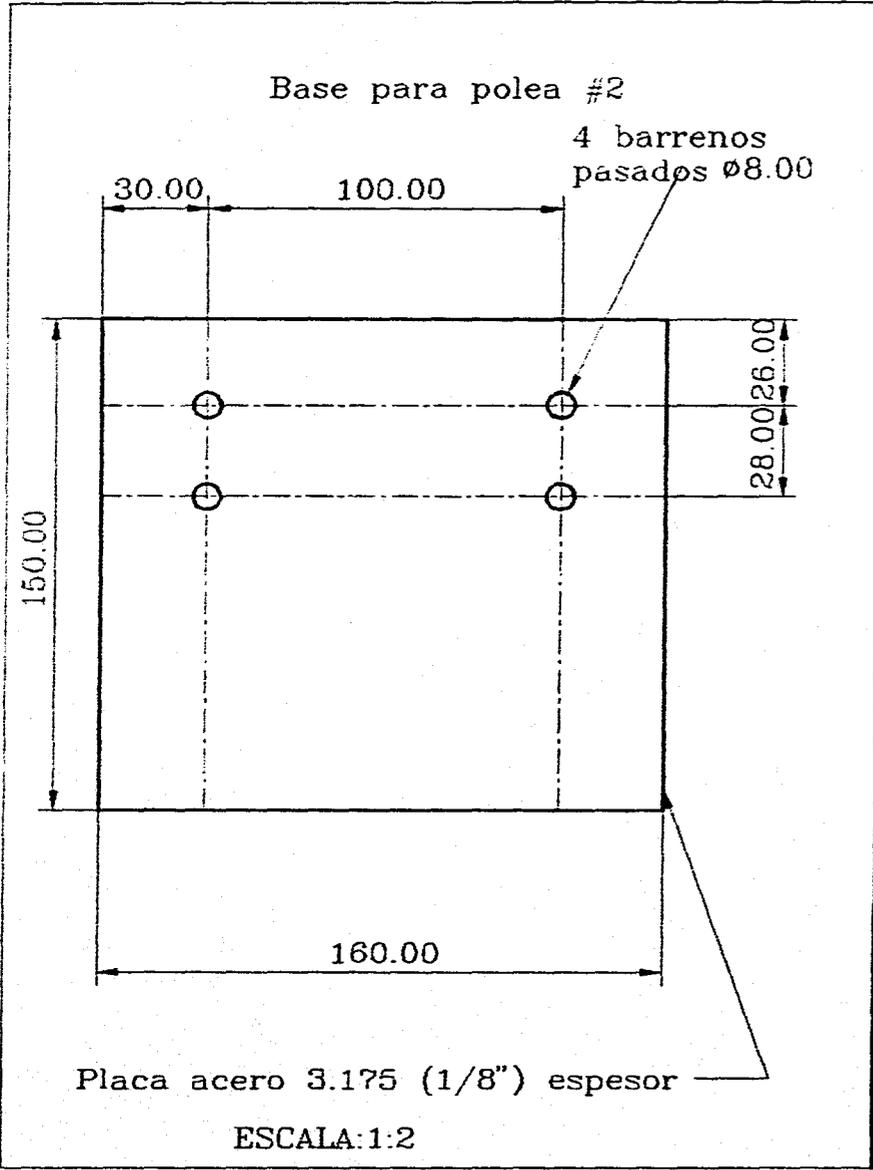
Titulo:			
Polea sistema de transmision (conjunto)			
Proyecto:	Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias:	Acot:
		+/- 0.1	mm
Dibujo:	Omar J.A.	U.N.A.M. I.I./LIAe	Esc:
Reviso:	Fecha:		1:2
	marzo 96		Clave:
			SLT01



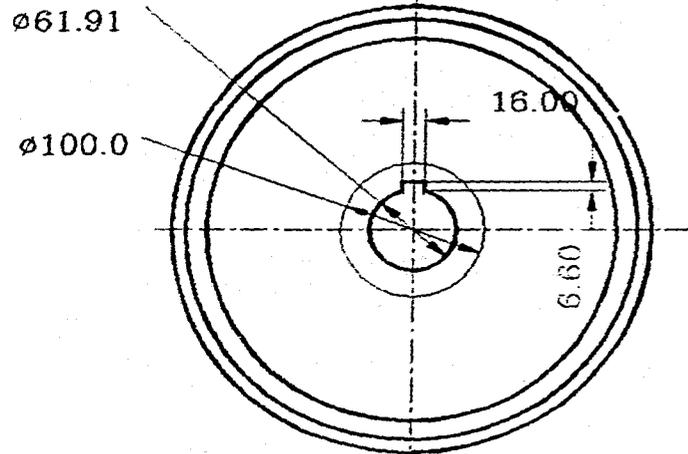
Titulo: Polea			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.1	Acot: mm	
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		Esc: 1:2	
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	U.N.A.M. I.I./LIAe	Clave: SLT02



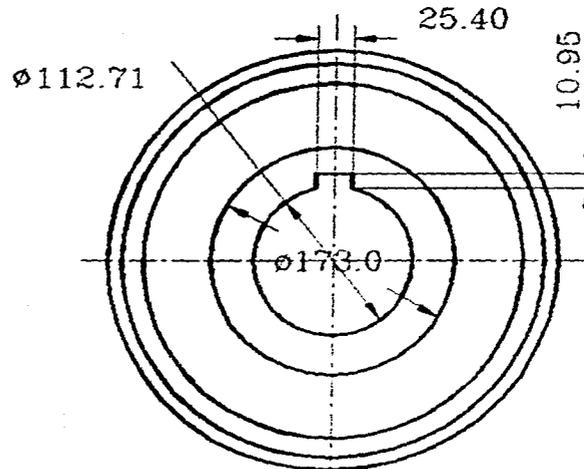
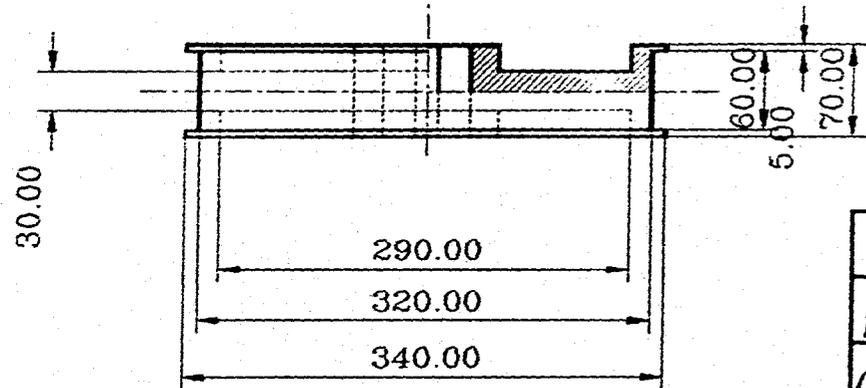
Titulo: Soporte para polea.			
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: +/-0.1	Acot: mm	
Dibujo: Omar J.A.	Fecha: marzo 96	U.N.A.M.	Esc: 1:2
Reviso:		I.I./LIAe	Clave: SLT03



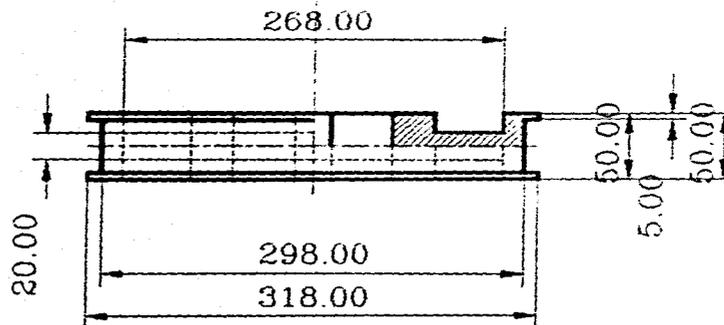
Titulo:		
Eje, chaveta y base para polea #2		
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		Esc: 1:1
Reviso:		Fecha: <i>marzo 96</i>
	U.N.A.M.	
	I.I./LIAe	



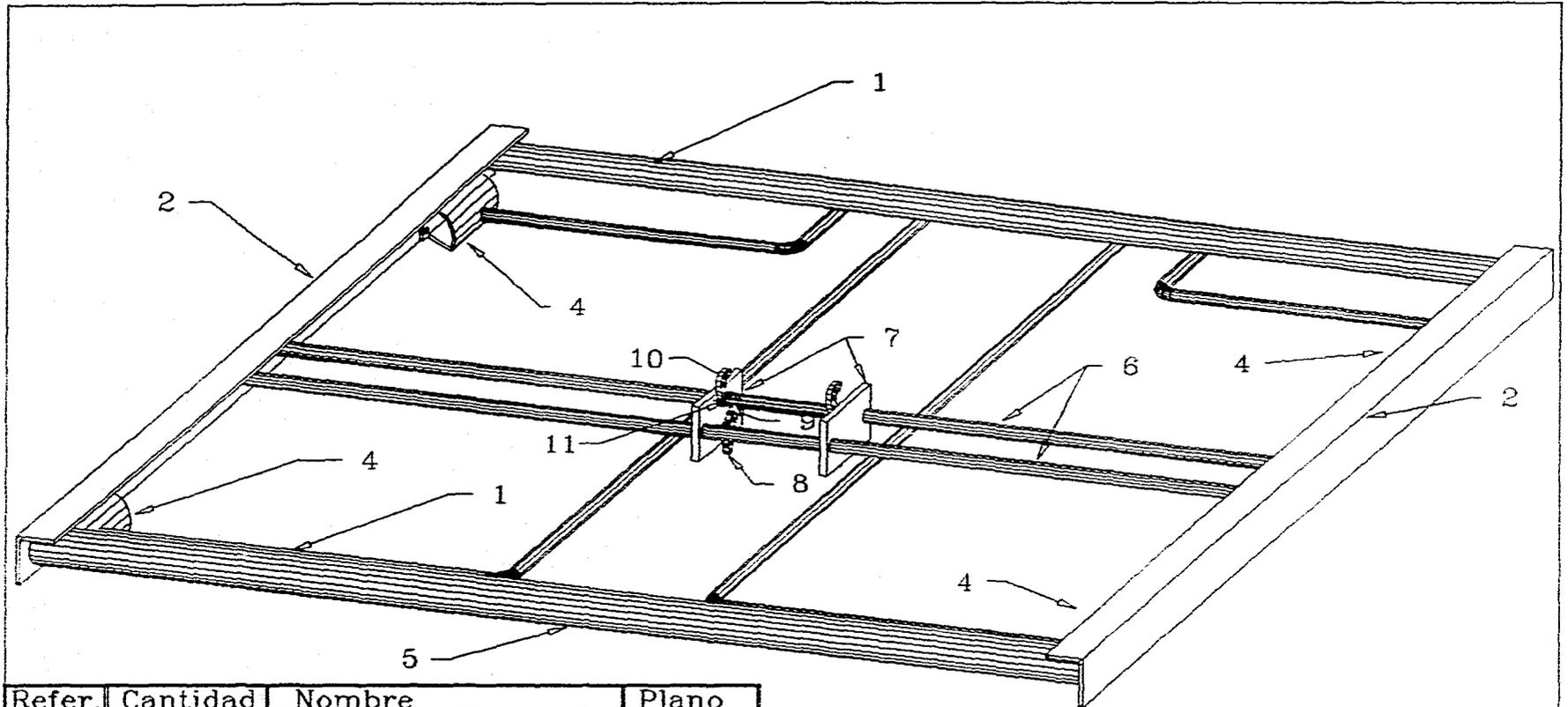
Tambor de salida



Tambor de entrada

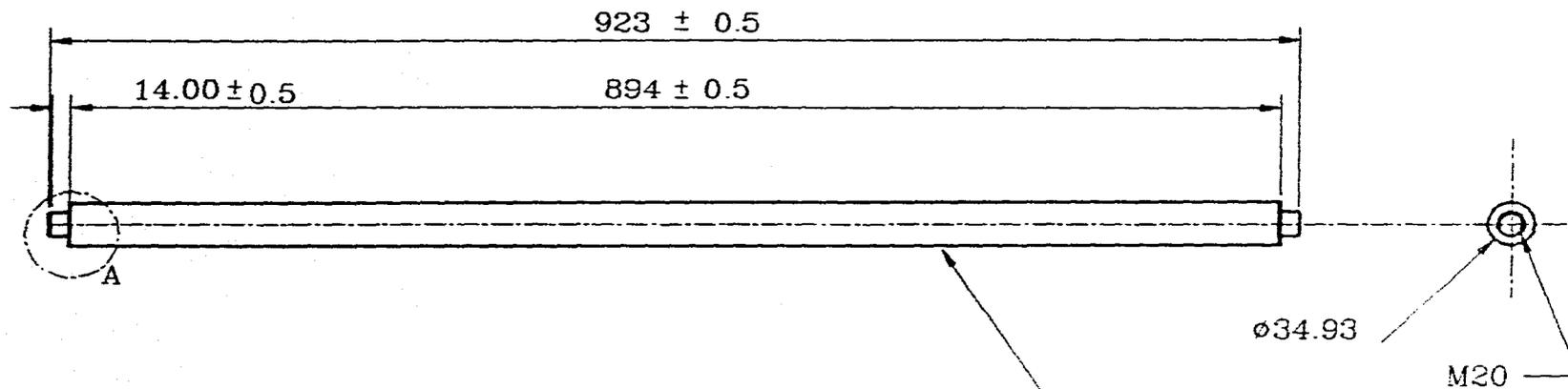


Titulo: Tambor de entrada y Tambor de salida			
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC		Tolerancias: +/-0.05	Acot: mm
Dibujo: Omar J.A.		U.N.A.M. I.I./LIAe	Esc: 1:5
Reviso:			Fecha: marzo 96

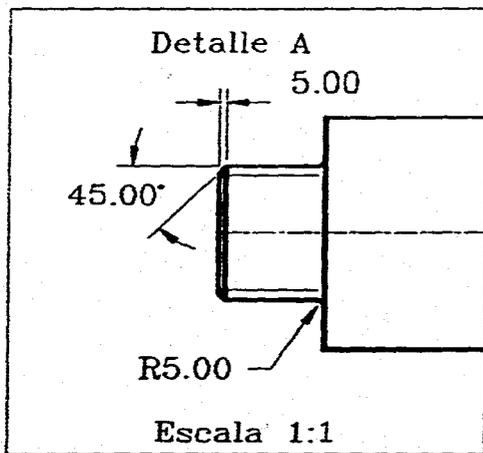


Refer.	Cantidad	Nombre	Plano
1	1	Elemento posterior	SLGE02
2	1	Elemento derecho	SLGE04
3	1	Elemento izquierdo	SLGE03
4	4	Deslizador	SLGSD00
5	1	Elemento frontal	SLGE01
6	3	Barras de soporte	SLGSAL3
7	2	Placas laterales	SLGSAL2
8	2	Elemento A	SLGSAL1
9	2	Elemento B	SLGSAL1
10	2	Elemento C	SLGSAL1
11	2	Barras centrales	SLGSAL3

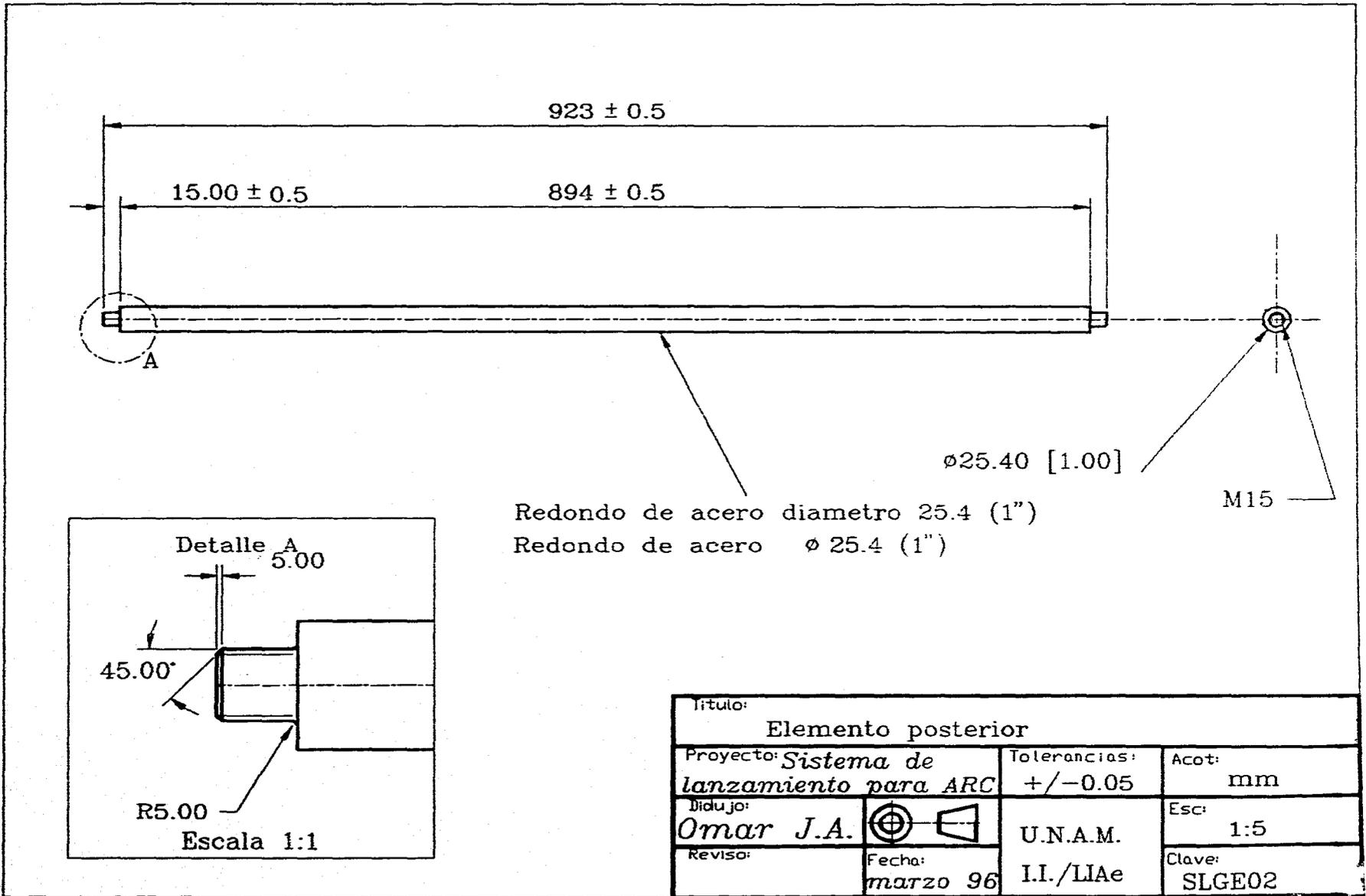
Titulo: Gondola para lanzamiento (conjunto)		
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm
Dibujo: <i>Omar J.A.</i>		Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	U.N.A.M. I.I./LIAe Clave: SLG00



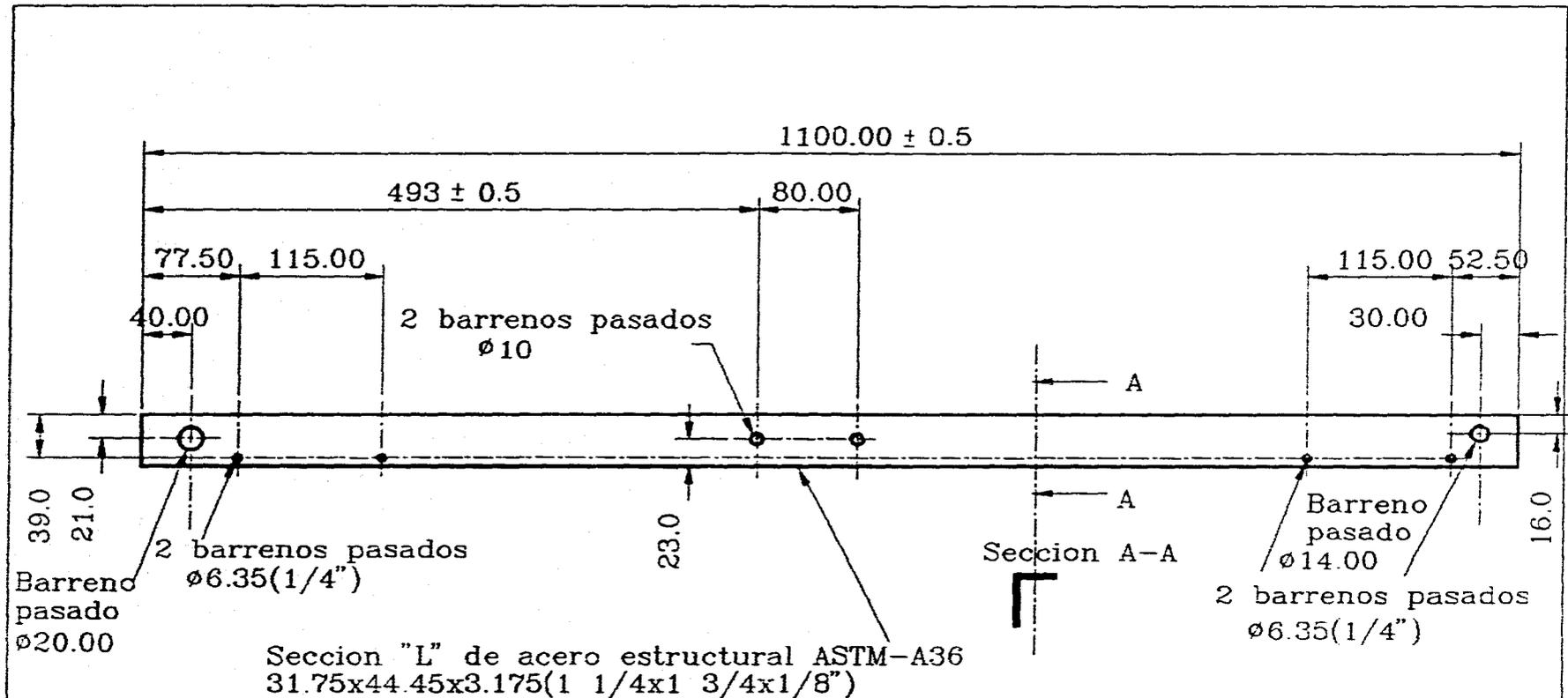
Redondo de acero $\phi 34.93$ (1 3/8")



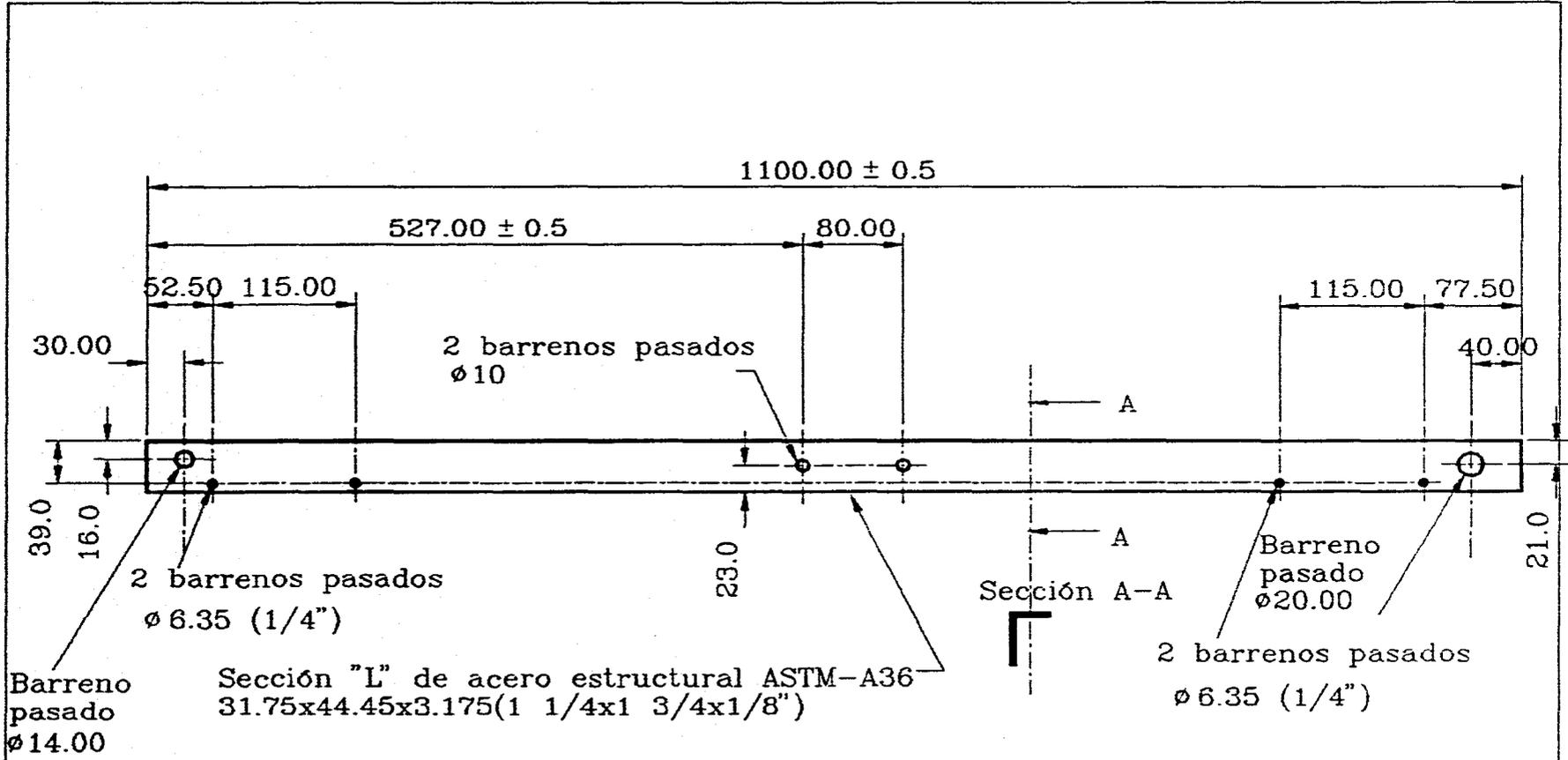
Titulo: Elemento frontal			
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm	
Dibujo: Omar J.A.		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: marzo 96	I.I./LIAe	Clave: SLGE01



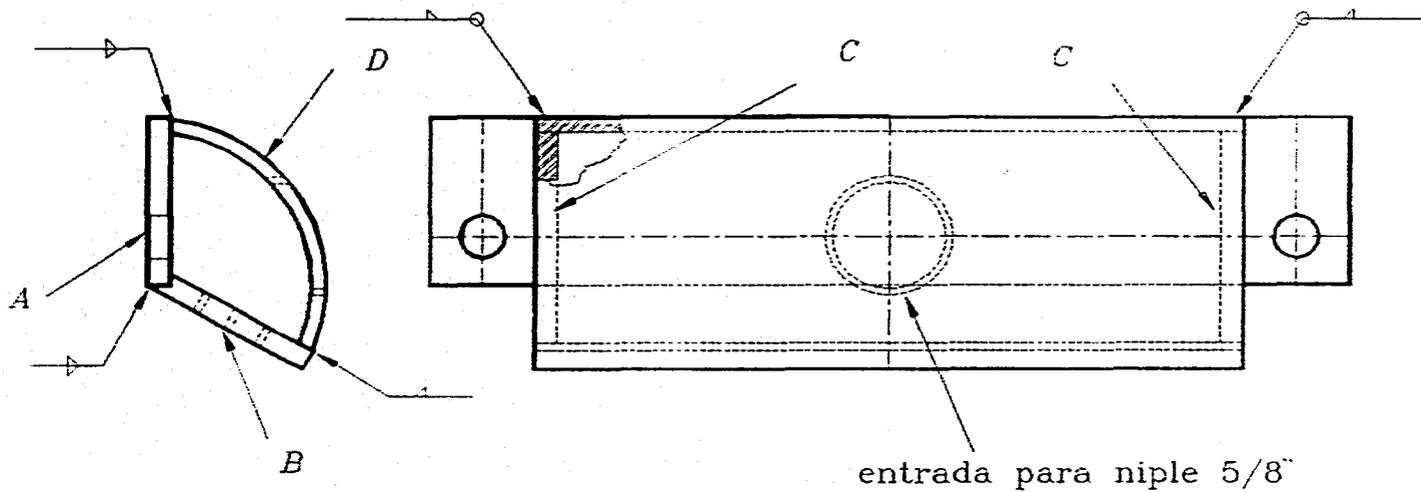
Titulo: Elemento posterior			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: +/-0.05	Acot: mm	
Dibujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	I.I./LIAe	Clave: SLGE02



Titulo: Elemento lateral izquierdo			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm	
Dibujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	I.I./LIAe	Clave: SLGE03



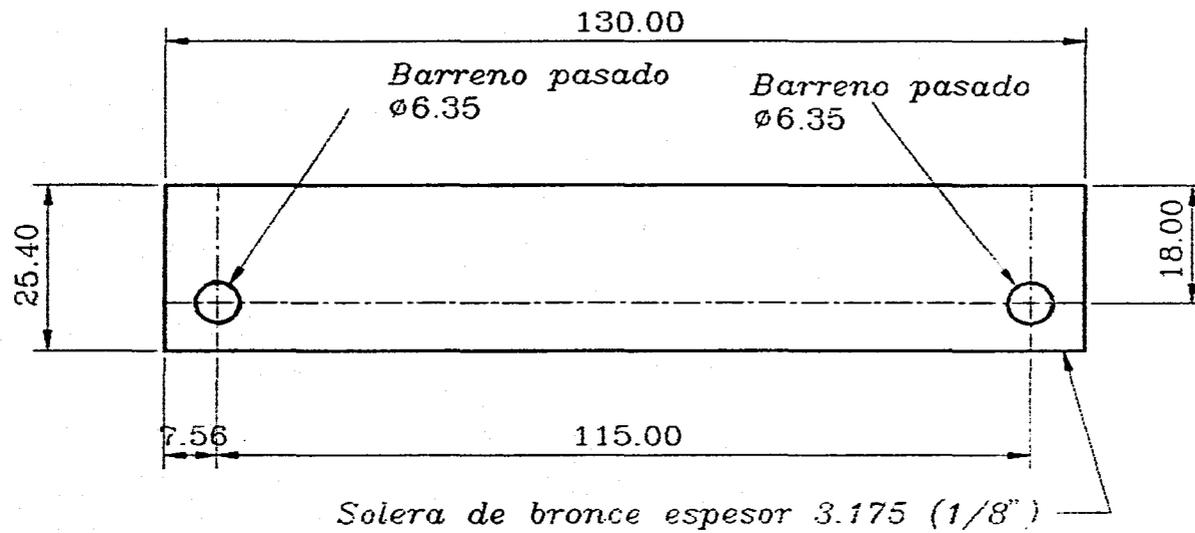
Titulo: Elemento lateral derecho			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm	
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: 1:5
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	I.I./LIAe	Clave: SLGE04

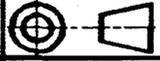


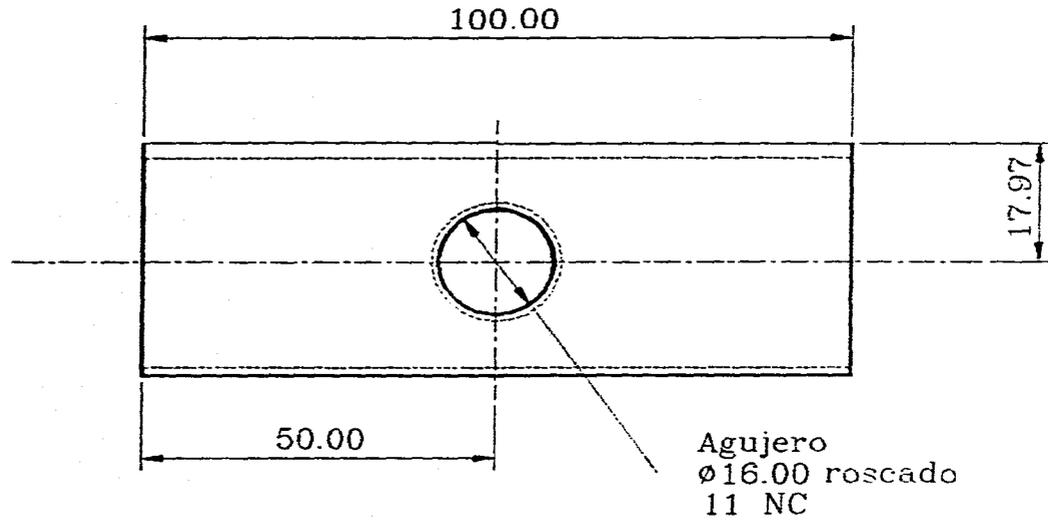
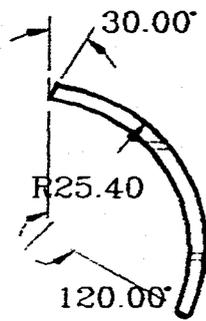
Nota: Todas las soldaduras son soldadura de plata.

Ref.	Cantidad	Nombre	Plano
A	1	Placa Lateral	SLGSD01
B	1	Placa Inferior	SLGSD03
C	2	Fondo	SLGSD02
D	1	Cubierta	SLGSD02

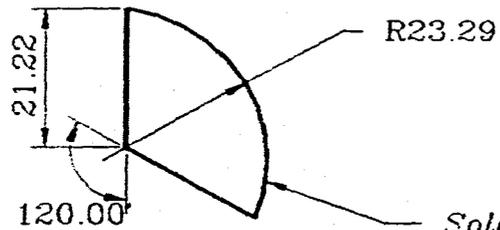
Titulo: <i>Deslizador de aire para gondola</i>			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>		Tolerancias: ± 0.05	Acot:
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: <i>1:1</i>
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	I.I./LIAe	Clave: <i>SLGSD00</i>



Titulo: <i>Pared lateral</i>			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm	
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		Esc: 1:1	
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	U.N.A.M. I.I./LIAe	Clave: <i>SLGSD01</i>



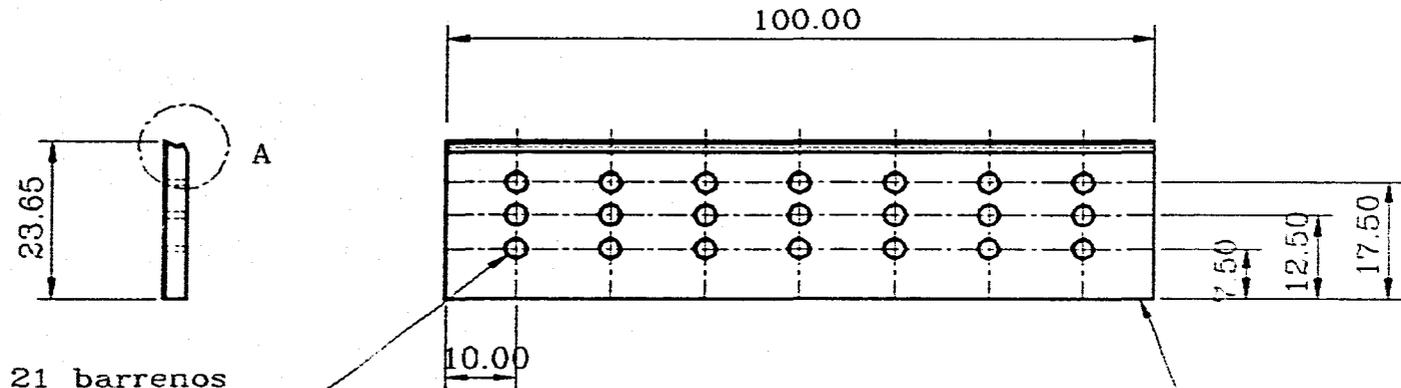
A



Solera de bronce espesor 3.175 (1/8")

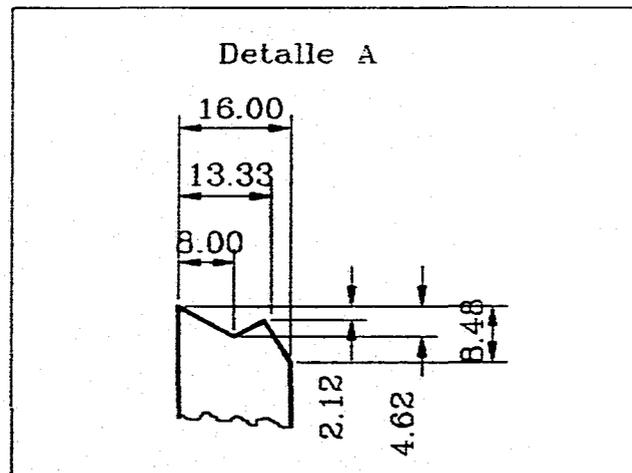
B

Titulo: A)Cubierta y B)Fondo			
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC		Tolerancias: +/-0.05	Acot: mm
Did. id: Titulo: Omar J.A.		U.N.A.M.	Esc: 1:1
Reviso:		Fecha: marzo 96	I.I./LIAe

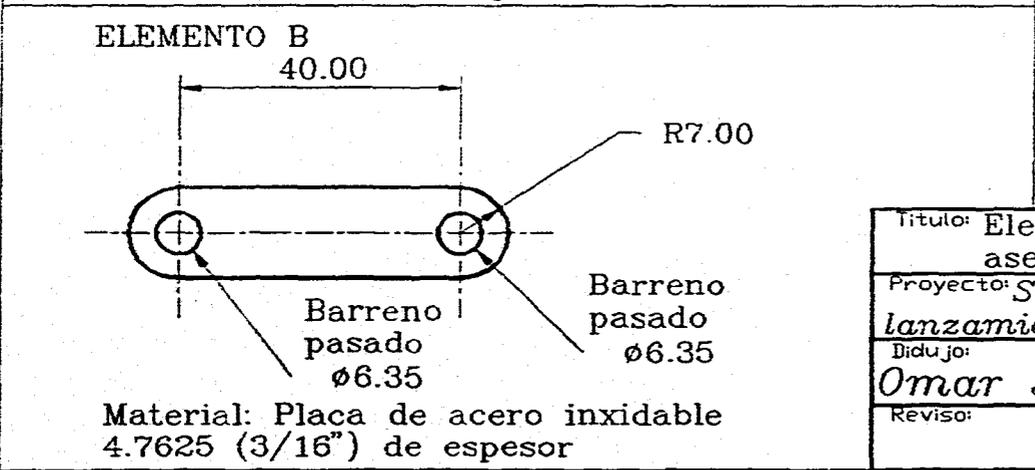
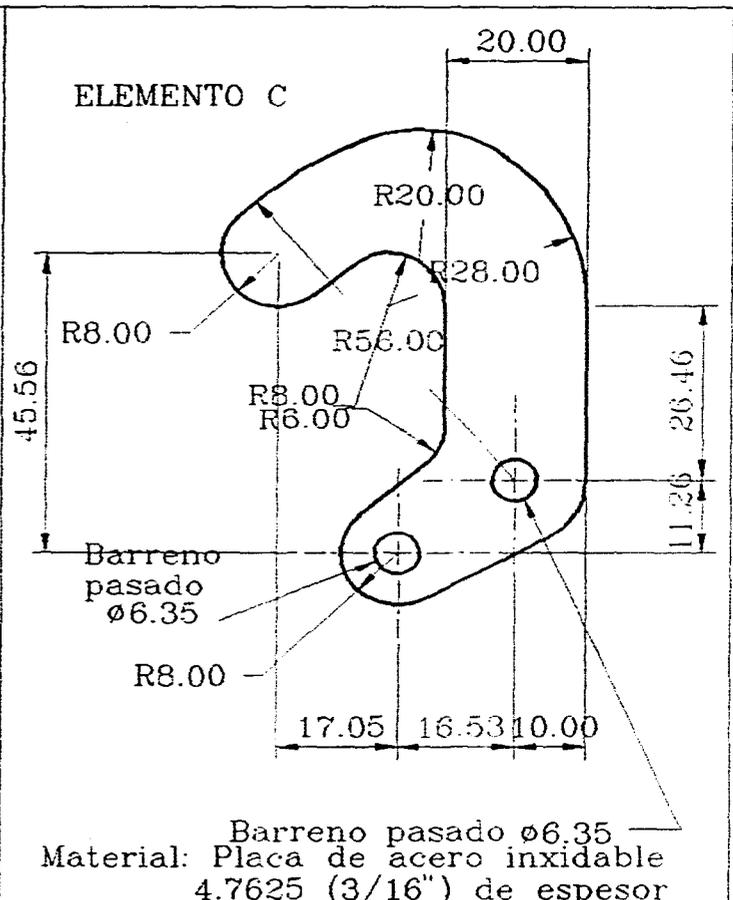
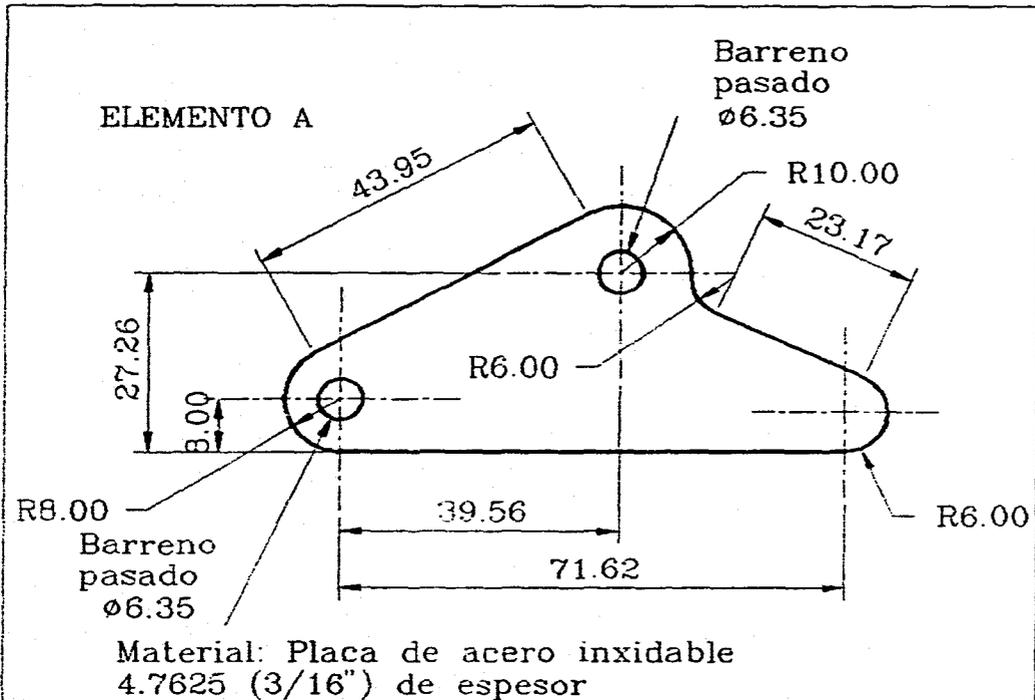


21 barrenos pasados $\varnothing 3.00$ en un matriz de 3x7 espaciados 5 y 13.33

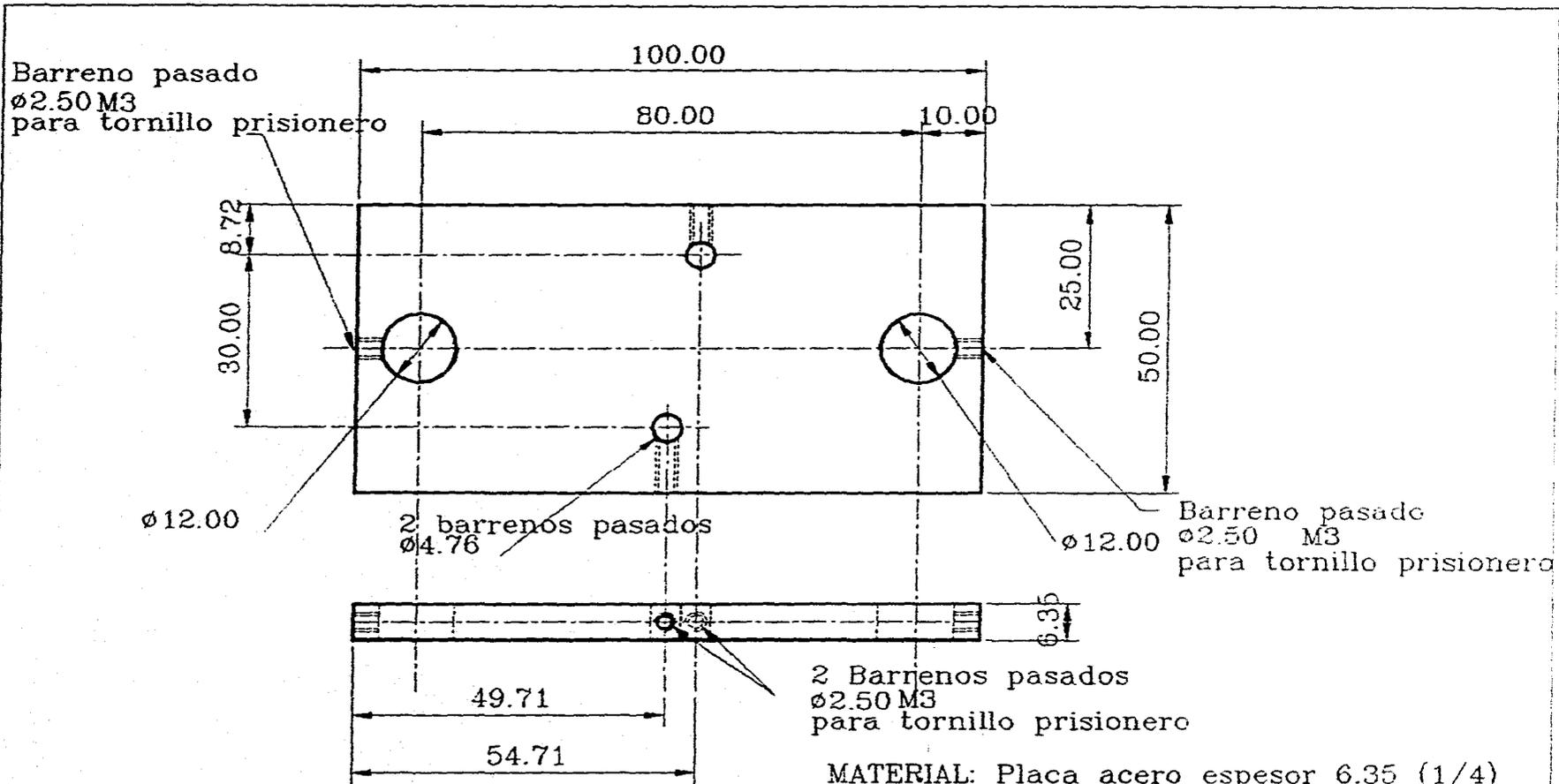
Solera de bronce espesor 3.175 (1/8")



Titulo: <i>Placa inferior</i>			
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm	
Didujo: <i>Omar J.A.</i>		U.N.A.M.	Esc: 1:1
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	II./LIAe	Clave: <i>SLGSD03</i>

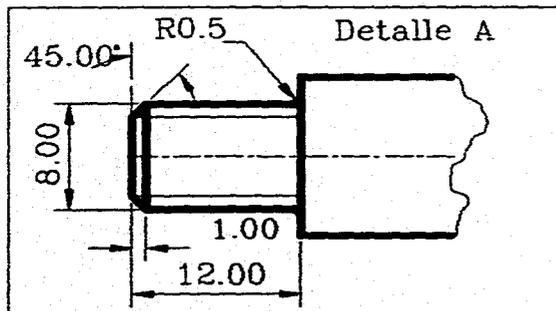
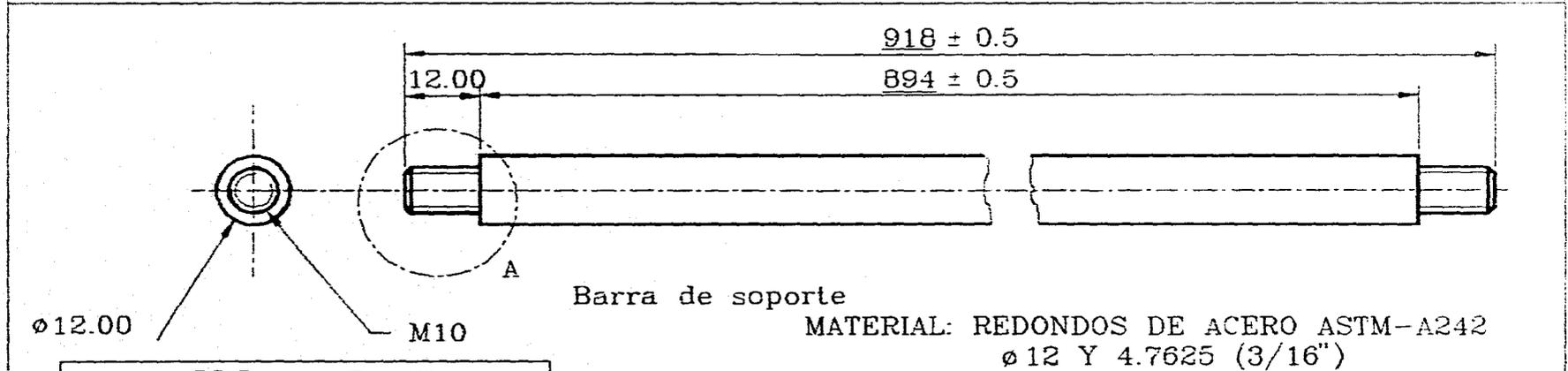
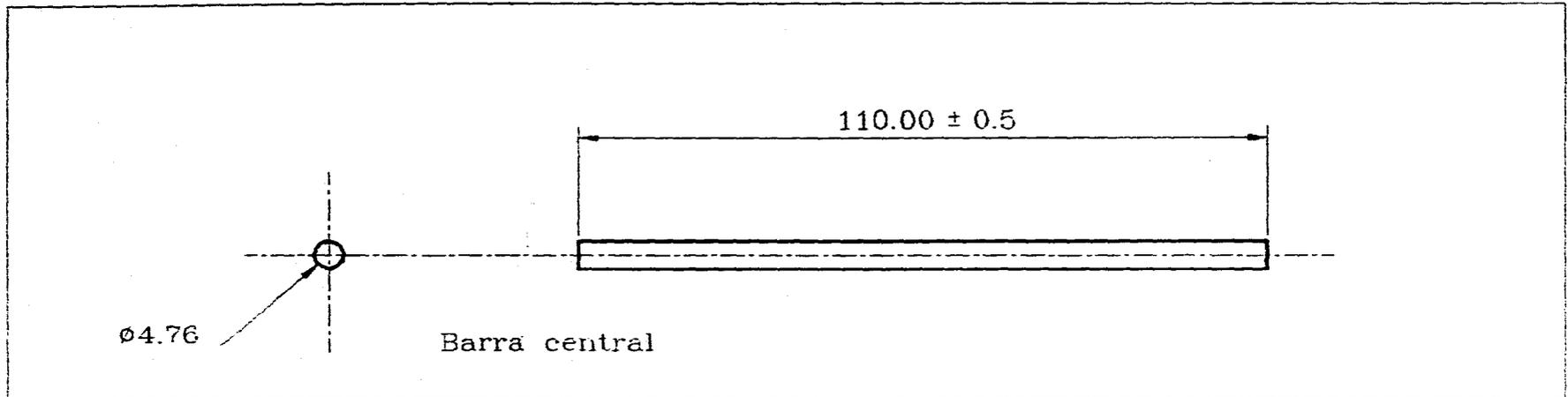


Titulo: Elementos A, B, y C, sistema de aseguramiento y liberacion			
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: +/-0.05	Acot: mm	
Dibujo: Omar J.A.	U.N.A.M.	Esc: 1:1	
Reviso:	Fecha: marzo 96	I.I./LIAe	Clave: SLGSAL1



MATERIAL: Placa acero espesor 6.35 (1/4)

Titulo: Placa lateral, sistema de aseguramiento y liberacion		
Proyecto: <i>Sistema de lanzamiento para ARC</i>	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm
Dibujo: <i>Omar J.A.</i>		Esc: 1:1
Reviso:	Fecha: <i>marzo 96</i>	Clave: SLGSAL2
		U.N.A.M. I.I./LIAe



Titulo: Barras central y de soporte del sistema de aseguramiento y liberacion		
Proyecto: Sistema de lanzamiento para ARC	Tolerancias: ± 0.05	Acot: mm
Didujo: Omar J.A.		Esc: 1:1
Reviso:	Fecha: marzo 96	Clave: SLGSAL3
	U.N.A.M.	I.I./LIAe

APÉNDICE 5
TABLAS Y GRÁFICAS DE DATOS

GRAFICA A5-1 Relación entre la presión y el número de ciclos hasta la rotura
Fuente: Fires, V.M. "Diseño de elementos de máquinas", 4ª edición,
Pág. 620.

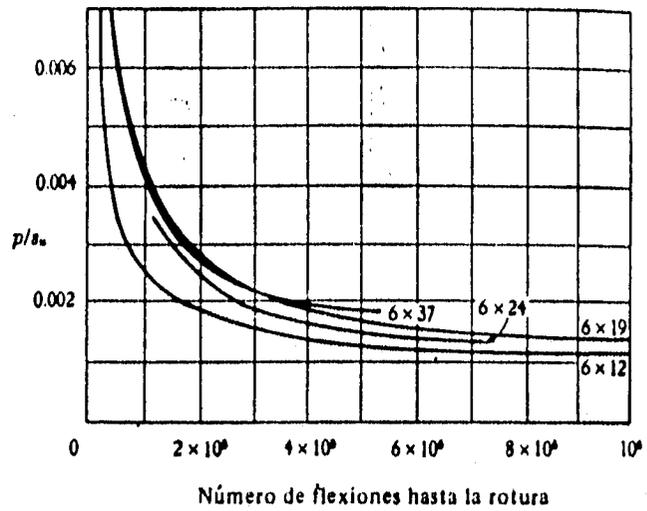


TABLA A5-1 Propiedades de los cables metálicos (unidades métricas)
Fuente: Fires, Op Cit, Pág. 779

w = aproximado del cable w en kilogramos por metro; D_c = diámetro del cable; D_r = diámetro de la polea; A_m = área de metal en la sección transversal, en cm^2 ; E_r = módulo de elasticidad del cable, en kg/cm^2 ; los valores I.P.S. son válidos para acero de arados; M.P.S. para acero dulce de arados. Todos los valores son para cable con núcleo de fibra. En los cálculos preliminares puede ser de utilidad estimar las resistencias máximas totales en toneladas métricas en función de D_c en centímetros; por ejemplo, para cable 6×19 ; calidad VHS, $F_u \approx 6,75 D_c$ Tm; calidad IPS, $F_u \approx 5,90 D_c$ Tm; calidad PS, $F_u \approx 5,06 D_c$ Tm; calidad MPS, $F_u \approx 4,49 D_c$ Tm. Multiplicar los valores dados por 1,075 para obtener la resistencia del cable tipo IWRC. Para acero de tracción de 6×19 , será un valor seguro $F_u = (0,87) \times (F_u \text{ para MPS})$.

DIÁ- METRO DEL CABLE D_c cm	Cable metálico 6×7 $w = 0,35D_c^2$ kg/m D_r mín. = $42D_c$ cm D_r deseable = $72D_c$ cm			Cable metálico 6×19 $w = 0,37D_c^2$ kg/m D_r mín. = $30D_c$ cm D_r deseable = $45D_c$ cm			Cable metálico 6×37 $w = 0,357D_c^2$ kg/m D_r mín. = $18D_c$ cm D_r deseable = = $27D_c$ cm		
	$D_w \approx 0,111D_c$ cm $A_m \approx 0,38D_c^2$ cm^2 $E_r \approx 914\,000$ kg/cm^2			$D_w \approx 0,067D_c$ cm $A_m \approx 0,4D_c^2$ cm^2 $E_r \approx 843\,700$ kg/cm^2 IWRC: $w \approx 0,405D_c^2$ kg/m			$D_w \approx 0,048D_c$ cm $A_m \approx 0,4D_c^2$ cm^2 $E_r \approx 843\,700$ kg/cm^2 IWRC: $w \approx 0,394D_c^2$ kg/m		
	RESISTENCIA NOMINAL A LA ROTURA EN TONELADAS MÉTRICAS, F_u								
	I.P.S.	P.S.	M.P.S.	I.P.S.	P.S.	M.P.S.	I.P.S.	P.S.	
0,63	2,39	2,08	1,81	2,48	2,16	1,87	2,35	2,04	
0,79	3,71	3,22	2,81	3,86	3,36	2,92	3,65	3,17	
0,95	5,31	4,62	4,01	5,53	4,81	4,18	5,24	4,56	
1,11	7,19	6,25	5,44	7,51	6,52	5,66	7,09	6,16	
1,27	9,10	8,12	7,06	9,71	8,47	7,37	9,25	8,03	
1,43	11,79	10,25	8,90	12,24	10,71	9,25	11,70	10,15	
1,59	14,42	12,61	10,88	15,16	13,14	11,42	14,32	12,42	
1,90	20,59	17,96	15,60	21,59	18,77	16,32	20,47	17,78	
2,22	27,85	24,22	21,05	29,20	25,40	22,1	27,7	24,1	
2,54	36,01	31,29	27,21	37,90	33,01	28,6	36,1	31,3	
2,86	45,17	39,28	34,20	47,71	41,45	36,1	45,4	39,4	
3,17	55,3	48,0	41,7	58,6	51,1	44,3	55,7	48,5	
3,49	66,3	57,6	50,1	70,4	61,2	53,3	67,2	58,5	
3,81	78,1	68,0	59,1	83,4	72,5	63,1	79,6	69,2	
4,13				97,1	84,6	73,6	93,4	80,9	
4,44				112,4	98,0	84,5	107,9	93,5	
4,76				127,9	111,6	97,0	123,2	107,0	
5,08				145,1	126,1	109,8	139,7	121,5	
5,40				162,3	141,4		156,9	136,0	
5,71				181,4	157,8		175,0	152,3	
6,33				221,3	192,2		214,0	185,9	
6,98				264,8	230,2		257,6	224,0	

