

ESTUDIO DE LA DINÁMICA DE UNA SEPARACIÓN DE ETAPAS EXOATMOSFÉRICA DE UN VEHÍCULO ESPACIAL

H. Taboada Michel^a

^a Departamento de Aeronáutica - Universidad Nacional de La Plata
1 y 47 S/N- La Plata – Buenos Aires
Email: hessertaboada@gmail.com

RESUMEN

El presente trabajo pretende exponer las problemáticas básicas a la hora de diseñar un sistema de separación de un vehículo espacial multietapas, desde el punto de vista de la dinámica. El fin último de este sistema es lograr que las etapas del vehículo espacial logren desvincularse de manera segura, tal que los efectos sobre la etapa que continúa en vuelo sean mínimos como para cumplir la misión del proyecto espacial. En este documento se abordarán superficialmente temas como los subsistemas necesarios para cumplir los objetivos, los mecanismos que existen en el mercado para dichos subsistemas; y se profundizará sobre la dinámica de separación, realizando una ponderación de las variables que influyen directa o indirectamente sobre el evento.

Palabras clave: espacial, separación, dinámica

INTRODUCCIÓN

El evento de separación de un vehículo espacial, representa uno de los instantes más críticos de una misión de esta índole. Para que una misión sea exitosa, este evento debe tener un alto nivel de precisión de ejecución en tiempos y uniformidad de fuerzas de separación, para no generar rolidos o cabeceos indeseados, colisiones entre los cuerpos a separar, shocks y aceleraciones perjudiciales sobre la estructura y electrónica de la etapa que sigue en vuelo, ni desechos excesivos y dañinos. De esta manera el diseño, desarrollo y testeo de estos sistemas representa uno de los desafíos más complejos en la ingeniería de un vehículo lanzador.

Los fallos en los mecanismos de separación han afectado negativamente la performance de misiones en varias ocasiones, como el caso del Atlas Centauro en 1970, en el lanzador chino Long March en 1992, colocación inapropiada de órbitas del satélite del Titán en 1990, Pegasus en 1991, y Delta-2 en 1995. En la siguiente figura se muestran registros de distintos lanzadores y fallas asociadas al evento de separación.

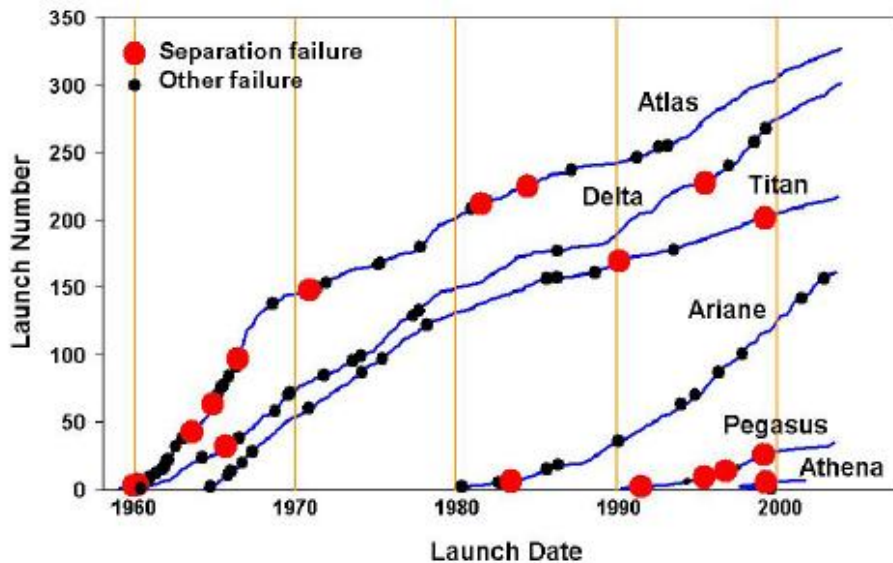


Figura 1. Fallas históricas asociadas a la separación para diferentes vehículos lanzadores.

En la siguiente tabla se puede observar la criticidad del sistema de separación, como se mencionó anteriormente.

Tabla 1. Proporción de fallas en lanzamientos originadas en distintos subsistemas en vehículos estadounidenses entre 1984 y 2004

Failure Type	Number of Failures	Percent
Liquid Propulsion(Start)	3	12%
Liquid Propulsion (In-flight)	3	12%
Solid Propulsion (Shell)	4	16%
Solid Propulsion (TVC)	3	12%
Stage Separation	6	24%
Fairing Separation	1	4%
Electrical	2	8%
Avionics	2	8%
Other (lightning strike)	1	4%
TOTAL	25	100%

A lo largo de la corta historia de los lanzadores espaciales, los sistemas de separación fueron evolucionando. Actualmente, en líneas generales se puede decir que durante el evento de separación actúan: un subsistema de retención - liberación que es el encargado de mantener vinculadas ambas etapas durante la fase de vuelo previa a la separación, y luego debe ser capaz de desvincularlas en el momento justo para proceder al alejamiento de etapas; y un subsistema de impulso que a continuación del subsistema de liberación, es el encargado de proveer la fuerza necesaria para alejar ambas etapas una distancia tal que luego de encendido el siguiente motor, no se produzcan efectos nocivos sobre la etapa que continúa en vuelo.

Hoy en día existe variedad de subsistemas de retención – liberación y de impulso. Los más comunes son:

Subsistema Retención-Liberación:

- FLSC (Flexible Linear Shaped Charge)
- MDC (Mild Detonating Cord)
- FCDC (Flexible Confined Detonating Cord)
- Marman Clamp
- Lightband
- Bulones y tuercas pirotécnicos fragmentarios
- Tuerca pirotécnica prefragmentada (Separation Nut)
- Pernos de falla por impacto
- Pin Pullers o Pushers (Pasadores tirados o empujados)
- Unión suave (separación natural)
- Ball-Lock pins

Subsistema Impulso

- Ignición de siguiente etapa (Fire in the hole)
- Retrocohetes
- Resortes
- Pistones neumáticos
- Pistones pirotécnicos

Este documento se enfocará en el subsistema de impulso, analizando las fuerzas, aceleraciones y tiempos necesarios para lograr una distancia de separación segura, los efectos producidos por una aplicación dispereja de dichas fuerzas de separación, la influencia del CG de cada etapa, los momentos de inercia y masas, efectos de las velocidades de cabeceo iniciales, y la problemática que puede traer aparejada la selección del plano de separación.

METODOLOGÍA

Para realizar este estudio se resolverán las ecuaciones cardinales de la dinámica mediante métodos numéricos, usando el software MATLAB. Los gráficos de las simulaciones se harán usando el AutoCAD. Se supondrá la aplicación de fuerzas de separación internas entre las dos etapas y se

analizarán las consecuencias de estas fuerzas bajo distintas eventualidades, como desalineaciones de ellas y acción despereja de las mismas

Se considera a continuación un modelo de tres grados de libertad, los cuales consisten en dos desplazamientos y una rotación contenidos en el plano para cada una de las etapas. De esta manera, se contemplará el desplazamiento y el cabeceo del lanzador y de cada una de sus etapas por separado.

Se aplicarán las ecuaciones cardinales de la dinámica en una terna móvil fijada a la primera etapa, obteniéndose un sistema de ecuaciones diferenciales ordinarias no lineales. Este sistema será resuelto aplicando integración numérica (método Runge-Kutta de cuarto y quinto orden de paso variable). Conocidas las trayectorias de los CGs de los cuerpos y sus velocidades de rotación, será posible identificar puntos críticos sobre cada cuerpo. La distancia entre estos puntos, así como la velocidad relativa, la velocidad angular de los cuerpos, y la orientación de los mismos permitirá detectar posibles colisiones durante la separación.

El problema se modela teniendo en cuenta la influencia de fuerzas y momentos de cada etapa del lanzador en particular, tratando a las etapas como cuerpos rígidos. Estos cuerpos rígidos, contenidos en el plano, tienen cada uno tres grados de libertad (dos desplazamientos de un punto fijado al cuerpo y un ángulo que define su orientación en el plano).

El modelo consiste en dos cuerpos rígidos inicialmente unidos, que son separados por acción de dos fuerzas aplicadas entre ellos. El modelo asume que todo el movimiento de los cuerpos está limitado a un único plano y que la masa y las propiedades de inercia de cada cuerpo permanecen constantes. Además se asume que en el instante de la separación no existe ningún empuje aplicado.

Para la modelización del vehículo en dos dimensiones, se tendrán en cuenta las masas de las etapas, las posiciones de sus CG's en el espacio y los momentos de inercia correspondientes a cada etapa.

Se puede asumir la simplificación de que los centros de gravedad del conjunto y de cada una de las etapas se encuentran sobre el eje longitudinal del vehículo, alineados entre sí. De todas maneras, el momento generado por este apartamiento del CG respecto del eje longitudinal será considerado en el análisis.

De esta forma, se obtiene el siguiente modelo:

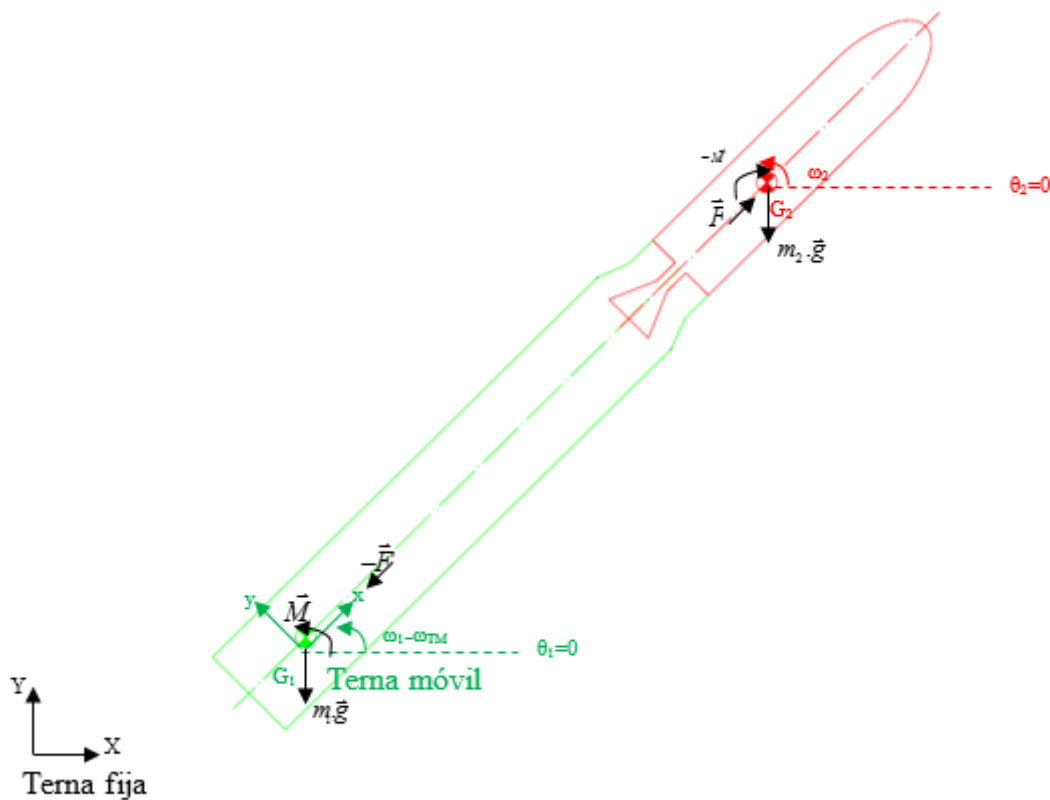


Figura 2. Esquema del lanzador con las ternas y convenciones empleadas

Partiendo de las ecuaciones de fuerzas y momentos, y asumiendo que los momentos de inercia centrífugos son nulos debido a la disposición axisimétrica del lanzador y considerando que el vehículo sólo posee velocidad de cabeceo y axial, es que llegamos a las siguientes ecuaciones:

$$\begin{cases} -F_x - m_1 g' \sin \theta_1 \\ -F_y - m_1 g' \cos \theta_1 \end{cases} = \frac{d}{dt} \begin{cases} m_1 v_{1x} \\ m_1 v_{1y} \end{cases} - m_1 \dot{\theta}_1 v_{1y} + m_1 \dot{\theta}_1 v_{1x} \quad (1)$$

$$M + M_{cg1} = J_1 \frac{d}{dt} \dot{\theta}_1 \quad (2)$$

$$\begin{cases} F_x - m_2 g' \sin \theta_1 \\ F_y - m_2 g' \cos \theta_1 \end{cases} = \frac{d}{dt} \begin{cases} m_2 v_{2x} \\ m_2 v_{2y} \end{cases} - m_2 \dot{\theta}_1 v_{2y} + m_2 \dot{\theta}_1 v_{2x} \quad (3)$$

$$-M + M_{cg2} = J_2 \frac{d}{dt} \dot{\theta}_2 \quad (4)$$

Donde F_x y F_y son las componentes de la fuerza ejercida por el mecanismo de separación, en principio se suponen tres actuadores distribuidos uniformemente sobre la circunferencia del lanzador; m_1 , J_1 , m_2 y J_2 son las masas y momentos de inercia en el plano, de la primera y la segunda etapa respectivamente; g' es la aceleración teórica de la gravedad en La Plata a 110 Km de altura; v_{1x} , v_{1y} , v_{2x} , v_{2y} , son las velocidades en los ejes x e y de la primera y segunda etapa respectivamente; θ_1 , $\dot{\theta}_1$, $\dot{\theta}_2$ son la inclinación de la primera etapa respecto del suelo, la velocidad angular de la primera etapa y la de la segunda etapa respectivamente; M_{cg1} y M_{cg2} es el momento generado por la acción de la fuerza de separación sobre cada etapa, debido a que las fuerzas no se aplican sobre el CG; y finalmente M involucra cualquier momento producido por la acción de las fuerzas, que no sean los debidos al CG. Así es que las ecuaciones a resolver en MATLAB serán:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} v_{1x} \\ v_{1y} \\ v_{2x} \\ v_{2y} \\ \theta_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ \theta_2 \\ \dot{\theta}_2 \\ x_{rel} \\ y_{rel} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\theta}_1 v_{1y} - F_x/m_1 - g' \sin \theta_1 \\ -\dot{\theta}_1 v_{1x} - F_y/m_1 - g' \cos \theta_1 \\ \dot{\theta}_1 v_{2y} + F_x/m_2 - g' \sin \theta_1 \\ -\dot{\theta}_1 v_{2x} + F_y/m_2 - g' \cos \theta_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ (M + M_{cg1})/J_1 \\ \dot{\theta}_2 \\ (-M + M_{cg2})/J_2 \\ v_{2x} - v_{1x} \\ v_{2y} - v_{1y} \end{pmatrix} \quad (5)$$

Se introdujeron variables como θ_1 , θ_2 , x_{rel} e y_{rel} , porque resultan importantes a la hora del análisis de influencias y despejes.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

ESTUDIO DE PARÁMETROS

Antes de iniciar el estudio de cada parámetro de entrada para la separación de etapas, resulta conveniente conocer las salidas más importantes en base a las cuales se realizará la comparación de la influencia de las entradas. Dichas variables serán: la posición del CG en x e y para el instante en el que los actuadores llegan al final de su recorrido y un instante antes de que la tobera salga de la primera etapa; el giro relativo entre etapas, para los mismos instantes que la posición del CG; la velocidad angular final de la segunda etapa; y la velocidad longitudinal relativa luego de aplicada la fuerza de separación.

Para poder estudiar los parámetros geométricos es que se ideó una metodología en la cual se establecen gráficamente los límites de la combinación de posición del CG en el eje transversal, en

nuestro caso el eje y dado que el análisis es en el plano, y el ángulo relativo entre etapas. Los límites los impondrá la geometría del vehículo, en base a los datos establecidos en la Tabla 2 y Figura 3. Además se define como “ra” a la distancia del punto más alejado de la tobera, al CG idealizado de la segunda etapa, es decir, el CG sobre el eje axial de la segunda etapa, sin desalineación alguna; y como “r” a la distancia del mismo CG al punto más alejado del plano de separación.

Tabla 2. Datos geométricos relevantes para el cálculo

Distancia	Valor [m]
CGx2	3.08
Extremo tobera – Gimbal 2	1.960
Plano separación – Gimbal 2	0.86
Diámetro de tobera	1
ra	5.068
r	3.998

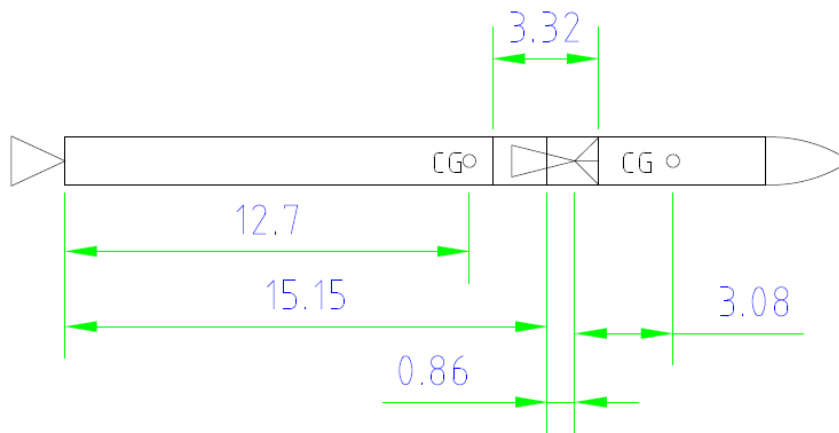


Figura 3. Datos geométricos relevantes

Suponiendo que el diámetro interior de la primera etapa es de 1.30 m; denominando con “y” al desplazamiento transversal relativo entre etapas y con ϕ al giro relativo entre ellas; haciendo un poco de trigonometría y álgebra se llega a una expresión que relaciona a ϕ con “y”:

$$\phi = \sin^{-1} \frac{0.65 - y}{r} - \sin^{-1} \frac{0.5}{r} \quad (6)$$

Esta ecuación representa los límites máximos de giro y desplazamiento relativos que puede tener el vehículo. De esta gráfica se puede saber que cada vez que exista un cierto valor de giro relativo entre etapas, el desplazamiento relativo deberá ser menor que el valor correspondiente al de la línea de la función, caso contrario, se producirá la colisión entre la tobera y la etapa precedente. Mientras mayor sea la distancia del punto correspondiente a un giro y desplazamiento dados, mayor margen de distancia se tendrá entre la tobera y la cara interna de la primera etapa, es decir, la separación será más “segura”. Entonces podemos inferir que desde el punto de vista de una separación segura, conviene elegir el plano de separación de manera que la distancia recorrida por la segunda etapa “dentro” de la primera, sea nula o mínima. Si observamos la Figura 3, advertimos que si esa distancia cumple esos requisitos, eso resultaría en que la etapa siguiente cargaría una pieza extra sin ninguna función, es más, puede llegar a ser perjudicial estructuralmente y desde el punto de vista de la refrigeración del motor. Analizando un poco la función, por ejemplo, si hacemos variar el CGX2 respecto del valor original con un paso de ± 0.5 m hasta un valor ± 1 m del original obtenemos la siguiente gráfica:

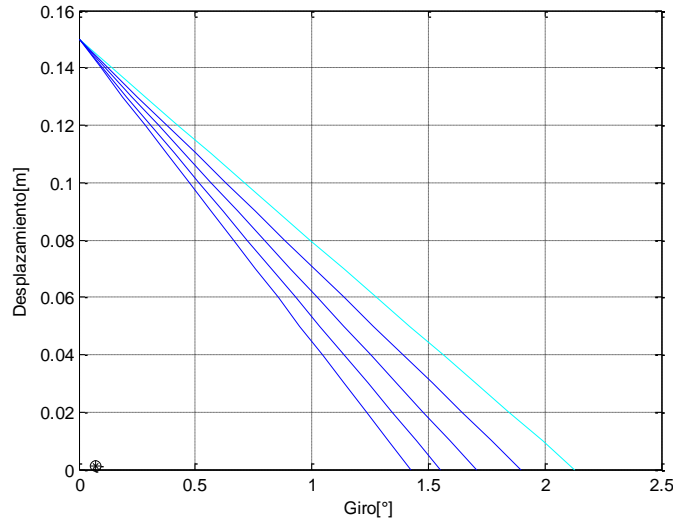


Figura 3. Efecto de la variación del CGX2

Para el caso del CGX2, observando la Figura 3, nos podemos dar cuenta que a medida que el CG se va más hacia la nariz, nuestra región se vuelve menos abarcadora, dejando menos margen de distancia. El punto negro representa los valores de giro y desplazamiento para el caso ideal de separación. Si analizamos la influencia de las masas m_1 y m_2 , y los momentos de inercia J_1 y J_2 , obtenemos el siguiente gráfico comparativo:

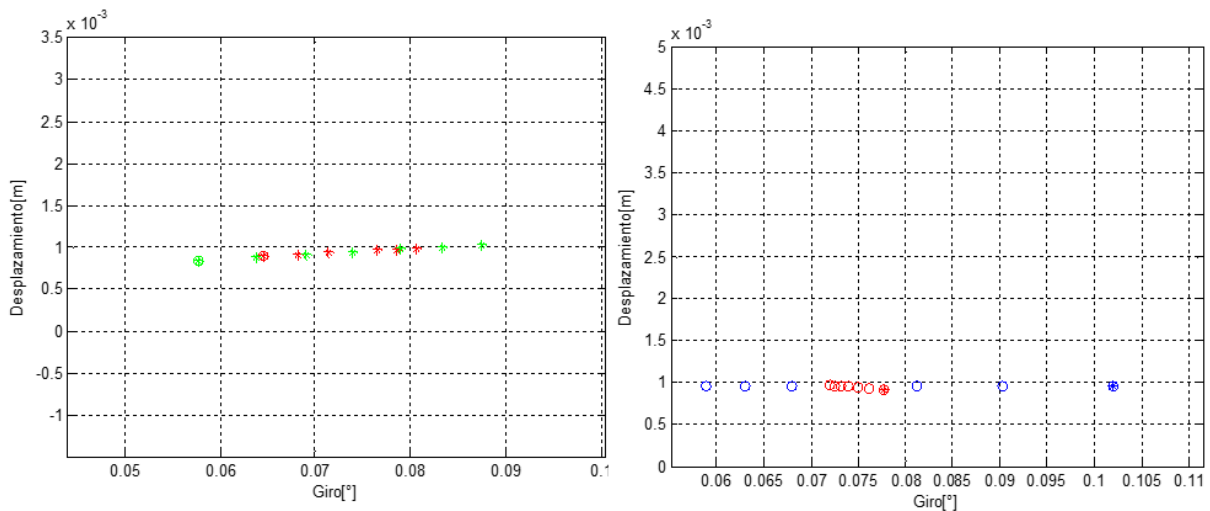


Figura 4. Efecto de la variación de m_1 y m_2 (izquierda) y J_1 y J_2 (derecha)

Para realizar la comparación se hizo variar cada parámetro desde un 70% del valor ideal hasta el 130% con un paso de 10%. Cada punto representa un desplazamiento y giro relativo para cada condición. Se observa que los puntos se mantienen muy horizontales, demostrando una influencia preponderante sobre el giro relativo para ambos casos. Para el caso de la masa, la influencia es mayor cuando varía la masa m_2 (puntos verdes) y para el caso de los momentos de inercia, la influencia es mucho mayor cuando cambia el J_2 (puntos azules). Para el caso de la masa, como la de la segunda etapa es menor que la de la primera, la brecha entre el punto para un 70% y un 130% se amplía debido a que dicha etapa tiene menor inercia que la primera y por lo tanto pequeños cambios en su masa afectan en mayor medida su movimiento. Analizando los momentos de inercia, se llega a la misma conclusión, pero se observa que variar el J_2 tiene mayor influencia que variar m_2 , debido a que tiene efectos directos sobre la rotación de la segunda etapa, y como mencionamos anteriormente, la mayor influencia se encuentra en el giro y no tanto así en el desplazamiento.

Para analizar la influencia del CGy1 y el CGy2, se hace variar la posición ideal del CGy con un paso de 5 mm hasta un valor final de 30 mm en el sentido menos favorable. Los resultados se encuentran en la siguiente figura:

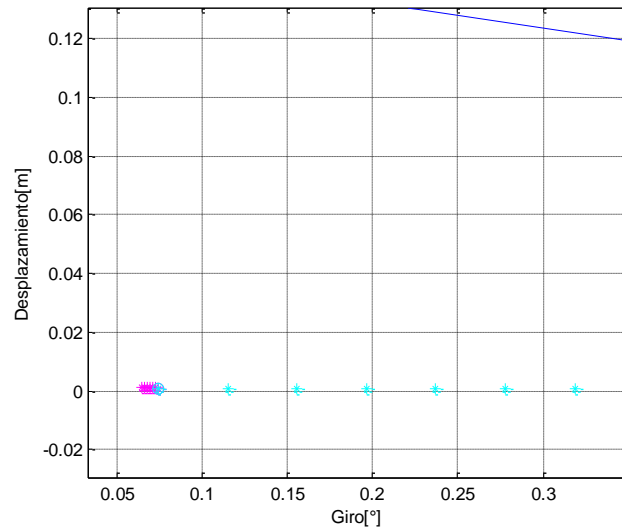


Figura 5. Efecto de la variación de CGy2 (celeste) y CGy1 (lila)

El efecto directo de una variación de CGy es la aparición de un momento de cabeceo sobre la etapa que tiene la desalineación. De esta manera observamos que variaciones de CGy sobre la primera etapa son prácticamente despreciables respecto de variaciones sobre la segunda. Esto debido a la relación de momentos de inercia de cada etapa, sabiendo que la segunda etapa tiene mucha menor inercia, una mayor desalineación produce un mayor giro relativo.

Usando la misma metodología se pueden hacer análisis de variaciones de fuerzas en y, que lógicamente traerán aparejados efectos importantes sobre el desplazamiento, y análisis de momentos, cuyo efecto estará aplicado netamente sobre el giro relativo.

Si existen desalineaciones en el ensamblaje de los actuadores, estas deben ser mínimas principalmente en la inclinación de los mismos, ya que dicha inclinación genera directamente un momento, una fuerza en el eje y que favorece el desplazamiento relativo, y un momento debido a que esta fuerza está aplicada a una distancia determinada, respecto del centro de gravedad de las etapas. En la siguiente figura se observa para una desalineación de 2 mm en 300 y una fuerza de aproximadamente 1200 Kgf, los valores de Fy y momentos, en N y Nm:

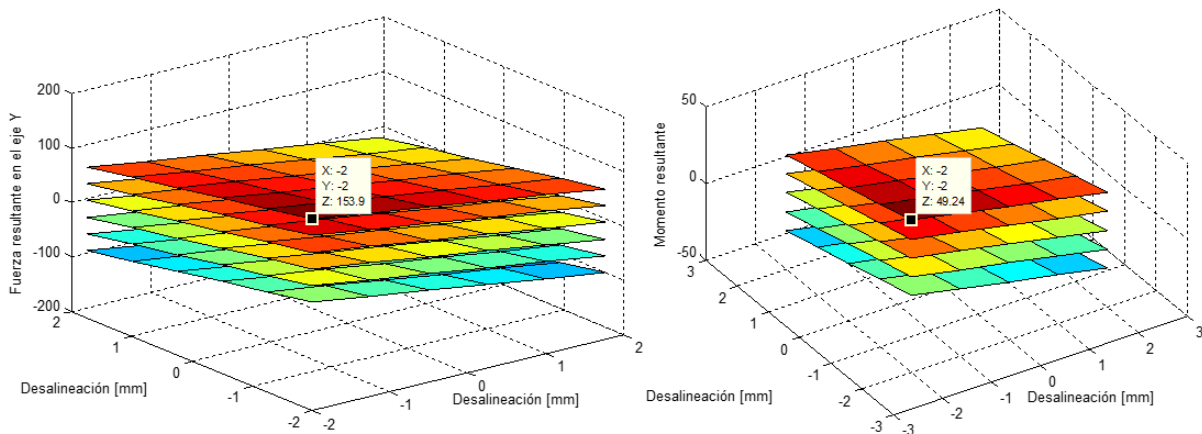


Figura 6. Efecto de la desalineación de los actuadores

Los ejes horizontales representan las desalineaciones de dos de los tres actuadores y cada superficie es aquella para distintas desalineaciones del actuador restante, desde -2 hasta 2 mm. El punto marcado corresponde a la peor combinación de estas desalineaciones.

INFLUENCIA DE LA CANTIDAD Y DIMENSIONES DE LOS ACTUADORES

Otra cuestión importante radica en la cantidad de actuadores y la longitud de aplicación de la fuerza, también si esta es constante o variable. Para este estudio se consideran fuerzas constantes.

Si queremos asegurarnos que ante la falla total de un actuador, la misión pueda continuar, tendremos que instalar una cierta cantidad suficiente de actuadores. En la siguiente figura se observa el caso en el que se utilizan 4 actuadores, de los cuales falla uno de ellos y cuando son 5 y ocurre la misma falla:

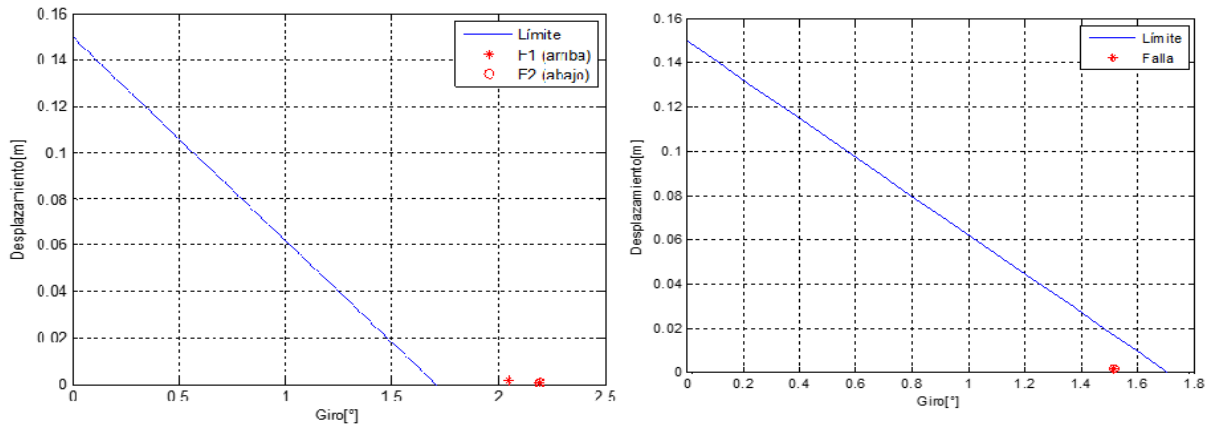


Figura 7. Falla de un actuador de 4 (izquierda) y de 5 (derecha)

Como vemos, el mínimo número de actuadores que garantiza una separación segura y sin colisión, para este caso es de 5 elementos, ya que el punto rojo se encuentra dentro de la zona segura.

La longitud de aplicación de la fuerza trae aparejadas influencias sobre las aceleraciones necesarias para obtener una igual velocidad relativa de separación final. A medida que se reduce la longitud de actuación la fuerza necesaria deberá ser mayor si queremos mantener la misma velocidad relativa final. Un efecto asociado a esta reducción de la longitud son las G's que aparecen en la segunda etapa del vehículo durante el tiempo de aplicación de la fuerza de separación. En la siguiente figura se observa esta variación. Esa gráfica surge de considerar la siguiente ecuación:

$$G = \frac{1}{g'} \sqrt{\left(\frac{v_f - v_0}{t_0} \cos \theta\right)^2 + \left(\frac{v_f - v_0}{t_0} \sin \theta - g'\right)^2} \quad (7)$$

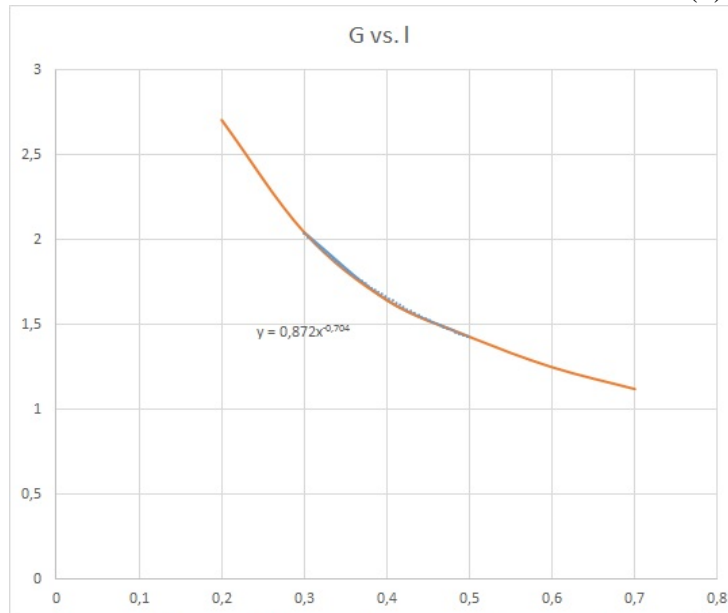


Figura 8. G's vs. Longitud del actuador

Cabe aclarar que un valor elevado de G puede ser dañino para algunos componentes electrónicos.

CONCLUSIONES

A la hora de diseñar el sistema de separación, es menester realizar un análisis de todas las variables que influyen en la dinámica de separación. Como se observó, algunas de estas tienen efectos opuestos, por lo que se deberá tomar decisiones de compromiso para elegir el mecanismo que mejor se adapte a nuestra misión.