

ANÁLISIS DE LA DINÁMICA DE SEPARACION EXOATMOSFERICA Y PARAMETROS INFLUYENTES EN VEHÍCULOS ESPACIALES MULTIETAPA

Pablo L. Ringegni, Fabián Casallas Rodriguez
ringegni@ing.unlp.edu.ar,
Facultad de Ingeniería – UNLP
UID GEMA – Departamento de Aeronáutica
Calle 116 entre 47 y 48. Tel 0221 4244851 int 404
La Plata (1900). Buenos Aires. Argentina

RESUMEN

El presente documento se enfoca en el análisis de la dinámica de los parámetros influyentes en separación exoatmosférica de vehículos lanzadores espaciales multietapa, para una configuración del sistema de separación establecida, con el objeto de asegurar que esta no comprometa el éxito de la misión del lanzador. Idealmente al producirse la separación de etapas de un vehículo lanzador, esta tendría una dirección perfectamente longitudinal a lo largo de su eje sin ningún cambio de giro debido a que las fuerzas de separación serían solo en este sentido. Sin embargo en la realidad al existir fuerzas externas al lanzador, variaciones de los parámetros de inercia o desalineaciones propias del sistema de separación, entre otros, sobre las etapas se imprimen diferentes momentos que generan aceleraciones angulares, produciendo como consecuencia el giro relativo entre estas. Ante esta situación es que se identifican los distintos parámetros que intervienen en el evento y se asumen posibles rangos de variaciones, para luego realizar simulaciones e identificar el comportamiento de cada parámetro y poder establecer las condiciones del caso más adverso. Por otra parte se determinan las velocidades y aceleraciones angulares que se generan durante el evento de la separación y que tendrán que ser tenidas en cuenta por el sistema de control del vehículo.

Se trabaja con las ecuaciones cardinales de la dinámica para cada etapa del vehículo, considerándolas como cuerpos rígidos, cada una con seis grados de libertad y sin presencia de fuerzas aerodinámicas. Se desarrollan las mencionadas ecuaciones y se obtiene un sistema de ecuaciones diferenciales donde se despejan las variables que se consideran más relevantes para el estudio y se integran con el método numérico de Runge Kutta de 4to y 5to orden.

Se obtienen los parámetros más influyentes del vehículo en el evento de separación, para el caso más crítico, es decir, cuando la combinación de estos generan los efectos menos convenientes sobre la dinámica de separación de las etapas del lanzador. Se obtiene la evaluación de la posibilidad de choque entre las etapas y la distancia final entre la tobera de la segunda etapa y la primera etapa. Finalmente se realiza la comparación, para una configuración determinada del vehículo, entre el caso nominal y el caso con la combinación de las máximas variaciones posibles de los parámetros críticos considerados.

1.- INTRODUCCION

En la actualidad, cada nación con el objeto de conseguir desarrollo en ciencia y tecnología, busca lograr colocar distintos satélites en órbitas para el desarrollo en las comunicaciones, servicio meteorológico, diferente información acerca del medio ambiente, espacio, observación, estudios científicos, entre otros. Para lograr esto, se emplea un lanzador espacial que será el

encargado de transportar al satélite desde la tierra hasta el espacio, para ubicarlo en la órbita correspondiente, dependiendo de la misión.

Las distintas fases de vuelo del lanzador espacial, durante la trayectoria desde la tierra hasta el espacio, resultan todas muy importantes y cruciales para lograr la misión con éxito. A lo largo de la historia de los lanzadores, se han presentado distintos tipos de fallas relacionadas a

los diferentes sistemas que posee el lanzador. En el 2015 se realizaron aproximadamente 86 lanzamientos de los cuales 5 tuvieron algún tipo de falla, con lo cual resulta importante el desarrollo en el análisis y estudio de las fallas que puede presentar un lanzador dado la relevancia que implican las misiones espaciales. Este documento se enfoca en el estudio del sistema de separación de etapas de un vehículo lanzador, sobre el cual se tiene como referencias fallas importantes como las del Pegasus (1991), el Delta-2(1995) y algunas otras relacionadas de alguna manera con el diseño o montaje del sistema de separación.

El sistema de separación tiene como objetivo generar una aceleración relativa entre las etapas a separar de la manera mejor posible sin generar fuerzas ni momentos considerables sobre las etapas que puedan llegar a generar daños estructurales o alterar la trayectoria de manera tal que se aparte del rango para el cual el control fue diseñado. El sistema de separación que se adopta se compone de dos subsistemas, un subsistema de impulso y un subsistema de retención-liberación. El primero tiene la función de generar la aceleración relativa entre las etapas para lograr una distancia apropiada en un tiempo establecido, y el segundo se encarga de mantener las etapas unidas durante la primera fase de vuelo y desacoplarlas en un momento previo a la actuación del subsistema de impulso.

El estudio se enfocara en las variaciones que pueden adoptar los parámetros inherentes tanto a las etapas como al sistema de separación propiamente dicho y a los problemas que pueden llegar a ocurrir. Se consideran los distintos efectos que pueden estar asociados a ambos subsistemas tales como corrimientos de C_g 's, variación de momentos y productos de inercia, desalineaciones posibles, destiempo en la actuación y los momentos generados como consecuencia de esto. Los problemas que se podrían desencadenar a causa de la variación de estos parámetros y que se estudian son los siguientes:

- Choque entre los puntos críticos de la tobera de la primera etapa con la segunda etapa.

- Excesivas velocidades o aceleraciones angulares posteriores a la separación.
- Fuerza insuficiente para lograr una distancia de separación adecuada.

Como caso particular de estudio se asume un vehículo espacial de dos etapas, con determinadas propiedades másicas (Masa, CG y MOI), un subsistema de impulso constituido por 3 actuadores a 120° sobre el perímetro lanzador, y un subsistema de retención-liberación de 3 puntos de retención ubicadas también a 120° sobre el perímetro del lanzador y desfasadas 60° respecto a los actuadores

Para observar el efecto que tiene la variación de cada parámetro considerado en la dinámica de la separación se realizan simulaciones dentro de un rango de variación propuesto para cada parámetro y se observan los efectos posteriores al evento de separación, tales como las aceleraciones angulares, la distancia relativa alcanzada entre sus C_g 's y el despeje entre los puntos posibles de colisión de las etapas. En base a esto se seleccionan las variaciones que generen las condiciones más adversas y se realiza una nueva simulación, para observar el impacto en el evento de separación y en consecuencia actuar para no comprometer el éxito de la misión.

2.- METODOLOGIA

Se plantean las ecuaciones cardinales de la dinámica para cada etapa considerándolas como cuerpos rígidos, cada una 6 grados de libertad, estos son: desplazamiento y giro alrededor de los tres ejes (x , y , z), considerando un sistema de coordenadas cartesianas. Se suponen fuerzas de separación de interetapas por medio de los tres actuadores ubicados a 120° sobre el perímetro de la sección del lanzador.

Para la resolución de las ecuaciones se emplea una terna móvil ubicada en el C_g de la primera etapa y una terna móvil en el C_g de la segunda etapa únicamente para la referencia de la actitud que posee esta y se consideran momentos positivos en sentido anti horario alrededor de cada eje. En la figura 1 se muestra el modelo de trabajo:

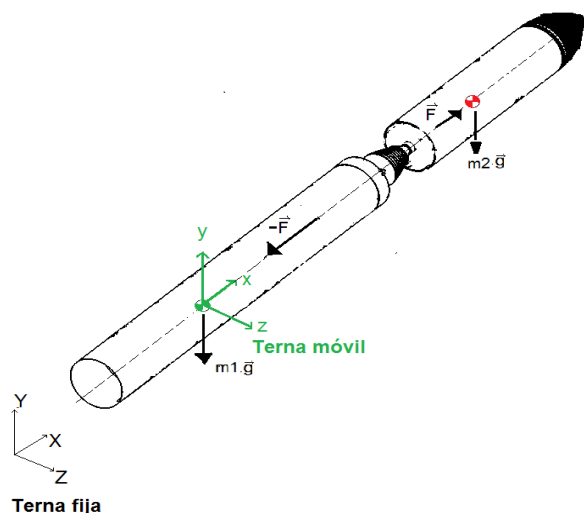


Figura 1. Sistema coordinado y terna móvil

Se utilizan las siguientes expresiones generales de las ecuaciones de la dinámica para cuerpos rígidos. (1)

1º Ecuación aplicada a la primera etapa

$$\sum \vec{F} = \vec{Q}_1 + \vec{\omega}_{TM} \times \vec{Q}_1 \quad (1)$$

2º Ecuación aplicada a la primera etapa

$$\sum \vec{M}_{G1} = \vec{K}_{G1} + \vec{\omega}_{TM} \times \vec{K}_{G1} \quad (2)$$

1º Ecuación aplicada a la segunda etapa

$$\sum \vec{F} = \vec{Q}_2 + \vec{\omega}_{TM} \times \vec{Q}_2 \quad (3)$$

2º Ecuación aplicada a la segunda etapa

$$\sum \vec{M}_{G2} = \vec{K}_{G2} + \vec{\omega}_{TM} \times \vec{K}_{G2} \quad (4)$$

Se desarrollan las ecuaciones anteriores y se despejan las variables que son relevantes para el estudio, llegando a un sistema de ecuaciones diferenciales. Posteriormente se agregan 9 variables que son de interés conocer, los cuales son: los ángulos de rolido, cabeceo y guiñada correspondientes a cada etapa ($\alpha_{1,2}$, $\theta_{1,2}$, $\gamma_{1,2}$) y el desplazamiento relativo entre los Cg's de ambas etapas en los ejes x, y, z (X_{rel} , Y_{rel} , Z_{rel}).

Se adoptan los siguientes valores como parámetros nominales de la configuración del vehículo en el momento de la separación.

Tabla 1. Parámetros nominales adoptados para un vehículo generico

Parámetros	Valores
Fuerza de separación [N]	40000
Diametro lanzador [mm]	1500
Diametro tobera [mm]	1000
m1 [Kg]	6000
m2 [Kg]	2000
Cgx1 [mm]	6000
Cgy1 [mm]	10
Cgz1 [mm]	10
Cgx2 [mm]	2000
Cgy2 [mm]	-10
Cgz2 [mm]	10

m1: Masa de la etapa 1

m2: Masa de la etapa 2

Cgn i: Centro de gravedad en ejes X,Y y Z correspondiente a cada etapa ("n" es el eje e "i" la etapa)

Tabla 2. Momentos de inercia

Jx1	3200
Jy1	89000
Jz1	90000
Jxy1	-2800
Jxz1	-2800
Jyz1	-100
Jx2	830
Jy2	8000
Jz2	8000
Jxy2	-10
Jxz2	-10
Jyz2	10

*Unidades en Kg*m²

El sistema de ecuaciones diferenciales es el siguiente:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} v_{1x} \\ v_{1y} \\ v_{1z} \\ v_{2x} \\ v_{2y} \\ v_{2z} \\ \theta_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ \theta_2 \\ \dot{\theta}_2 \\ \alpha_1 \\ \dot{\alpha}_1 \\ \alpha_2 \\ \dot{\alpha}_2 \\ Y_1 \\ \dot{Y}_1 \\ Y_2 \\ \dot{Y}_2 \\ X_{rel} \\ Y_{rel} \\ Z_{rel} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\theta}_1 v_{1x} - \dot{Y}_1 v_{1z} - F_x/m_1 - g' \sin \theta_1 \\ -\dot{\theta}_1 v_{1z} + \dot{\alpha}_1 v_{1x} - F_y/m_1 - g' \cos \theta_1 \\ \dot{Y}_1 v_{1x} - \dot{\alpha}_1 v_{1y} - F_z/m_1 \\ \dot{\theta}_1 v_{2y} - \dot{Y}_1 v_{2z} + F_x/m_1 - g' \sin \theta_1 \\ -\dot{\theta}_1 v_{2z} + \dot{\alpha}_1 v_{2x} + F_y/m_1 - g' \cos \theta_1 \\ \dot{Y}_1 v_{2x} - \dot{\alpha}_1 v_{2y} + F_z/m_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ (Mx_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11}) + My_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11}) + Mz_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + \dot{\theta}_1(A_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11}) + B_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11})) + \dot{\alpha}_1(-B_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + C_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11})) + \dot{Y}_1(A_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + C_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11}))) / (J_{xy}l_{z11} + J_{xx}l_{y11} + J_{yy}l_{x11} - 2J_{xy}l_{x11}l_{y11} - J_{xx}l_{yy}l_{z11})) \\ \dot{\theta}_2 \\ (Mx_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22}) + My_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22}) + Mz_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + \dot{\theta}_2(A_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22}) + B_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22})) + \dot{\alpha}_2(-B_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + C_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22})) + \dot{Y}_2(A_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + C_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22}))) / (J_{xy}l_{z22} + J_{xx}l_{y22} + J_{yy}l_{x22} - 2J_{xy}l_{x22}l_{y22} - J_{xx}l_{yy}l_{z22})) \\ \dot{\alpha}_1 \\ (Mx_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11}) + My_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11}) + Mz_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) - \dot{\theta}_1(A_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11}) - B_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11})) + \dot{\alpha}_1(B_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + C_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11})) + \dot{Y}_1(A_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) - C_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11}))) / (J_{xy}l_{z11} + J_{xx}l_{y11} + J_{yy}l_{x11} - 2J_{xy}l_{x11}l_{y11} - J_{xx}l_{yy}l_{z11})) \\ \dot{\alpha}_2 \\ (Mx_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22}) + My_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22}) + Mz_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) - \dot{\theta}_2(A_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22}) - B_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22})) + \dot{\alpha}_2(B_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + C_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22})) + \dot{Y}_2(A_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) - C_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22}))) / (J_{xy}l_{z22} + J_{xx}l_{y22} + J_{yy}l_{x22} - 2J_{xy}l_{x22}l_{y22} - J_{xx}l_{yy}l_{z22})) \\ \dot{Y}_1 \\ (Mx_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + My_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + Mz_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11}) - \dot{\theta}_1(A_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) - B_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11})) + \dot{\alpha}_1(B_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) + C_1(J_{xx}l_{y11} - J_{xy}l_{x11})) + \dot{Y}_1(A_1(J_{xy}l_{z11} - J_{xx}l_{y11}) - C_1(J_{yy}l_{x11} - J_{xy}l_{y11}))) / (J_{xy}l_{z11} + J_{xx}l_{y11} + J_{yy}l_{x11} - 2J_{xy}l_{x11}l_{y11} - J_{xx}l_{yy}l_{z11})) \\ \dot{Y}_2 \\ (Mx_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + My_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + Mz_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22}) - \dot{\theta}_2(A_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) - B_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22})) + \dot{\alpha}_2(B_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) + C_2(J_{xx}l_{y22} - J_{xy}l_{x22})) + \dot{Y}_2(A_2(J_{xy}l_{z22} - J_{xx}l_{y22}) - C_2(J_{yy}l_{x22} - J_{xy}l_{y22}))) / (J_{xy}l_{z22} + J_{xx}l_{y22} + J_{yy}l_{x22} - 2J_{xy}l_{x22}l_{y22} - J_{xx}l_{yy}l_{z22})) \\ v_{2x} - v_{1x} \\ v_{2y} - v_{1y} \\ v_{2z} - v_{1z} \end{pmatrix}$$

- $\alpha_{1,2}$: Angulo de rolido
- $\theta_{1,2}$: Angulo de cabeceo
- $Y_{1,2}$: Angulo de guiñada
- $\dot{\alpha}_{1,2}$: Velocidad ang. de rolido
- $\dot{Y}_{1,2}$: Velocidad ang. de guiñada
- $\dot{\theta}_{1,2}$: Velocidad ang. de cabeceo
- $V_{1,2}$: Velocidad
- $m_{1,2}$: masa
- $J_{ii 1,2}$: Momentos de inercia
- $F_{i,1,2}$: Fuerza de separacion
- $M_{i,1,2}$: Momento

$A_{1,2} B_{1,2} C_{1,2}$: Componentes del momento angular

Para resolver el sistema de ecuaciones diferenciales se utiliza el método numérico de Runke-kutta de 4to y 5to orden por medio del software Matlab.

La simulación consiste en integrar el sistema de ecuaciones diferenciales, posteriormente una vez que se cambie el valor de algún parámetro, se repite la integración para obtener los resultados de la variación de dicho parámetro. El tiempo de simulación para el desarrollo de las variables, depende exclusivamente de la misión y configuración del lanzador por lo que en este caso para mostrar como ejemplo se toma un tiempo de 4 segundos aproximadamente, también el tiempo en el cual actúan las fuerzas de separación depende de la configuración del lanzador, tomándose un tiempo para el cual se logra una velocidad relativa entre etapas de 4m/s.

Se considera una separación exoatmosférica por lo que se desprecian los efectos aerodinámicos.

En el estudio se consideraron las variaciones de los siguientes parámetros que tienen influencia en el evento de separación:

- Momentos y productos de inercia
- Masas de las etapas
- Ubicación de los Cg's
- Destiempo en la actuación del sistema de desacople de etapas
- Desalineaciones de los actuadores del sistema de separación

No se considera la variación en la estimación de las masas ya que esta no influye considerablemente a los resultados finales. Se consideran solo las desalineaciones de tipo angulares en el radio de los actuadores del sistema de separación, esto debido a que genera fuerzas transversales al lanzador produciendo momentos que producen aceleraciones angulares, y como consecuencia el aumento del giro relativo entre estas. Esto hace que se aumente la probabilidad fallas en el momento de separación como por ejemplo el choque entre la tobera de la segunda etapa y la primera etapa

Se realizan distintas simulaciones para cada parámetro considerado y analizado como influyen, variando sus valores nominales en un rango preestablecido.

3.- DESARROLLO

Estudio de Parámetros

Realizando las simulaciones de la variación de los distintos parámetros, siguiendo lo descrito en la metodología, se obtienen las gráficas correspondientes. En figura 2 y figura 3 el eje horizontal se refiere al giro relativo entre las etapas que tiene en cuenta la composición del efecto de cabeceo y de guiñada. El eje vertical representa el desplazamiento transversal entre las etapas que considera el desplazamiento total compuesto entre “y” y en “z”. Se asume como rango de variación de los parámetros desde un 70% hasta un 130% del valor nominal con un paso de 10%, lo cual permite evidenciar mejor el comportamiento sobre la separación.

En la figura 2 se observa que el efecto que tienen las variaciones en los momentos de inercia es principalmente sobre el giro relativo mientras que el desplazamiento cambia muy poco, el momento de inercia más influyente resulta ser el de la segunda etapa en el eje z (Jz2), esto se debe a que el giro relativo que más contribuye es el de cabeceo, y este depende inversamente proporcional al Jz2, por lo cual al ser menor, el giro de la segunda etapa aumenta, como consecuencia generando un mayor giro relativo entre las etapas.

En la Figura 3 se tiene también que el parámetro más influyente es el corrimiento de la posición en el eje y de la segunda etapa (Cgy2), esto a causa de que cuando este se aleja del eje longitudinal, genera que la fuerza de separación por la distancia que este se aleja produzca un momento de cabeceo, con lo cual aumenta el giro de cabeceo.

Entre las dos figuras se puede ver que el corrimiento del Cgy2 produce un aumento de giro mayor que el Jz2.

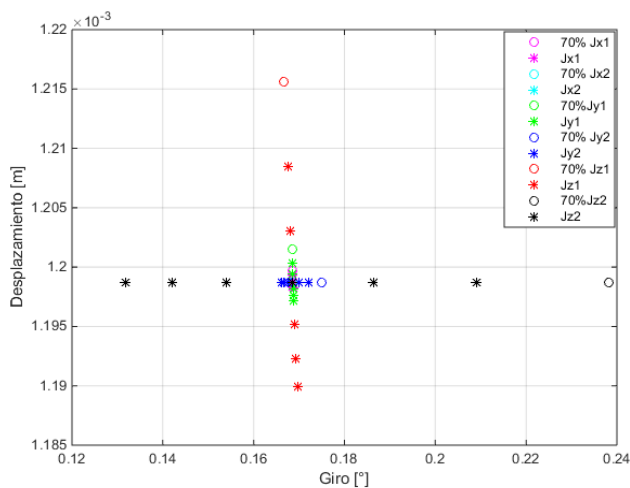


Figura 2. Influencia de los momentos y productos de inercia

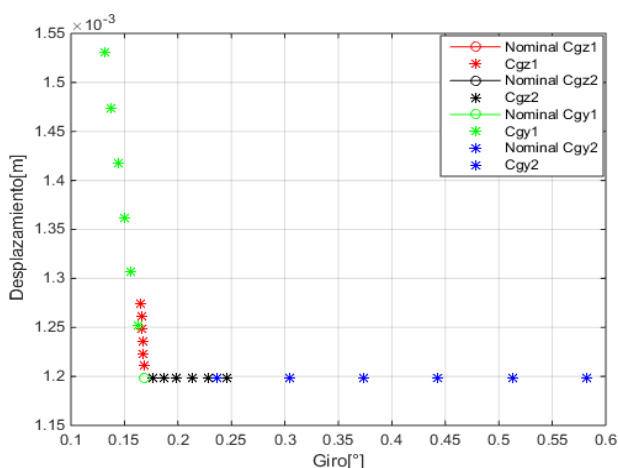


Figura 3. Influencia de la posición del CG.
Ilustración 1.

Otro parámetro también muy importante es el tiempo de sincronización de los puntos de retención en el desacople, es decir, que el instante de desacople de las etapas sea el mismo en todos los puntos de retención, sin embargo esto no necesariamente ocurre por lo cual existe un destiempo entre estos en el desacople. Para una configuración dada se realizó una simulación proponiendo un tiempo de retraso en el desacople de uno de los puntos de 0 a 20 ms. Se toma el caso de que se retrasa el punto de retención más alejado del CG ya que se genera una fuerza reactiva debido al efecto de los actuadores y al no poder liberarse, esa fuerza por la distancia al Cg genera un momento de una magnitud relevante, lo cual a su vez genera un aumento de giro reduciendo el despeje entre la tobera y la primera etapa, tal como se observa en la figura 4. En la

siguiente figura se observa los resultados de la simulación, y muestra que para un tiempo de 20 ms solo queda una distancia de 1.77 cm entre la tobera y la primera etapa. La línea azul representa la distancia inicial que hay entre la tobera y la primera etapa, considerando un margen de 10 cm, resultando 15 cm.

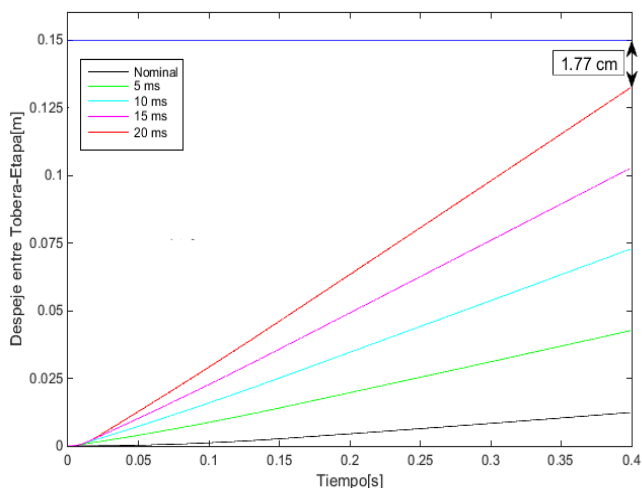


Figura 4. Influencia del destiempo del subsistema de retención-liberación

Si existiera una fuerza transversal aunque sea de pequeña magnitud puede generar momentos importantes y ser decisiva en el momento de los despejes de los puntos críticos. Para esto se estudian posibles desalineaciones de los actuadores del subsistema de impulso lo cual hará que la fuerza de separación ya no sea más longitudinal, sino que se generen componentes transversales al vehículo. La desalineación que produce fuerzas transversales en los ejes y y z es la del tipo angular, con lo cual para el análisis se considera una desalineación máxima de 3 mm en 300.

En la *figura 5* se observa que la fuerza transversal máxima en y se tiene con una desalineación de un actuador de 3 mm en 300 hacia afuera del lanzador y para los otros dos con el mismo valor pero hacia adentro del lanzador y esta fuerza es igual a 266.7 N. En la *figura 6* se tiene con una desalineación de un pistón de 3 mm y otro de -3 mm una fuerza transversal en el eje z de 226.3 N.

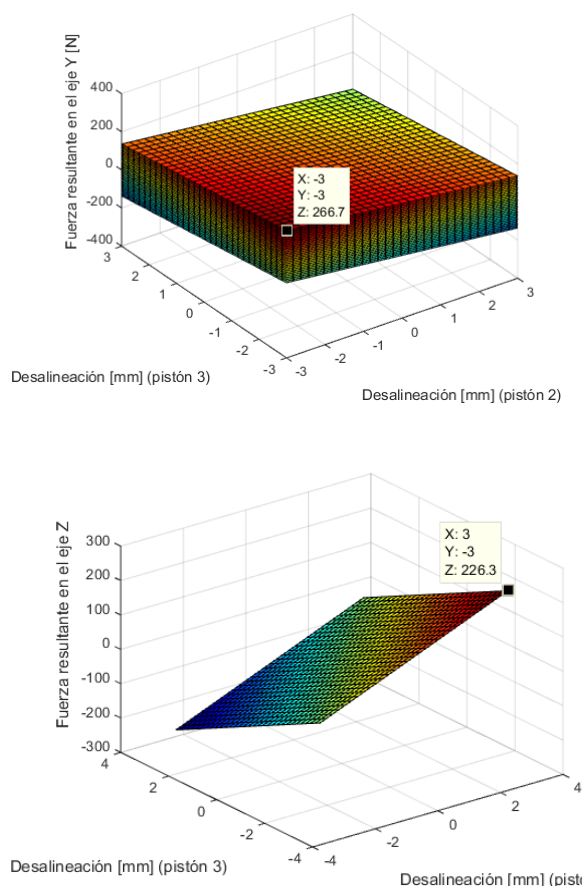


Figura 5. Fuerza y y z debido a la desalineación de los actuadores

Caso más adverso

Con todos los parámetros para el diseño de un sistema de separación, teniendo en cuenta cuales de estos son los más influyentes, se toma el caso más adverso posible el cual varía según la configuración específica del lanzador, este caso se propone para asegurar que aún bajo estas condiciones la separación se va a mantener segura. Se toma como condiciones más adversas la peor desalineación angular de los actuadores, un tiempo de retraso de los puntos de retención en el desacople de 10 ms, una reducción del momento de inercia del 5% y un corrimiento del Cgy de aproximadamente de 10 mm.

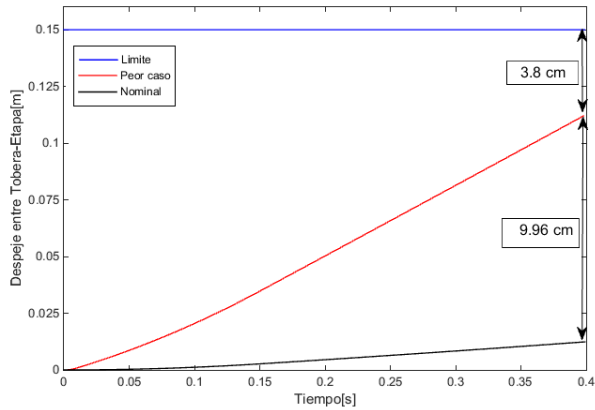


Figura 6. Desplazamiento entre tobera-etapa. Caso más adverso

De igual manera es de interés conocer la evolución de las aceleraciones y velocidades angulares durante el evento de separación para alimentar el diseño del sistema de control de la trayectoria del lanzador luego de la separación.

Velocidades angulares

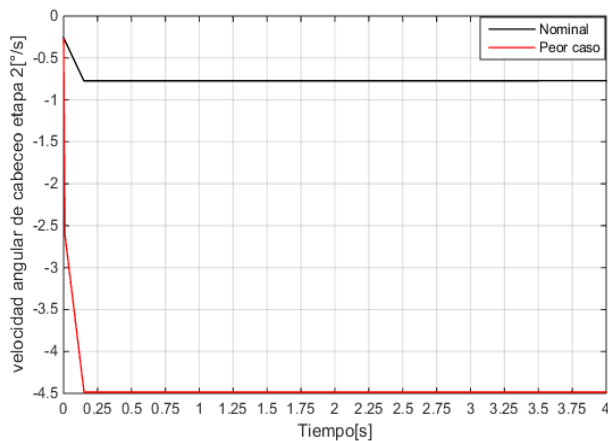


Figura 7. Velocidad angular de cabeceo etapa 2.

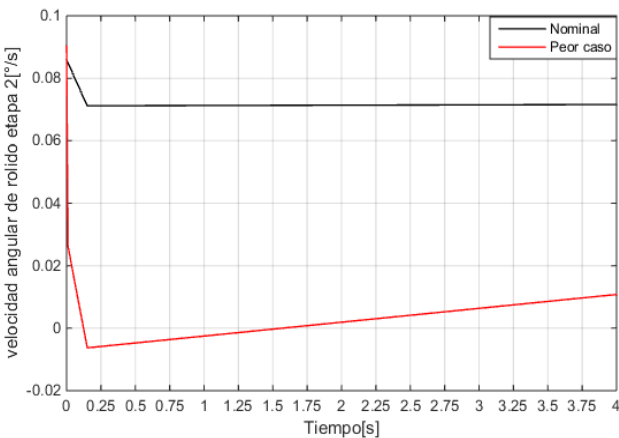


Figura 8. Velocidad angular de rolido etapa 2

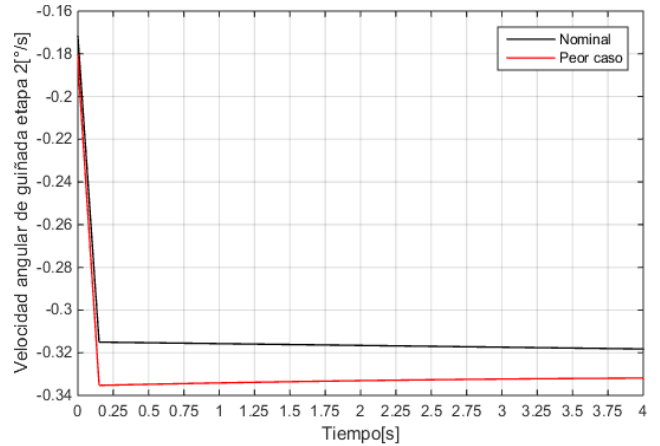


Figura 9. Velocidad angular de guiñada etapa 2

Aceleraciones angulares

En las gráficas siguientes se pueden observar las aceleraciones angulares donde la que tiene mayor magnitud es la aceleración de cabeceo, mientras que la de rolido y guiñada tienen dos órdenes de magnitud menor. También se observa que la mayor aceleración angular se da aproximadamente hasta los 0.001 segundos en el “peor caso”, el cual, es el tiempo en que se retrasa el sistema de desacople. Luego la aceleración disminuye quedando solamente la aceleración generada por los actuadores y los efectos de las distintas desalineaciones. Finalmente a los 0.15 segundos aproximadamente, se aprecia la finalización del recorrido de los actuadores y un estado de aceleración angular nula.

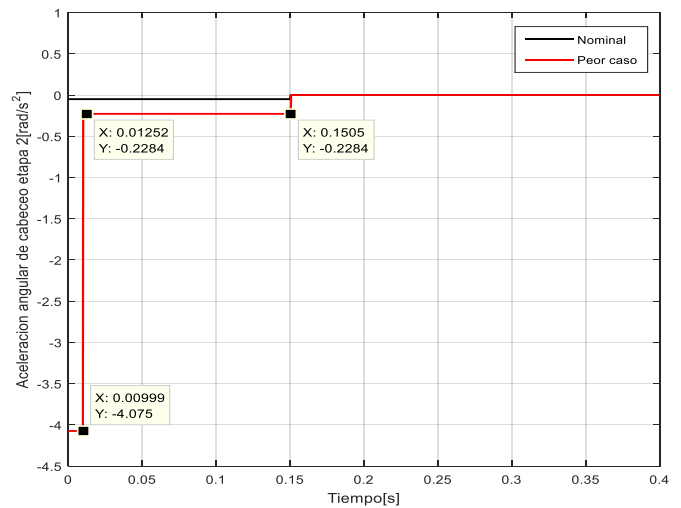


Figura 10. Aceleración angular de cabeceo etapa 2

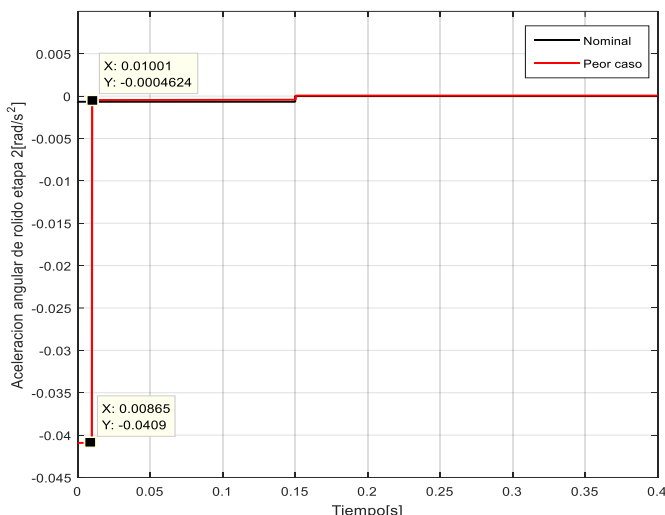


Figura 11. Aceleración angular de rolido etapa 2

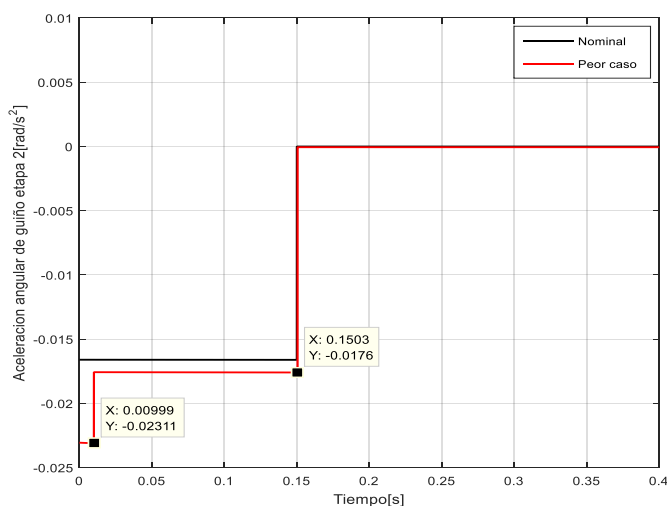


Figura 12. Aceleración angular de guiñada etapa 2

CONCLUSIONES

En el evento de separación de etapas de un vehículo lanzador, en la evaluación de parámetros considerados como influyentes (momentos de inercia, posición del CG, destiempo de los puntos de retención, desalineaciones angulares de los actuadores) se puede concluir lo que se detalla a continuación bajo los resultados obtenidos para la configuración particular adoptada.

En lo que respecta a los parámetros de masa propios del vehículo lanzador, el momento de inercia que más influye en el giro relativo de las etapas es el momento de inercia principal de la segunda etapa en el eje Z (J_z2), pudiéndose observar una variación del ángulo de giro de aproximadamente 2° por cada 10% de variación.

Respecto a la posición del CG, la posición en el eje Z de la segunda etapa es el más influyente, generando un cambio de giro relativo de aproximadamente 0.07° por cada 10% de variación.

En los parámetros propios del sistema de separación, el parámetro más influyente es el destiempo entre los puntos de retención, debido a que por cada 5 milisegundos de retraso se reduce 2.5 cm de distancia de los 15 cm totales entre la tobera de la segunda etapa con el diámetro exterior de la segunda etapa. El efecto anterior también se puede concluir en base a las aceleraciones resultantes, ya que se tienen valores máximos hasta el tiempo de retraso de los puntos de retención.

Finalmente a partir de este estudio, se pueden obtener los parámetros en los cuales se debe prestar más atención en el momento del diseño preliminar para un vehículo lanzador con configuración similar a la tomada, con el objetivo de minimizar los riesgos y evitar comprometer el éxito de la misión.

REFERENCIAS

- [1] NASA (1970). **Flight separation mechanisms**
- [2] SPACEX (2009). **Falcon 9 Launch Vehicle**
- [3] GANGA SHANKAR, CHAUCHAN RUPESH, GARIMELL YOGANAND (2013). **Simulation Based Conceptual Design of Separation Mechanism.**