

Aproximación Final y Aterrizaje Automático sin Potencia para un Avión Espacial

Augusto J. Zumarraga¹ y Bernardo M. Concia²

¹ Centro Tecnológico Aeroespacial, Universidad Nacional de La Plata, Buenos Aires, Argentina

² Departamento de Aeronáutica - Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Buenos Aires, Argentina

Fecha de recepción del manuscrito: 01/02/2019

Fecha de aceptación del manuscrito: 28/05/2019

Fecha de publicación: 15/07/2019

Resumen— A partir del éxito del lanzador *Falcon 9* de la firma *Space X*, y del *Orion* de *Blue Origin*, los sistemas reutilizables de acceso al espacio están recibiendo fuerte atención debido a sus ventajas comerciales respecto de los lanzadores descartables tradicionales. La idea no es nueva, y a la fecha se han considerado dos aproximaciones principales: “cohetes reutilizables” y “fly-back booster” por un lado, y “aviones espaciales” por el otro; cada uno con sus ventajas y desventajas. En relación a los aviones espaciales también se han propuesto diferentes estrategias para la fase de retorno, considerando vuelos propulsados y no propulsados. En este último caso la misión de retorno se separa en al menos tres fases principales: re-entrada (hipersónica), manejo de energía en el área terminal, y aproximación final y aterrizaje. En este trabajo se presenta una estrategia de guiado y control para ejecutar las fases de aproximación final y aterrizaje de forma autónoma para un planeador espacial. En primer término se presenta información de contexto y consideraciones de diseño, y luego se desarrolla la síntesis de los reguladores para las diferentes funciones de control. Finalmente se valida el desarrollo con una simulación de alta fidelidad, considerando el escenario nominal y dos condiciones no nominales: exceso de energía en el punto inicial y ensayo de caía.

Palabras clave— avión espacial, aterrizaje automático, aproximación final, flare, control de trayectoria, control de actitud

Abstract— Since the success of the Falcon project of Space X, and Orion of Blue Origin, reusable space launch systems are getting a strong attention due to their commercial advantage over traditional expendable launch systems. The idea is not new, and two main approaches has been considered so far: “reusable rockets” and “fly-back booster” from one side, and “space planes” on the other; each with its own advantages and disadvantages. Also different strategies were proposed for the return phase, considering powered and unpowered flight. In the last case the return mission can be separated in at least four phases: re-entry (hypersonic), Terminal Area Energy Management (TAEM), and final approach and touch down. In this paper, a guidance and control strategy is presented to execute the final approach and landing phases autonomously for a space plane. In the first place, context information and design considerations are presented, and then the synthesis of the regulators for the different control functions is developed. Finally, the development is validated with a high fidelity simulation, considering the nominal scenario and two non-nominal conditions: excess of energy at the initial point and drop test.

Keywords— space plane, autoland, final approach, flare, trajectory control, attitude control

INTRODUCCIÓN

La idea de los sistemas espaciales reutilizables para la puesta en órbita, ya sea de cargas o de personas, es tan antigua como aquella de utilizar sistemas descartables; aunque es esta última la que ha dominado el desarrollo espacial hasta la fecha.

Pueden identificarse dos conceptos básicos: vehículos VTVL (*vertical take-off vertical landing*), y planeadores es-

paciales propulsados en el despegue por un vehículo auxiliar y posterior aterrizaje horizontal; aunque también se consideran aeronaves SSTO (*single stage to orbit*) de despegue y aterrizaje horizontal como el X-33, pero que hasta el momento no alcanzan la capacidad de vuelo orbital.

En sus inicios desarrollar un sistema reutilizable implicaba costos y riesgos tecnológicos inaceptables. Sin embargo hacia fines de los '60 la NASA decidió financiar el primer programa orientado en dicha dirección, que culminaría en los '80 con la puesta en servicio del *Space Shuttle*. A su vez, hacia mediados de los '70, la URSS iniciaba su propio proyecto de transbordador espacial conocido como *Buran*, que en 1988 realizó con éxito su primer orbital completo de forma completamente autónoma, ejecutando dos órbitas antes del

reingreso y aterrizaje autónomo. Mientras que el Buran fue abandonado durante el colapso de la URSS, el Space Shuttle continuó operando hasta ser retirado luego de 30 años de servicio en 2011.

Pero ya desde los años '60 la URSS trabajaba con cuerpos sustentadores (*lifting bodies*) tales como el SPIRAL 50/50, y luego el BOR-4, que marcó la tendencia posterior en el desarrollo de este tipo de vehículos. La NASA también desarrolló un trabajo experimental extensivo en esta área, con varias aeronaves de la serie X y diferentes cuerpos sustentadores tripulados (M2-F2/3, HL-10, etc.).

En nuestros días, con nuevos recursos tecnológicos, empresas como *Space X* y *Blue Origin* emplean el concepto de VTVL demostrando en los hechos sus beneficios (Nebylov y Nebylov, 2016); mientras que otras como *Sierra Nevada Corporation* continúan con el desarrollo de cuerpos sustentadores, línea que suscita expectativas no sólo a ambos lados del Atlántico (Cámara et al., 2011), sino también en países asiáticos como India.

En este trabajo analizamos los desafíos que presenta el desarrollo de las estrategias de guiado y control para automatizar la fase de aproximación final y aterrizaje de un planeador espacial. Primero presentamos una descripción del perfil de misión y de las características de la aeronave elegida como caso de estudio. Luego proponemos una estrategia de control desde la fase de alineación final y hasta completar el aterrizaje. Finalmente mostramos resultados de simulación para validar la estrategia.

INFORMACIÓN DE CONTEXTO

Perfil de misión para un planeador espacial

Un planeador espacial es impulsado por la primera etapa de un lanzador, y luego de la separación realiza un vuelo auto-propulsado hasta alcanzar la órbita deseada.

En el regreso ejecuta una maniobra de frenado para abandonar el estado orbital e ingresar en el vuelo atmosférico, durante el cual se debe disipar la casi totalidad de la energía cinética y potencial existente luego de la deorbitación antes de alcanzar el punto designado para el aterrizaje, que se realizará en una pista convencional (o en una zona desértica mediante un parapente en el caso del X-38).

El sistema de guiado debe garantizar alcanzar el punto de destino con la velocidad adecuada para el aterrizaje, manteniendo la integridad estructural de la aeronave y su carga útil aun en escenarios no nominales. En el caso de un vehículo tripulado de tipo PLS (*Personnel Launch System*) es necesario mantener los niveles de aceleración por debajo de las tolerancias para una tripulación no necesariamente preparada, e inclusive con personal herido; lo cual implica no superar límites establecidos entre los 3,5 y los 5g (Fumo, 2006).

En la literatura (Cámara et al., 2011; Moore, 1991; Ehlers y Kraemer, 1977) el vuelo se separa en tres fases principales: entrada, TAEM y aterrizaje; identificando los puntos iniciales de cada una de ellas como EI (*entry interface*), TEP (*terminal entry point*) y ALI (*approach and landing interface*), como se esquematiza en la Figura 1.

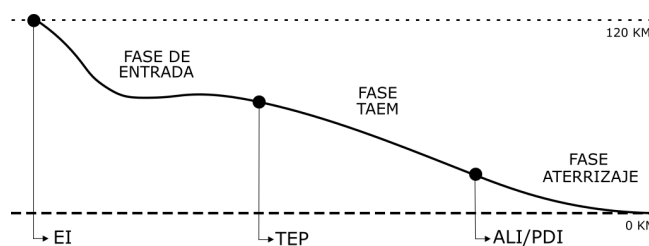


Fig. 1: Fases del vuelo atmosférico para un planeador espacial.

Fase de entrada

El control de vuelo se inicia luego de la maniobra de deorbitación al alcanzar un punto designado como interfaz de entrada (EI). La velocidad es del orden de Mach 25 y la altitud de vuelo es de unos 120km. En la etapa de vuelo hipersónico se realiza la mayor disipación de energía, priorizando el control del flujo de calor, estableciendo una configuración de baja relación L/D a través del control del ángulo de ataque.

Mediante un ajuste del ángulo de rolido se puede proyectar la fuerza de sustentación en una componente vertical, que permite controlar la senda de planeo, y una horizontal, que permite acotar las desviaciones del rumbo. Mediante sucesivas inversiones en el ángulo de rolido se logra mantener el vehículo dentro de un corredor hacia el objetivo (TEP) (Fumo, 2006; Putnam et al., 2013). En el caso del *Space Shuttle*, que es tomado frecuentemente como punto de partida para el desarrollo de estas estrategias de guiado; a medida que se alcanza la altura final designada para TEP el ángulo de ataque pasa de unos 40° a menos de 10° (Moore, 1991).

En el trabajo de Putnam et al. (2013) se propone para el *Dream Chaser* una estrategia de guiado para la fase de entrada en cuatro sub-fases. La re-entrada se inicia con una maniobra de recuperación de actitud (*pull-out phase*) para limitar la velocidad de descenso hasta lograr un ángulo de planeo del orden de $-0,3^\circ$; seguido de una fase de agotamiento de energía (*energy depletion phase*) en vuelo hipersónico en la cual se disipa la mayor parte del exceso energético comandando el ángulo de ataque a valores elevados para mantener el nivel máximo nominal de flujo de calor. Luego se pasa a una fase de descenso y orientación (*downrange targeting phase*) cuyo objetivo es dirigir el vehículo hacia TEP, disminuyendo la velocidad hasta unos 1100 m/s; pasando a una última fase de alineación (*heading alignment phase*) en la cual se disminuye la pendiente de planeo para realizar una transición suave con la fase TAEM.

Fase de manejo de energía en el área terminal

La fase designada como TAEM (*terminal area energy management*) se corresponde a una etapa de vuelo supersónico/subsónico con una relación L/D más elevada en relación a la fase de entrada; y tiene por objetivo alcanzar las condiciones iniciales de velocidad y posición para la aproximación final con la mayor precisión posible.

Mientras que para el HL-20 Putnam et al. (2013) establece como condiciones iniciales (en TEP) una velocidad en el entorno de los 760 m/s y unos 22 km de altitud, para el Space Shuttle la velocidad es del orden de los 460 m/s (Moore, 1991); lo cual se explica por las diferencias de carga alar entre ambos. La fase TAEM termina en la interface de apro-

TABLA 1: PARÁMETROS PARA TEP Y API EN EL CASO DEL HL-20 (CÂMARA ET AL., 2011).

Parámetro	TEP nom.	ALI nom.	ALI tol.
Rango	-40km	-7460m	< ±60m
Error lateral	-65km	0m	< ±100m
Altitud	25 km	2000m	N.A.
Velocidad de vuelo	746,7m/s	152,25m/s	< ±10m/s
Senda de planeo	-2,46°	-19,8°	< ±5°
Rumbo	62°	0°	< ±5°

ximación y aterrizaje (ALI: *approach and landing interface*).

La estrategia de guiado debe ser capaz de manejar diferentes condiciones iniciales en TEP, variaciones atmosféricas; e incluso debe contemplar situaciones no-nominales como la de lanzamiento abortado. A partir de las experiencias del Space Shuttle se procura arribar a la pista de aterrizaje a gran altitud, y eliminar el exceso de energía con un vuelo circular alrededor de un cono de alineación de rumbo (HAC: *heading alignment cone*), a fin de garantizar el alcance a la pista (Cámara et al., 2011).

La fase TAEM se organiza en cuatro sub-fases (Ehlers y Kraemer, 1977):

Fase 0—giro en S Esta sub-fase se utiliza cuando el exceso de energía no puede eliminarse utilizando los frenos aerodinámicos, y consiste en realizar un giro en S apartándose de la tangente al HAC (ver Figura 2), llevando la aeronave a un máximo de presión dinámica dentro de los límites operativos con frenos desplegados; retornando al cono de alineación cuando se ha disipado suficiente energía.

Fase 1—adquisición En esta fase la trayectoria se orienta hacia un punto de tangencia seleccionado para la inserción en el cilindro de alineación de rumbo.

Fase 2—alineación de rumbo En esta fase la trayectoria se mantiene sobre el HAC. Esto continúa hasta alcanzar un rumbo dentro de los 20° del plano vertical de aproximación final que contiene el eje de pista.

Fase 3—pre-final Para el acople con la trayectoria de aproximación final el modo de navegación lateral opera sobre el desplazamiento lateral respecto del eje de pista. En el eje longitudinal se controla la velocidad (a 290kt) mediante los frenos aerodinámicos.

En el trabajo de Cámara et al. (2011) se establecen los parámetros para TEP y API en el caso del HL-20 que se muestran en la Tabla 1:

Aproximación final y aterrizaje

La aproximación final es un tramo recto de inclinación constante alineado con el eje de pista, que se recorre a velocidad equivalente (EAS) constante con frenos parcialmente desplegados. Esto implica un ángulo de descenso elevado (del orden de -20°), por lo cual en la última etapa se realiza una maniobra de pre-rotación (*pre-flare*) para pasar a una senda de planeo menos profunda (-1°), disminuyendo la velocidad antes de realizar la maniobra de rotación final (*flare*) y contacto en la pista.

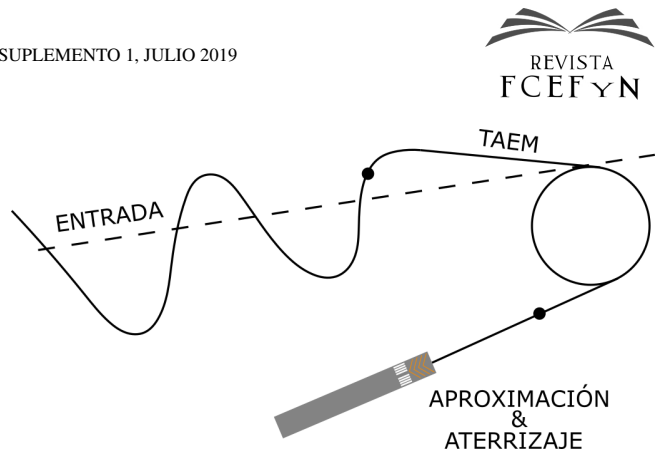


Fig. 2: Esquema de navegación en la fase TAEM.

El HL-20

Elegimos como caso de estudio el del HL-20 (ver Figura 3), por la disponibilidad de abundante información de acceso público sobre características aerodinámicas desde Mach 20 hasta el vuelo subsónico (Jackson et al., 1992b; Jackson y Cruz, 1992; Ware, 1989; Scallion, 1999; Cruz et al., 1989). Este vehículo se desarrolló como prueba de concepto por parte de la NASA en el Centro de Investigaciones de Langley en los años 90; y a pesar de que nunca se construyó un modelo de vuelo, fue investigado extensivamente desde el punto de vista aerodinámico con técnicas computacionales y experimentales, y se desarrolló un simulador de vuelo. A su vez este diseño es tomado frecuentemente como ejemplo en la literatura relacionada con las estrategias de guiado para el área terminal.

Características básicas

El HL-20 fue concebido para transportar hasta diez personas desde y hacia una estación orbital. Su peso máximo fue proyectado en de unos 9797kg sin tripulación, bajando a 8664kg con todos sus consumibles agotados; con una carga útil de 575kg sumada a unos 1270kg de la tripulación (Chiara, 2012). Su longitud era de 8,93m y su diámetro máximo de 7,16m.

Superficies de Control

Un planeador espacial en vuelo atmosférico se controla por medio de superficies aerodinámicas tales como flaps y spoilers (ver Figura 4). En el caso del HL-20 estas superficies son cuatro *body flaps* (dos superiores y dos inferiores), dos *wing-flaps* (izquierdo y derecho), y una aleta dorsal completamente móvil.

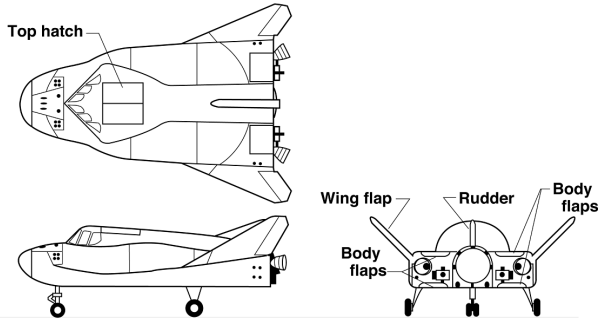
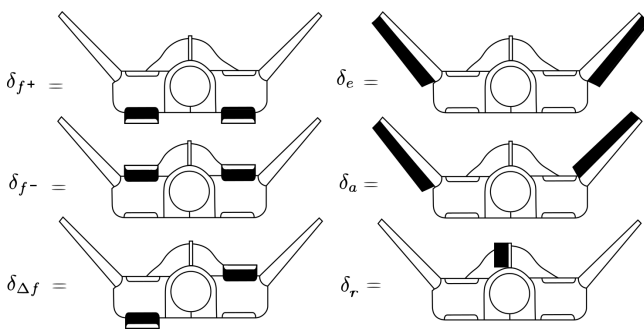
En el reporte de Jackson y Cruz (1992) los *body flaps* superiores (bf_{ul}, bf_{ur}) e inferiores (bf_{il}, bf_{ir}) y los *wing-flaps* (wf_l, wf_r) se combinan definiendo cinco acciones “virtuales” de control:

$$\delta_e = \frac{\delta_{wf_l} + \delta_{wf_r}}{2}, \tag{1}$$

$$\delta_a = \frac{\delta_{wf_l} - \delta_{wf_r}}{2}, \tag{2}$$

$$\delta_{f+} = \frac{\delta_{bf_{il}} + \delta_{bf_{ir}}}{2}, \tag{3}$$

$$\delta_{f-} = \frac{\delta_{bf_{ul}} + \delta_{bf_{ur}}}{2}, \tag{4}$$

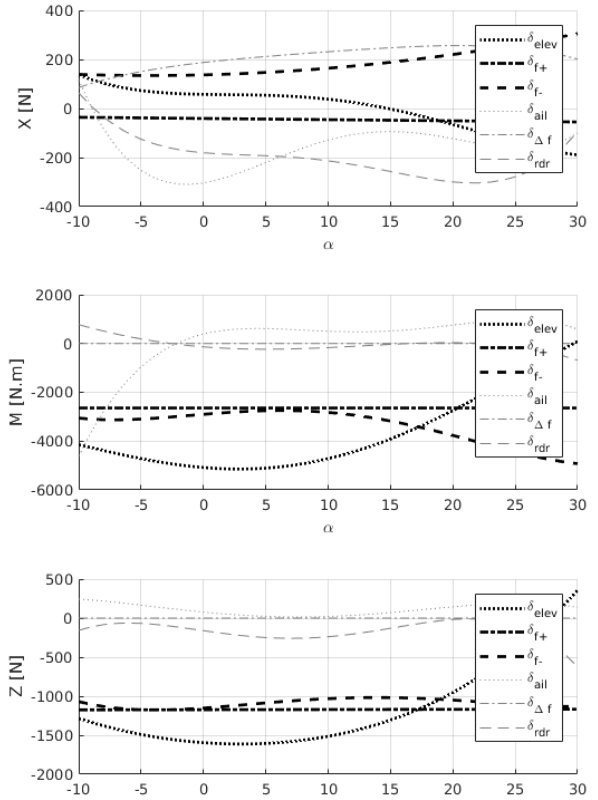
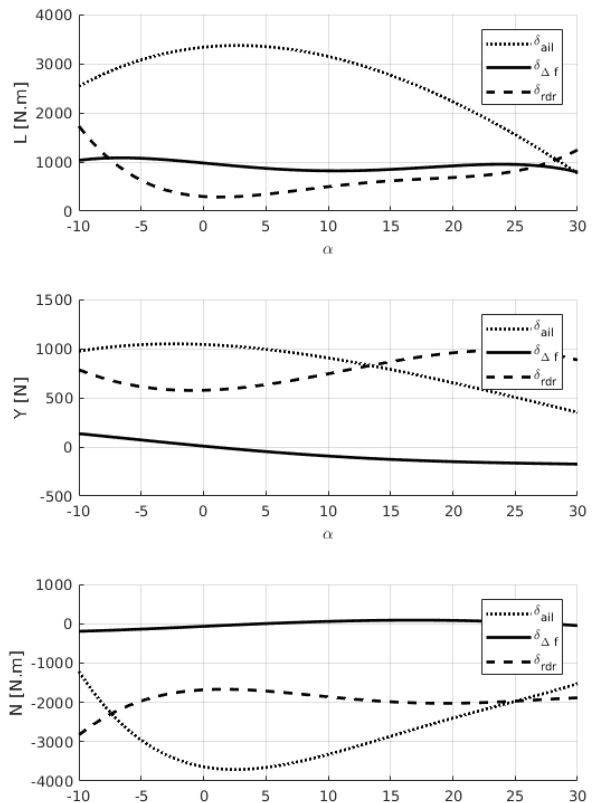

Fig. 3: Tres vistas del HL20 (imagen publicada por NASA).

Fig. 4: Acciones de control en el HL20

$$\delta_{\Delta f} = \frac{\delta_{b_{fl}} + \delta_{b_{fl}} - \delta_{b_{fr}} - \delta_{b_{fl}}}{2}. \quad (5)$$

Los subíndices l y r indican izquierda o derecha vistos desde la parte trasera de la aeronave. Identificamos las acciones virtuales como “elevón” (e), “alerón” (a), “flap positivo” (f^+), “flap negativo” (f^-) y “flap diferencial” (Δf); que se suman al control directo de la aleta dorsal o “timón” (r). En los trabajos de Putnam et al. (2013) y de Ware et al. (1991) se analiza la efectividad de las superficies de control en los diferentes regímenes de vuelo. Según Ware et al. (1991), en régimen subsónico para control longitudinal son suficientes deflexiones hasta $\pm 30^\circ$ tanto de elevones como de body flaps para “trimar” el vehículo desde ángulos de ataque levemente negativos hasta los $\alpha = 20^\circ$. Sin embargo, en el trabajo de Jackson et al. (1992a) se establecen rangos de deflexión para los body flaps de hasta 60° .

Las acciones simétricas de los body flaps, que pueden deflectarse en un único sentido ($f^+ = \{0 : 60^\circ\}$ y $f^- = \{-60 : 0^\circ\}$), pueden combinarse en un comando de “elevador” unificado $\delta_h = \delta_{f^+} + \delta_{f^-}$ y un comando de freno $\delta_b = \delta_{f^+} - \delta_{f^-}$.

En la Figura 5 se observan las fuerzas generadas por los comandos proyectadas sobre una terna solidaria al vehículo en los ejes x^b (horizontal) y z^b (vertical), y el momento sobre el eje y^b (cabeceo). En la figura 6 se observan las fuerzas generadas por los comandos sobre el eje y^b (deslizamiento), y los momentos respecto de los ejes x^b (rolido), y z^b (guiñada). Debe notarse que los elevones tienen una efectividad variable con el ángulo de ataque, invirtiéndose para valores mayores de 20° . Por otra parte se observa que los elevones a ángulos menores son más efectivos que los body flaps y generan menor resistencia, por lo cual optamos por utilizarlos sólo para el trimado en cabeceo por debajo de los 20° de ángulo de ataque.


Fig. 5: Efectividad de los comandos sobre la dinámica longitudinal.

Fig. 6: Efectividad de los comandos sobre la dinámica latero-direccional.

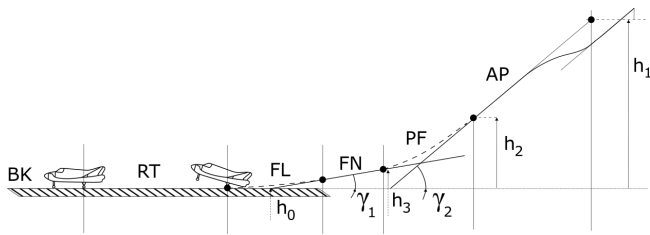


Fig. 7: Sub-fases para la aproximación final y el aterrizaje.

También puede verse el acoplamiento que produce el comando de alerón δ_a sobre la dinámica longitudinal. Esto, sumado a la pérdida de efectividad a grandes ángulos de ataque que se observa en la Figura 6 desalienta su uso, afectando la deflexión diferencial de body flaps $\delta_{\Delta f}$ al control de rolido.

CONTROL DE VUELO

Requerimientos

Nos proponemos diseñar un sistema de control que permita guiar la aeronave desde la fase de pre-alineación en TAEM hasta el contacto con la pista. Separamos la secuencia posterior a la fase pre-final de TAEM en seis sub-fases: aproximación (AP), pre-rotación (PF), final (FN), rotación (FL), nivelación (RT) y frenado (BK) como se muestra en la Figura 7.

Sendas de Planeo

Durante la fase pre-final se establece el régimen de descenso nominal para la aproximación, y se acopla la trayectoria lateral con el eje de pista. En la fase de aproximación (AP) se acopla la aeronave con una senda de planeo de alta relación de descenso (entre -17 y -20°), superior a la mejor relación de planeo de la aeronave para tener control positivo y negativo de la velocidad a través de la acción de frenado.

Para la fase final (FN) el ángulo nominal es de -1° y su duración es breve. El objetivo es reducir el régimen de descenso y la velocidad de vuelo para permitir ejecutar una rotación final más suave y controlar la velocidad de contacto con mayor precisión.

Rotación (flare)

La maniobra de “pre-rotación” (PF) se utiliza para realizar un empalme suave de la senda de planeo inicial con la final, mientras que la maniobra de “rotación” final (FL) debe reducir el régimen de descenso antes del contacto del tren principal con la pista. Luego del contacto es necesario amortiguar la rotación (RT) para realizar un contacto suave de la rueda de nariz con la pista. Una vez que el tren completo se encuentra en contacto con la pista se procede al frenado (BK) de la aeronave hasta su detención total.

Para ejecutar una maniobra de rotación el objetivo de control ya no es la trayectoria sino la velocidad de descenso. Pretendemos lograr una velocidad de contacto con la pista menor de 1 m/s.

Típicamente para la rotación se establece una disminución de la velocidad de descenso proporcional a la altura, con lo cual ésta evoluciona siguiendo una ley exponencial (Zuma-

rraga y Knoblauch, 2016):

$$\dot{h} = -\frac{1}{t_f}h \rightarrow h(t) = h_0 \left(1 - e^{-t/t_f}\right). \quad (6)$$

Derivando la expresión (6) se puede evaluar la aceleración asociada:

$$\ddot{h} = -\frac{1}{t_f}\dot{h} = \frac{1}{t_f^2}h. \quad (7)$$

Se observa que la desaceleración requerida es discontinua en el inicio de la maniobra, por lo cual es necesario suavizar la transición.

Si durante una maniobra de este tipo la velocidad de descenso debe pasar de v_1 a v_2 se deberán verificar las siguientes relaciones:

$$v_1 = -\frac{1}{t_f}h_1, \quad v_2 = -\frac{1}{t_f}h_2.$$

$$\Delta h = h_2 - h_1 = t_f(v_1 - v_2).$$

A partir de esto se puede determinar la constante de tiempo:

$$t_f = \frac{h_2 - h_1}{v_1 - v_2}. \quad (8)$$

Para la maniobra de pre-rotación tomamos h respecto de la senda de planeo final, y se tendrá que $v_2 = V \cdot \sin(\gamma_{final})$. Para la rotación final toma como altura la separación estimada de las ruedas del tren principal respecto del nivel de la pista en el punto de contacto, y se establece $v_2 \approx 0^-$.

Fases no-nominales

Para situaciones anormales, como el escenario de *drop test* en el cual el vehículo se libera con baja velocidad, se incluyen dos fases adicionales previas: aceleración (AC) y nivelación (NV). En la primera se realiza una picada profunda hasta alcanzar una velocidad mínima de vuelo. La fase siguiente es la de nivelación, en la cual se busca establecer un ángulo de planeo razonable para pasar luego a la secuencia nominal.

Arquitectura

El sistema de control de vuelo se descompone según el esquema tradicional para un *autoland*: un módulo de navegación lateral LNAV (LOC: *localizer*) que comanda el ángulo de rolido, y un módulo de navegación vertical VNAV (G/S: *glide slope*). Pero a diferencia del esquema clásico en donde este último actúa sobre el ángulo de cabeceo, aquí hemos optado por hacerlo sobre el ángulo de planeo.

Descomponemos los controles internos en un lazo de actitud latero-direccional para **rolido y guiñada**; y una cascada compuesta por un control interno de **ángulo de ataque** comandado por un lazo externo de control del **ángulo de planeo**. De esta forma podemos restringir ambas variables a valores de seguridad; ya que por un lado es necesario limitar el ángulo de ataque para prevenir la pérdida de control aerodinámico y mantener los factores de carga dentro de los límites establecidos; y por otro se debe evitar sobre comandar el régimen de descenso ante errores grandes en la trayectoria. Además, el control de ángulo de planeo permite conmutar fácilmente el objetivo de control en VNAV entre el acoplamiento a la senda de planeo y el condicionamiento de la velocidad vertical con la altura para las maniobras de rotación.

Control de Actitud

Como es habitual, para la actitud se utilizan modelos desacoplados linealizados alrededor de la trayectoria de referencia. Tomando como referencia las condiciones de vuelo de ALI, y normalizando los comandos con un valor de deflexión de 30° , se obtiene para la dinámica longitudinal:

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} \times & 6,6 & -26,3 & -9,7 \\ \times & -0,4 & 1,0 & \times \\ \times & -1,4 & -0,1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} 0,1 & -0,2 & 0,8 \\ \times & \times & \times \\ -2,0 & -2,2 & -2,3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_e \\ \delta_{f+} \\ \delta_{f-} \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (9)$$

y para la dinámica latero-direccional:

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0,1 & 0,2 & -1,0 & \times \\ -47,7 & -0,6 & 1,2 & 0 \\ 3,3 & \times & -0,2 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{Bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \times & \times & \times \\ 7,6 & 4,0 & 1,2 \\ -1,4 & 0,1 & -0,8 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_a \\ \delta_{\Delta f} \\ \delta_r \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (10)$$

donde usamos el símbolo \times para denotar los términos despreciables, a fin de ilustrar los acoplamientos efectivos entre variables.

Rolido y deslizamiento

Para el modelo (10) planteamos una realimentación de estados de la forma:

$$\begin{Bmatrix} \delta_{\Delta f} \\ \delta_r \end{Bmatrix} = -\bar{K}_{lat} \begin{Bmatrix} \beta \\ p \\ r \end{Bmatrix} + K_\phi \{ \phi_r - \phi \}, \quad (11)$$

donde ϕ_r es la referencia para el ángulo de rolido, $\bar{K}_{lat} \in \mathbb{R}^{2 \times 3}$ y $K_\phi \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$ son columnas de la matriz de realimentación de estados:

$$K_{lat} = [\bar{K}_{lat} \quad K_\phi]. \quad (12)$$

El modelo se discretiza con una frecuencia de muestreo de 20Hz, y luego mediante una síntesis LQR con

$$Q = \begin{bmatrix} 1000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 100 \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

llegamos a una matriz de realimentación de estados que arroja resultados aceptables, como se muestra en la Figura 8:

$$K_{lat} = \begin{bmatrix} -6,63 & 1,70 & 1,69 & 8,11 \\ 22,64 & 0,39 & -6,91 & -1,15 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

Para evitar acciones de control abruptas que perturben el control longitudinal se incluye una limitación en la derivada (*rate limiter*) del ángulo de referencia ϕ_r .

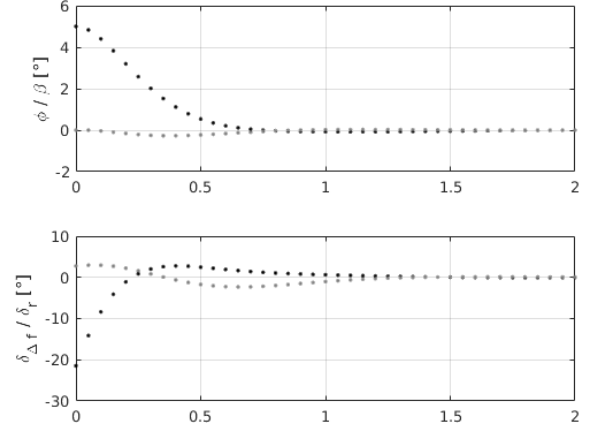


Fig. 8: Respuesta del lazo de control de ángulo de rolido y deslizamiento ante un error inicial de 5°

Ángulo de ataque

Teniendo en cuenta que la velocidad responde al modo fugoide, mucho más lento que el período corto que domina las variaciones de ángulo de ataque y actitud, se utiliza un modelo longitudinal para velocidad cuasi-constante eliminando la primera fila de la ecuación (9); resultando un modelo de la forma:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_\alpha & \alpha_q & \alpha_\theta \\ m_\alpha & m_q & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} z_\delta \\ m_\delta \\ 0 \end{bmatrix} \{ \delta_h \} \quad (15)$$

donde α es el ángulo de ataque, θ el de cabeceo y q su velocidad; mientras δ_h es la acción combinada de los “body flaps”.

Para el control de ángulo de ataque, teniendo en cuenta que $\alpha_\theta = -g/V \sin \theta_e$ es pequeño en relación a α_α y α_q , se desacopla el modelo (15) respecto del ángulo de cabeceo:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_\alpha & \alpha_q \\ m_\alpha & m_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} z_\eta \\ m_\delta \end{bmatrix} \{ \delta_h \}. \quad (16)$$

Con una realimentación de estados

$$\delta_h = -k_\alpha \{ \alpha - \alpha_r \} - k_q q, \quad (17)$$

donde α_r es la referencia para el ángulo de ataque, que restringimos al rango $[0, 25^\circ]$, que también será pre-acondicionado con un limitador de derivada para evitar acciones de control abruptas. Elijiendo nuevamente una frecuencia de muestreo de 20Hz, y con

$$Q = \begin{bmatrix} 100 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad R = [1], \quad (18)$$

se llega a que:

$$K_\alpha = [k_\alpha \quad k_q] = [-6,67 \quad -3,23]. \quad (19)$$

Los resultados se muestran en la Figura 9.

Ángulo de planeo

En este lazo buscamos anular el error en el ángulo de planeo:

$$e_\gamma = \gamma_r - (\theta - \alpha) \quad (20)$$

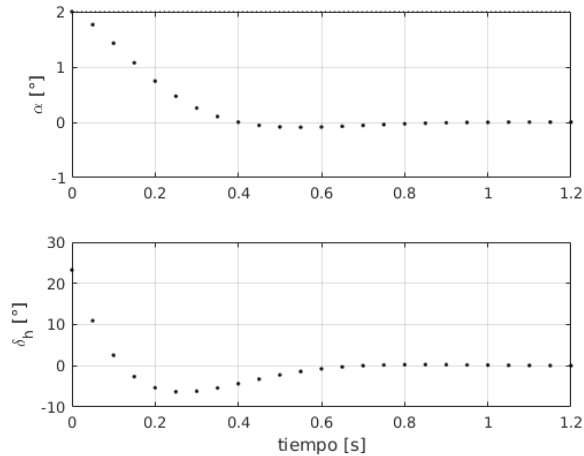


Fig. 9: Respuesta del lazo de control de ángulo de ataque ante una variación en el valor de referencia de 5°. En este lazo buscamos una velocidad de respuesta adecuada para el control del ángulo de planeo con exigencias moderadas en la acción de control, no siendo relevante el error en estado estacionario.

Aumentamos el modelo (15) introduciendo una nueva variable ζ tal que $\dot{\zeta} = e_\gamma$. Con esto resulta un modelo de la forma:

$$\dot{x}_\gamma = A_\gamma x_\gamma + B_\gamma \delta_h, \quad (21)$$

donde:

$$x_\gamma = \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \\ \zeta \end{Bmatrix}, \quad A_\gamma = \begin{bmatrix} \alpha_\alpha & \alpha_q & \alpha_\theta & 0 \\ m_\alpha & m_q & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix}, \quad B_\gamma = \begin{Bmatrix} z_\delta \\ m_\delta \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

La nueva variable γ se determina a partir de la relación:

$$\zeta = \int_0^t e_\gamma dt. \quad (22)$$

Discretizamos este modelo y luego agregamos la relación entre el comando δ_h y el vector $\{\alpha, q\}$ establecida por control de ángulo de ataque (17), quedando un modelo de tiempo discreto de la forma:

$$x_\gamma(k+1) = \bar{A}_\gamma x_\gamma(k) + \bar{B}_\gamma \alpha_r(k), \quad (23)$$

siendo

$$\bar{A}_\gamma = A_\gamma - B_\gamma [K_\alpha \quad 0^{1 \times 2}], \quad \bar{B}_\gamma = B_\gamma k_\alpha$$

Sobre el modelo resultante aplicamos una realimentación de estados de la forma:

$$K_\gamma = [\bar{k}_\alpha \quad \bar{k}_q \quad \bar{k}_\theta \quad k_i],$$

donde debe notarse que el término $k_i \zeta$ es una acción integral que permite eliminar los efectos por error de trimado y de estado estacionario en el control de ángulo de ataque; pero que como complicación exige incluir un esquema de *anti-windup*. Con

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 20 \end{bmatrix}, \quad R = [1], \quad (24)$$

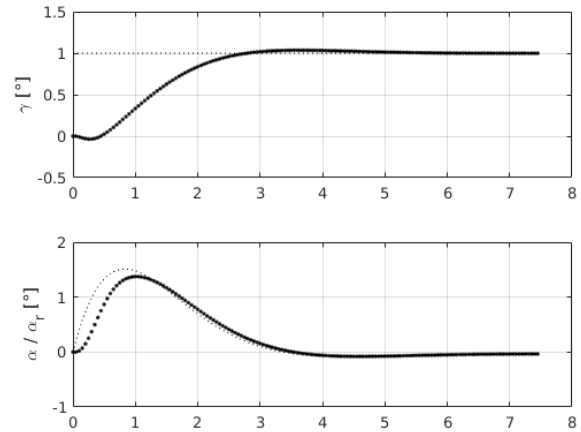


Fig. 10: Respuesta del lazo de control de ángulo de planeo.

obtenemos

$$K_\gamma = [-6,37 \quad 0,31 \quad 7,23 \quad -4,30]. \quad (25)$$

En la Figura 10 se muestra la respuesta resultante de este lazo. Si bien podría lograrse un tiempo de respuesta menor, problemas de robustez limitan el máximo desempeño alcanzable.

Control de trayectoria

Para el error de trayectoria vertical respecto de una senda de planeo deseada γ_r se tiene que

$$\dot{z} = V \sin(\gamma - \gamma_r) \approx V \Delta\gamma. \quad (26)$$

Un simple control proporcional con ganancia k_z/V arrojaría una dinámica de primer orden con ancho de banda $\omega = k_z$. Sin embargo la variación $\Delta\gamma$ que ofrece el lazo de actitud tiene un atraso de fase significativo, por lo cual agregamos una acción derivativa.

Para la navegación lateral podemos repetir la ecuación 26, sustituyendo el error en la senda de planeo por la diferencia entre el rumbo de la aeronave ψ y el rumbo deseado ψ_r :

$$\dot{y} = V \sin(\psi - \psi_r) \approx V \Delta\psi. \quad (27)$$

Dado que $\dot{\psi} = v_t/R$, donde R el radio de giro y v_t es la velocidad tangencial, y que la aceleración centrípeta es $a_c = v_t^2/R$, resulta que:

$$\dot{\psi} = \frac{a_c}{v_t}. \quad (28)$$

Para un viraje coordinado a velocidad de descenso constante: $v_t = V \cos \gamma$, y además:

$$a_c = g \cos \gamma \tan \phi, \quad (29)$$

donde g es la aceleración gravitatoria. Normalmente se asume que $\cos \gamma \approx 1$ y $\tan \phi \approx \phi$, con lo cual:

$$\ddot{y} \approx V \dot{\psi} = g \cdot \phi. \quad (30)$$

A diferencia de lo que planteamos por Zumarraga y Knoblauch (2016), aquí adoptamos una estrategia similar a la de VNAV, considerando un control de rumbo para ser utilizado

como control primario en la fase de pre-alineación de TAEM, o como lazo interno para el control de distancia al eje de pista en aproximación final. En el lazo de control de rumbo se incluye acción integral sólo cuando se comanda un ángulo de deslizamiento no-nulo. En ambos casos:

$$\dot{\psi} = v, \quad (31)$$

siendo v una acción de control virtual dada por:

$$v = \frac{g \cos \gamma}{V} \tan \phi, \quad (32)$$

de lo cual extraemos la referencia de rolido. Sin integrador, el control es proporcional igual a VNAV, y con integrador será PI:

$$v(t) = k_p e_\psi(t) + k_i \int_0^t e_\psi(t) dt, \quad (33)$$

resultando en un lazo cerrado:

$$T(s) = \frac{k_p s + k_i}{s^2 + k_p s + k_i}. \quad (34)$$

Control de velocidad equivalente

Regulamos la velocidad equivalente (EAS) utilizando la acción virtual de frenado obtenida por deflexión simultánea de los body flaps. Como modelo consideramos una aproximación de período largo:

$$\dot{u} = [x_u] \{u\} + [x_\delta] \{\delta_b\} + [x_\alpha \quad x_q \quad x_\theta] \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{Bmatrix}, \quad (35)$$

en donde δ_b es el comando para los frenos aerodinámicos; mientras que el segundo término del lado derecho resultan ser perturbaciones asociadas al control de actitud.

Establecemos en este caso una acción proporcional al error de velocidad, que se hará efectiva sólo cuando los errores de trayectoria sean negativos (aeronave con exceso de altura, o en defecto no superior a -1 m). A futuro debería diseñarse una estrategia de optimización en función de la energía existente.

Auto-trim

Utilizamos el comando del elevador para liberar los body flaps de la tarea de trimado y así maximizar el rango disponible para comando diferencial y frenado. Su deflexión se determina a partir de la integral del comando virtual de elevador, con un tiempo integral T_i grande (10s) para evitar interferencias con la dinámica del ángulo de ataque:

$$\delta_e = \frac{1}{T_i} \int_0^t \delta_h dt. \quad (36)$$

SIMULACIÓN

La validación del diseño se realiza con un modelo no lineal de cuerpo rígido con seis grados de libertad en coordenadas ECEF (*earth centered earth fixed*), incluyendo modelos de segundo orden con saturación de amplitud y velocidad para los actuadores de las superficies de control aerodinámico. Se incluye un modelo de atmósfera estándar (COESA 1976) y un modelo de gravedad WGS84. Para la integración numérica se utiliza un esquema de *Runge-Kutta* de orden 3 con paso de integración de 1 ms.

Se simulan tres situaciones:

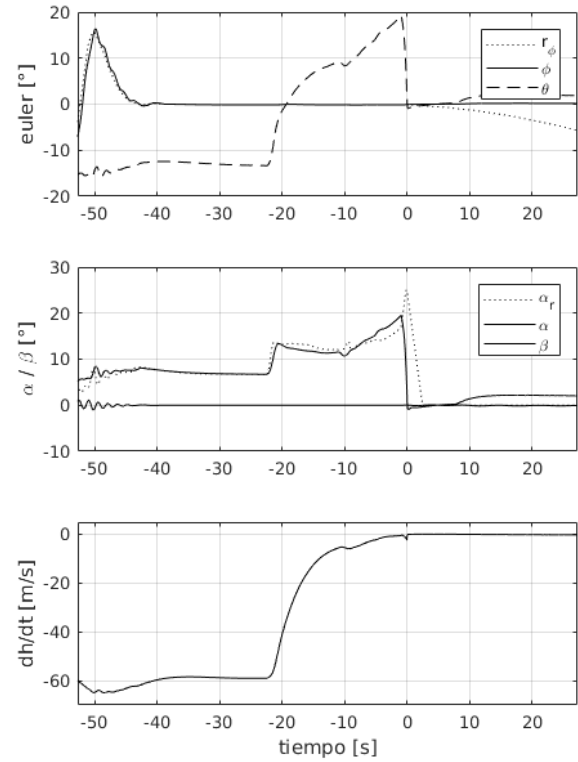


Fig. 11: Simulación en condiciones nominales.

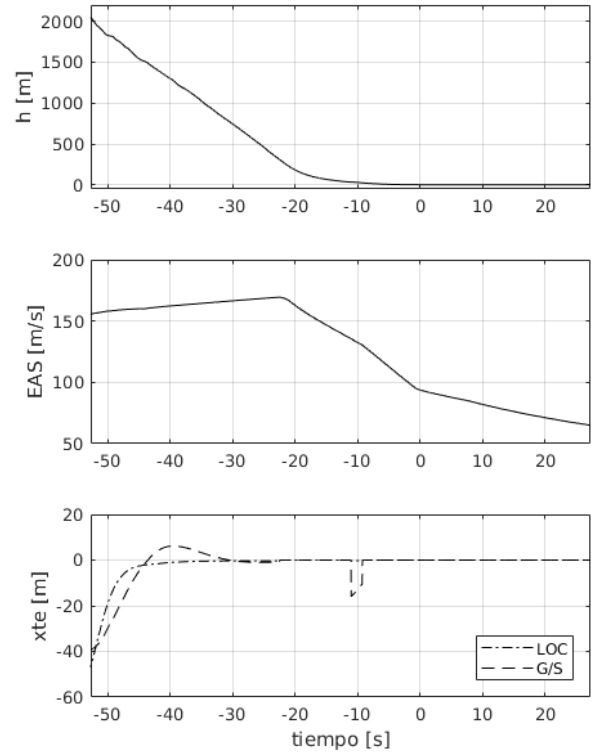


Fig. 12: Simulación en condiciones nominales.

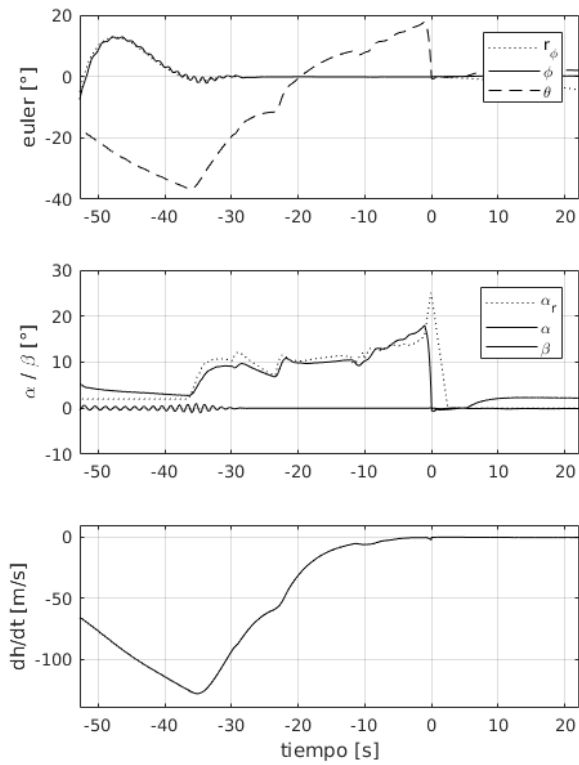


Fig. 13: Simulación con exceso de altura (1000m).

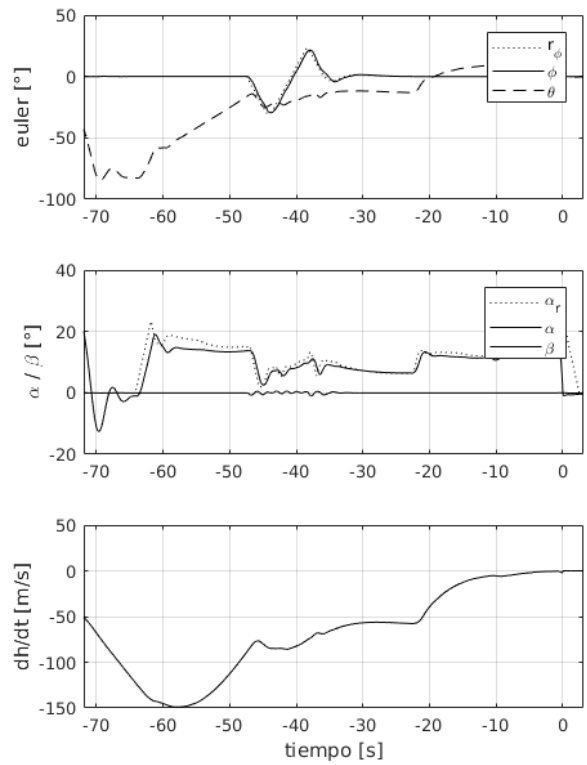


Fig. 15: Simulación de ensayo de “drop test”.

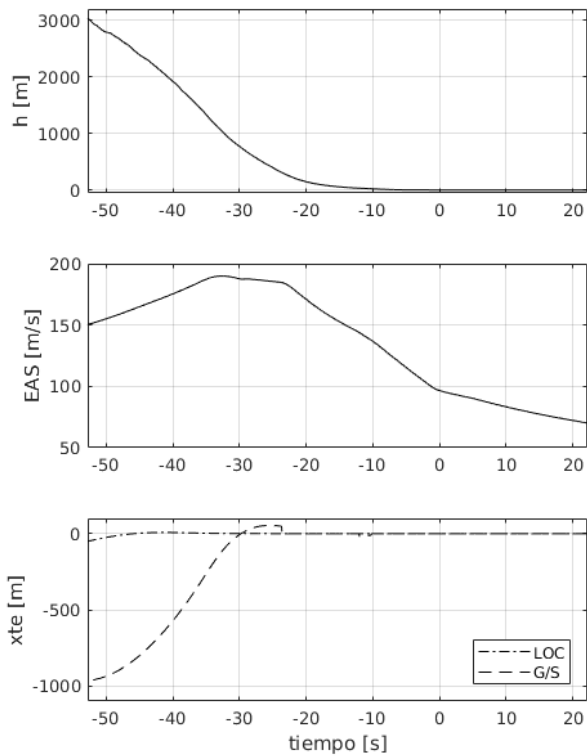


Fig. 14: Simulación con exceso de altura (1000m).

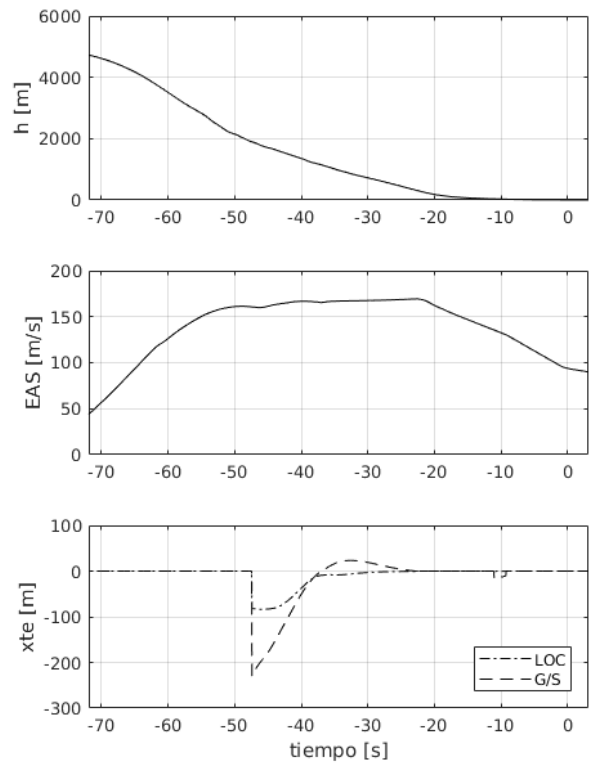


Fig. 16: Simulación de ensayo de “drop test”.

Condiciones nominales La condición inicial es de 174 m/s de velocidad a 8400 m del umbral de la pista, con una altura de 2430 m y un desvío lateral de 64 m. Los resultados obtenidos muestran una velocidad normal de contacto de $-0,57$ m/s a un ángulo de ataque de 20° y con una velocidad equivalente de 96 m/s, lo cual está dentro de lo esperado. Los resultados generales se presentan en las Figuras 11 y 12.

Exceso de energía En este caso se parte de la misma condición inicial pero con un exceso de 1000 m en la altura. Los resultados muestran una velocidad de contacto de $-0,36$ m/s con un ángulo de ataque de 18° y una velocidad equivalente de 100 m/s; muy similar a la condición nominal. En las Figuras 13 y 14 se observan resultados similares a los del caso nominal, mostrando la efectividad de la estrategia de frenado simple propuesta.

Ensayo de caída (drop test) Para simular un ensayo de caída las condiciones iniciales son de muy baja velocidad (20 m/s) con 5065 m de altura, ángulo de ataque nulo y ángulo de cabeceo de -57° . En las Figuras 15 y 16 se muestran este escenario. La velocidad de contacto obtenida fue $-0,56$ m/s, con un ángulo de ataque de $19,5^\circ$ y una velocidad equivalente de 96 m/s; en concordancia con los casos anteriores, aunque con leves variaciones en la condición inicial se experimentan serios problemas para controlar la actitud a baja velocidad.

En los tres casos, aunque se logra un aterrizaje exitoso con dispersiones mínimas de los parámetros relevantes al momento de tocar la pista, se observan acoplamientos entre la dinámica longitudinal y latero-direccional en las etapas iniciales de la maniobra que sería conveniente eliminar.

CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Los resultados obtenidos son satisfactorios en todos los casos analizados, pero se han observado algunos aspectos que podrían ser mejorados. Por otra parte debe completarse la evaluación considerando perturbaciones atmosféricas (viento y turbulencia), y ruidos de medición. Además debería mejorarse la simulación incluyendo el efecto suelo, aunque su omisión lleva a una situación conservativa.

En relación al control de ángulo de ataque y rolido, la no-linealidad de la dinámica de esta aeronave deteriora significativamente la respuesta de lazo cerrado en el control de actitud a altos ángulos de ataque y durante la ejecución de maniobras agresivas. Esto ha sido parcialmente mitigado introduciendo limitadores de derivada en las referencias de ángulo de ataque, rolido y planeo; pero resultaría conveniente considerar esquemas de control no-lineal más robustos.

En relación al control de trayectoria es necesario continuar trabajado en estrategias de replanificación en tiempo real para aumentar la capacidad del sistema de control de vuelo en relación al manejo de condiciones no-nominales imprevistas.

REFERENCIAS

[1] Chiara, G. D. (2012). *From HL-20 to Dream Chaser - The Long Story of a Little Spaceplane*. forum.nasaspaceflight.com.
 [2] Cruz, C., Ware, G., Grafton, S., Woods, W., y Young, J. (1989). "Aerodynamic characteristics of a proposed personnel launch system (pls)

lifting-body configuration at mach numbers from 0.05 to 20.3". Reporte técnico N° TM 101641, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [3] Câmara, F., Hormigo, T., y Araújo, J. (2011). "New guidance schemes for the Terminal Area Energy Management of Atmospheric Re-entry". En: *8th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*. Karlovy Vary.
 [4] Ehlers, H. L. y Kraemer, J. W. (1977). "Shuttle orbiter guidance system for the terminal flight phase". *Automatica*, 13:11-21.
 [5] Fumo, M. D. S. (2006). *A Study of a High Lift Wing-Body Configuration for Low Earth Orbit Re-Entry*, Tesis doctoral. Università Degli Studi Di Napoli "Federico II".
 [6] Jackson, E. y Cruz, C. (1992). "Preliminary subsonic aerodynamic model for simulation studies of the hl-20 lifting body". Reporte técnico N° TM 4302, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [7] Jackson, E., Cruz, C., y Ragsdale, W. (1992a). "Real-Time Simulation Model of the HL-20 Lifting Body". Reporte técnico N° TM 107580, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [8] Jackson, E. B., Cruz, C., y Ragsdale, W. (1992b). "Real-time simulation model of the hl-20 lifting body". Reporte técnico N° TM 107580, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [9] Moore, T. E. (1991). "Space shuttle entry terminal area energy management". Reporte técnico N° TM 104744, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [10] Nebylov, A. y Nebylov, V. (2016). "Reusable space planes challenges and control problems". *International Federation of Automatic Control*, 49(17):480-485.
 [11] Putnam, Z. R., Granty, M. J., Kellyz, J. R., y Braunx, R. D. (2013). "Variable angle-of-attack profile entry guidance for a crewed lifting body". En: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
 [12] Scallion, W. (1999). "Aerodynamic characteristics and control effectiveness of the hl-20 lifting body configuration at mach 10 in air". Reporte técnico N° TM 209357, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [13] Ware, G. (1989). "Transonic aerodynamic characteristics of a proposed assured crew return capability (acrc) lifting-body configuration". Reporte técnico N° TM 4117, *National Aeronautics and Space Administration (NASA)*.
 [14] Ware, G., Spencer, B., y Micol, J. (1991). "Aerodynamic characteristics of the HL-20 and HL-20A lifting-body configurations". En: *AIAA 9th Applied Aerodynamics Conference*.
 [15] Zumarraga, A. y Knoblauch, M. (2016). "Aterrizaje automático para un vehículo aéreo autónomo". En: *4to Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica*. IUA.