

ANALISI DELLA MISSIONE DI SUBORBITAL RE – ENTRY TEST (SRT) PER UN VELIVOLO USV

V. Ferrara*, G. Consalvo*, M. Marchetti*, M. Regi*

* Università degli Studi di Roma “La Sapienza”, Dipartimento di Ingegneria Aeronautica e Astronautica
Via Eudossiana 18 – 00184 Roma
Tel. +39 (0) 06 44585953, Fax. +39 (0) 06 44585670
e-mail: valerio.ferrara@fastwebnet.it
mario.marchetti@uniroma1.it

SOMMARIO

Il presente articolo contiene una analisi dettagliata di una missione di volo suborbitale per il veicolo di rientro atmosferico del Centro Italiano di Ricerche Aerospaziali (CIRA) denominato *USV (Unmanned Space Vehicle)*.

Nella suddetta missione il velivolo viene condotto a circa 35 km di quota da un pallone stratosferico (primo stadio); al termine della separazione da esso si ha l'accensione di un *kick – stage* a propellente solido, grazie alla cui spinta il veicolo alato (secondo stadio) raggiunge quota d'apogeo pari a 120 Km, lungo una traiettoria dapprima propulsa e successivamente balistica.

L'attenzione è stata inizialmente focalizzata sul Sub – Orbital Re – Entry Test (*SRT*) e sui relativi requisiti di missione. In base a essi sono state effettuate le seguenti analisi:

- progettazione della traiettoria di salita del sistema di lancio, suddivisibile in traiettoria vincolata al pallone stratosferico, traiettoria propulsa e traiettoria balistica
- determinazione di una stima preliminare dei parametri essenziali del motore a propellente solido (tra cui spinta media e tempo di combustione) da inserire come dati d'ingresso del seguente modello di dimensionamento
- design di un motore a propellente solido da installare a bordo del velivolo *USV*, al fine di far completare la missione di *SRT* al secondo stadio alato del sistema di lancio. È riportata anche una breve descrizione dei sistemi di propulsione a solido, nella quale vengono evidenziati i principi di funzionamento e i principali parametri di riferimento per il *designer*.
Il modello è così caratterizzato:

1. stima del coefficiente di spinta e del flusso di massa
2. balistica di camera
3. volume della camera di combustione e forma del grano
4. scelta del propellente
5. dimensionamento dell'ugello
6. calcolo delle prestazioni
7. stima delle masse della struttura, del sistema di accensione, dell'isolamento, dell'ugello, di carico utile e sistemi.

- reperimento sul mercato di un motore con parametri compatibili con quelli del *kick – stage* derivante dal modello di dimensionamento
- confronto dei parametri caratteristici geometrici (lunghezza, diametro), propulsivi (impulso totale e specifico) e di peso (del propellente e al decollo), al fine di mostrare l'effettiva compatibilità esistente fra i due motori analizzandone le differenze in termini di caratteristiche generali e prestazioni.

L'analisi si conclude con la presentazione del sistema di controllo del *kick – stage*, costituito da jet al perossido di idrogeno, che forniscono coppie di controllo lungo gli assi di roll, pitch e yaw. Si hanno due serie di jet:

- la prima è costituita dai jet più grandi ed è utilizzata nelle prime fasi del volo propulso, quando l'inerzia del sistema è maggiore
- la seconda è costituita dai jet più piccoli ed è impiegata nelle fasi terminali del volo propulso e in fase di coasting, quando l'inerzia del sistema è significativamente ridotta dal consumo di propellente.

Questo sistema appare ideale per il controllo di un veicolo alato quale l'*USV*, in quanto le coppie agenti sono le stesse di quelle che controllano un velivolo tradizionale, anche se la sorgente e l'intensità dei momenti di controllo risultano differenti nei due casi (momenti di natura aerodinamica per un velivolo convenzionale e propulsiva nel caso di *USV*).

Parole chiave: pallone stratosferico, motore a propellente solido

1. INTRODUZIONE

L'obiettivo strategico del programma *PRORA – USV* è lo sviluppo di un veicolo di rientro atmosferico da un'orbita LEO di circa 200 km di quota.

Gli sviluppi tecnologici associati a tale obiettivo sono concentrati sullo sviluppo dei sistemi di trasporto

spaziale riutilizzabili (*reusable systems*), orientati verso lo spaziolano, identificato come il principale concetto di sistema della prossima generazione.

L'aspetto caratterizzante dei veicoli del Programma *USV* è quello di costituire dei **Laboratori Volanti utili a realizzare esperimenti di rientro atmosferico**, che vanno dal volo subsonico a quello ipersonico. Quindi,

l'*USV* (fig. 1) non è un veicolo in grado di volare su una specifica traiettoria, ma un laboratorio progettato per volare su diverse traiettorie.

Lo scopo è quello di fornire alla Comunità Scientifica e Industriale la possibilità di sperimentare e validare in volo quelle tecnologie che condurranno allo sviluppo dei futuri sistemi di lancio riutilizzabili (*reusable launchers*).



fig. 1 Il velivolo *USV*

2. LA MISSIONE DI SUBORBITAL RE – ENTRY TEST

In questa missione un pallone stratosferico conduce il velivolo *USV* fino a circa 35 km di altitudine dove quest'ultimo si separa dal primo stadio, accende un propulsore a propellente solido, grazie alla cui spinta raggiunge i 120 km di quota, per poi rientrare in atmosfera, simulando così una fase di rientro da una missione in orbita LEO.

In fig. 2 è riportato il Diagramma Quota (*h*) vs. Numero di Mach (*M*) della missione di *SRT*. La curva verde rappresenta la salita del primo stadio che avviene a un valore costante del numero di Mach circa uguale a zero. Nella fase propulsa (curva gialla) si ha un progressivo aumento di *M*, che è pari circa a sette al burn – out. Segue infine la traiettoria balistica, dapprima ascendente (curva blu), con raggiungimento del valore massimo del Mach a circa 90 km di quota, e infine di rientro atmosferico (curva rossa) dove si verifica il massimo stress termico in corrispondenza delle zone critiche più del velivolo (naso e bordo d'attacco alare) tra i 20 e i 30 km di quota.

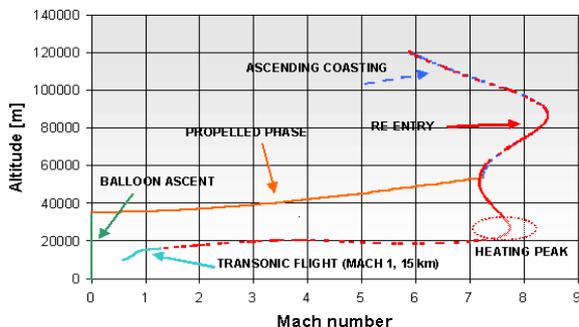


fig. 2 Quota della missione di *SRT* vs. Mach

3. ASPETTI TECNOLOGICI

Le tecnologie su cui è incentrato l'intero sistema di lancio del velivolo *USV* sono essenzialmente due:

- pallone stratosferico
- motore a propellente solido.

Il pallone stratosferico (fig. 3) svolge una funzione innovativa in quanto costituisce il primo stadio di un sistema di lancio ibrido, riutilizzabile, economico ed affidabile. Infatti, può far attraversare in modo semplice ed economico gli strati più bassi e quindi più densi dell'atmosfera.



fig. 3 Il pallone stratosferico

Il motore a propellente solido, costituisce il sistema propulsivo del secondo stadio alato del segmento di lancio, nell'accezione di *expendable solid kick - stage* da acquisire tra quelli esistenti sul mercato dopo il design di ogni suo componente, sulla base delle specifiche di missione.

4. LA TRAIETTORIA ASCENSIONALE

La traiettoria ascensionale del velivolo *USV* nella missione di *SRT* è stata caratterizzata nei tre seguenti segmenti operativi:

1. traiettoria vincolata al pallone
2. traiettoria propulsa
3. traiettoria balistica.

Il profilo di missione è stato sviluppato all'interno del progetto *USV* stesso (fig. 4):

- il lancio avverrà dalla base "Luigi Broglio" di Trapani – Milo
- il rilascio dell'*FTB_X* dalla catena di volo avverrà a un'altitudine di 30 ÷ 35 km
- il *kick - stage* a propellente solido installato a bordo dell'*FTB_X* consentirà allo stesso di raggiungere condizioni di volo sub – orbitale (apogeo della traiettoria a circa 120 km di quota); durante la fase propulsa sarà presente il *Thrust Vector Control (TVC)*;
- il veicolo attiverà il sistema di controllo di reazione in modo da raggiungere l'assetto desiderato per il rientro atmosferico;
- al raggiungimento di predefinite condizioni di pressione dinamica sarà attivato il sistema di controllo aerodinamico;
- l'*FTB_X* subirà intensi carichi e flussi di calore nelle zone critiche (naso e bordo d'attacco alare), in modo da permettere la

prova di dispositivi di protezione termica innovativi

- al termine del volo sarà aperto un paracadute che consentirà una decelerazione conclusiva e un ammaraggio in sicurezza
- il veicolo sarà recuperato da opportuni mezzi navali.

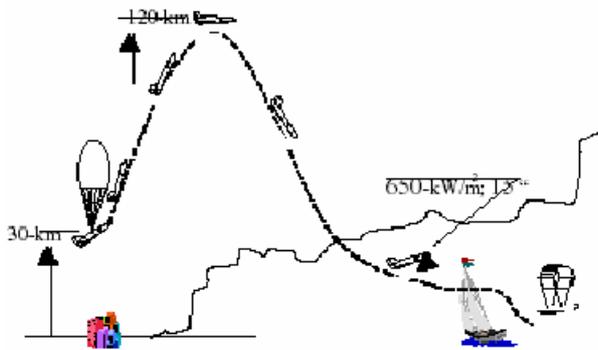


fig. 4 Traiettoria del sistema di lancio nella missione di SRT

4.1 TRAIETTORIA VINCOLATA

Il pallone stratosferico consentirà al velivolo *USV* di portarsi fino a una quota di circa 35 km.

Fig. 5 mostra che la velocità di salita del pallone (v_{asc}), pur essendo fortemente influenzata dalle condizioni atmosferiche (in particolare dai venti e dalla temperatura in quota) può essere ritenuta costante e pari a circa 4 m/s.

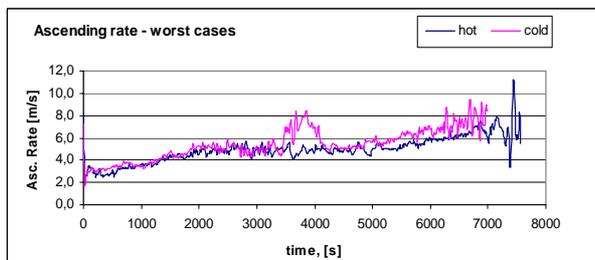


fig. 5 Diagramma velocità ascensionale (v_{asc}) vs. tempo di salita del primo stadio (t_{asc})

Pertanto, il pallone impiega circa 3 ore per raggiungere la quota di 35 km (fig. 6).

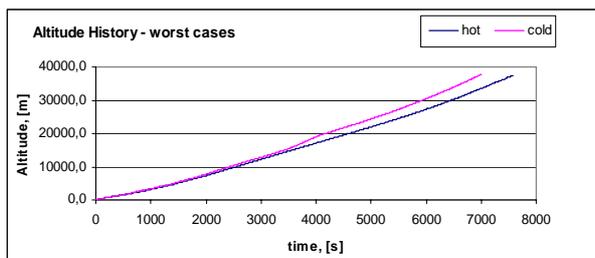


fig. 6 Diagramma quota (h) vs. tempo di salita del primo stadio (t_{asc})

La traiettoria di salita dipende dai venti in quota, quindi, risulta difficilmente determinabile con esattezza, anche se la conoscenza dei valori statistici delle variabili atmosferiche consente di effettuarne una stima sufficientemente precisa.

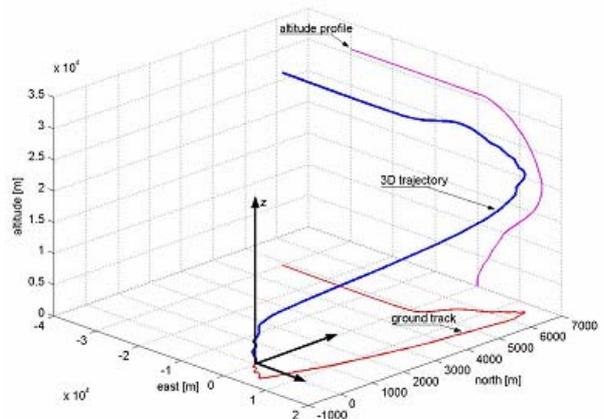


fig. 7 Traiettoria, traccia al suolo e profilo d'altitudine del primo stadio

4.2 TRAIETTORIA PROPULSA E TRAIETTORIA BALISTICA

A una quota di circa 35 km l'*USV* viene rilasciato dalla catena di volo del pallone stratosferico e ha inizio la fase propulsa della salita, con l'accensione del *kick - stage* a propellente solido.

Dopo il *burn - out*, che avverrà a circa 60 km, il velivolo seguirà una traiettoria balistica fino al punto di apogeo (~ 120 km).

Durante il volo balistico la traiettoria del sistema *carrier* è parte di una conica ellittica.

Per contro, durante la fase propulsa il sistema percorre una traiettoria che, a causa della sua brevità, si assume rettilinea, con inclinazione costante e pari all'angolo di volo di *burn - out*.

I dati d'ingresso del modello di determinazione della traiettoria balistica sono i seguenti:

1. quota di *burn - out*: $h_{bo} = 60$ km
2. gittata della traiettoria balistica: $x_g = 60$ km.

Il modello ha consentito di ricavare i valori delle seguenti variabili:

1. angolo di volo al *burn - out*: $\theta_{bo} = 75$ deg
2. velocità di *burn - out*: $v_{bo} = 1135$ m/s.

A partire dal valore della velocità di *burn - out* è stato possibile effettuare una stima di prima approssimazione della spinta media (T_{av}) del *kick - stage*, la quale risulta essere pari a circa 80000 N.

5. KICK - STAGE A PROPELLENTE SOLIDO PER VELIVOLO *USV*

Per la missione *SRT* è stato scelto un motore a propellente solido con profilo di spinta neutro (ossia

avente un livello di spinta costante durante il tempo di combustione, fatta eccezione per i transitori di accensione e spegnimento) da installare a bordo dell'USV, in quanto le specifiche di missione richiedevano l'utilizzo di un *kick - stage*, ossia di un motore in grado di fornire una notevole spinta in un tempo limitato. Non risultano, pertanto, critici né gli aspetti legati alla modulazione della spinta, né quelli legati alla dispersione della spinta.



fig. 8 Il secondo stadio alato (velivolo USV con propulsore)

Si è deciso per l'utilizzo di un motore del tipo *kick - stage* (fig. 8). Tutto questo dopo un'analisi dei propulsori aventi caratteristiche di peso compatibili con le capacità di sollevamento di un pallone stratosferico e ingombri compatibili con quelle della zona di fusoliera del velivolo USV destinata ad accogliere il propulsore. Lo studio ha mostrato che i propulsori che rispondono alle specifiche in oggetto sono quelli normalmente utilizzati come terzo stadio di lanciatori medio - piccoli. Questi motori hanno tempi di combustione compresi fra i 40 e i 50 s. Questa caratteristica ha reso pressoché obbligata la scelta di un *kick - stage*, anziché di un motore *sustainable* che erogasse la spinta necessaria al raggiungimento della quota di apogeo lungo l'intera traiettoria non vincolata.

6. IL MODELLO MATEMATICO

Come dati di ingresso del modello matematico [1] utilizzato al dimensionamento del motore vengono considerati i seguenti parametri, i cui valori sono quelli tipici di un motore a propellente solido della classe di quello che si andrà a dimensionare in questa sede [2]:

- pressione massima di camera: $p_{c\ max} = 4\ \text{MPa}$
- efficienza massima: $E_{max} = 1.25$
- mach iniziale di camera: $M_F = 0$
- mach finale di camera: $M_A = 0.3$
- fattore di correzione della velocità: $\eta_v = 0.92$
- fattore di correzione dell'impulso specifico: $\eta_f = 0.95$
- fattore di correzione di scarico: $\eta_d = 1.10$.

Inoltre, l'ugello propulsivo sarà dimensionato nelle ipotesi che esso abbia la massima espansione a 35 km di quota sul livello del mare.

L'elemento caratterizzante le prestazioni del propulsore è il profilo di spinta, ovvero la curva che definisce il

livello di spinta che il propulsore deve erogare istante per istante.

L'andamento del profilo di spinta è importante sia per caratterizzare le prestazioni propulsive che per definire la geometria interna del grano. Inoltre, dal grafico del profilo di spinta è possibile determinare la spinta massima, il tempo di combustione, la spinta media e l'impulso totale, definito dalla seguente relazione:

$$I_{tot} = \int_0^{t_b} F(t) dt$$

6.1 STIMA DEL COEFFICIENTE DI SPINTA (C_F) E DEL FLUSSO DI MASSA (\dot{m})

Il coefficiente di spinta C_F si calcola secondo l'espressione [3]:

$$C_F = \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_{c\ max}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} + \left(\frac{p_e - p_a}{p_{c\ max}}\right) \frac{A_e}{A_t} \quad (1)$$

Nella relazione (1) con $p_{c\ max}$ si è indicata la pressione massima all'interno della camera di combustione, scelta in un intervallo di valori tipici piuttosto ristretto; con p_e e p_a sono indicate rispettivamente la pressione nella sezione d'uscita e la pressione ambiente.

In prima battuta, tenendo conto che $p_{c\ max} \gg p_e$, la pressione ambiente può essere ritenuta dello stesso ordine di grandezza della pressione nella sezione d'uscita e pertanto il secondo termine a secondo membro della relazione precedente può essere trascurato. Il valore di γ , ossia del rapporto tra calore specifico a pressione costante e calore specifico a volume costante, è definibile solo dopo aver introdotto le caratteristiche dei propellenti.

Nella tab. 1 sono riportate le caratteristiche dei propellenti solidi di comune utilizzo e quindi di più semplice reperibilità.

Propellente	I_s [s]	ρ [kg/m ³]	T_F [K]	M Molare	γ	n	r [cm/s]	C^*
DB	220-230	1610	2533	25	1,25	0,3	1,14	1394,74
DB/AP/AI	260-265	1800	3863	25	1,25	0,4	1,98	1722,41
DB/AP-HMX/AI	265-270	1800	3973	25	1,25	0,49	1,4	1746,76
PVC/AP	230-240	1690	2803	24	1,27	0,38	1,14	1489,03
PVC/AP/AI	260-265	1770	3373	24	1,24	0,35	1,14	1647,36
PS/AP	230-240	1720	2873	24	1,25	0,43	0,89	1516,03
PS/AP/AI	240-250	1720	3033	24	1,17	0,33	0,79	1595,05
PU/AP/AI	260-265	1770	3413	23	1,24	0,15	0,69	1692,74
PBAN/AP/AI	260-263	1770	3473	24	1,24	0,33	1,4	1671,60
CTPB/AP/AI	260-265	1770	3423	29	1,26	0,4	1,14	1501,13
HTPB/AP/AI	260-265	1850	3423	28	1,21	0,4	1,02	1549,93
PBAA/AP/AI	260-265	1770	3413	24	1,24	0,35	0,81	1657,10
AN/polymer	180-190	1467	1533	22	1,26	0,762	0,3	1153,39

tab. 1 Caratteristiche dei più comuni propellenti solidi

Fra le informazioni disponibili vi sono l'intervallo di impulso specifico (I_s), la densità (ρ), la temperatura di fiamma (T_F), la massa molare (M), γ , l'esponente di pressione n , il rateo di combustione (\dot{r}) e la velocità caratteristica C^* .

Una volta determinato il valore del coefficiente di spinta C_F è possibile determinare la superficie di gola dell'ugello A_t :

$$A_t = \frac{T_{\max}}{P_{c \max} C_F}$$

Inoltre, si può calcolare il flusso di massa (\dot{m}):

$$\dot{m}_{\max} = \frac{P_{c \max} A_t}{c^*}$$

6.2 BALISTICA DI CAMERA

Si parte dall'ipotesi che la temperatura totale (T_θ) si conservi nel passaggio dalla camera all'ugello, pertanto la sua espressione in camera di combustione può essere scritta in funzione della temperatura statica (T_e) e della velocità del flusso nella sezione d'efflusso (v_e):

$$T_{\theta C} = T_e \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \quad (2)$$

Dalla relazione (2) si può determinare il valore del numero di Mach nella sezione d'uscita (M_e):

$$M_e = \left\{ \frac{2}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

A partire dalla relazione (3) è possibile calcolare la superficie della sezione d'uscita (A_e):

$$A_e = \frac{A_t}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Con un procedimento analogo si determinano le caratteristiche interne della camera di combustione [4] (fig. 9).

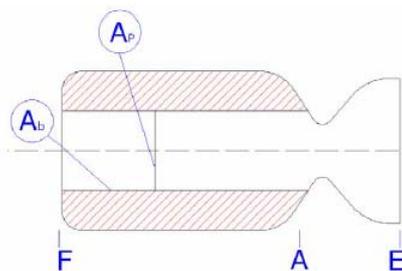


fig. 9 Caratteristiche interne della camera di combustione

Si parte facendo l'ipotesi che il numero di Mach nella sezione di testa (M_F) sia prossimo allo zero e che quello nella sezione terminale (M_A) abbia un valore compreso tra 0.2 e 0.3.

La conservazione della temperatura totale (T_θ) consente di scrivere che la pressione statica nella sezione terminale della camera di combustione (A_a) è data da:

$$p_a = \frac{P_c}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_A^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

Una volta determinate le condizioni in camera di combustione, la legge di conservazione della portata in massa (\dot{m}) può essere scritta tra la sezione terminale della camera di combustione (A_p) e la sezione di gola (A_t):

$$\dot{m} = \rho_A A_p v_A = \rho_t A_t v_t \quad (4)$$

La relazione (4) consente di calcolare l'area di porta (A_p), ovvero la superficie della sezione trasversale del canale interno del grano:

$$A_p = \left(\frac{A_t}{M_A} \right) \left[\left(\frac{2}{\gamma + 1} \right) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_A^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Inoltre, è possibile determinare la superficie di combustione (A_b) con la seguente relazione:

$$A_b = \frac{P_c A_t}{c^* \rho_p \dot{r}}$$

Il rateo di combustione ($\dot{r} = \text{burning rate}$) si determina con la legge di *de Saint Roberts* (o di *de Vieille*):

$$\dot{r} = a p_F^n$$

dove p_F è il valore della pressione statica nella sezione di testa della camera di combustione ed è esprimibile funzione della pressione nella sezione finale della stessa tramite il bilancio della quantità di moto, scritto facendo l'ipotesi di attrito trascurabile:

$$p_F = p_A (1 + \gamma M_A^2)$$

La pressione totale (p_θ) rimane per ipotesi pressoché costante, mentre la pressione statica (p) diminuisce all'aumentare della velocità in camera, come mostrato in fig. 10.

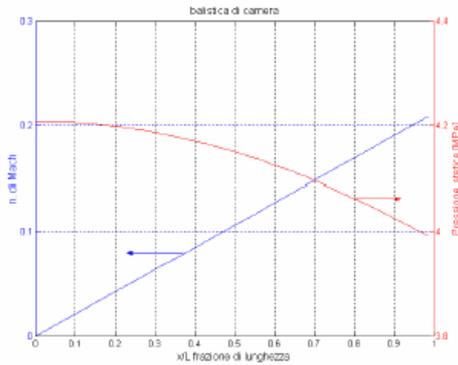


fig. 10 Andamenti della pressione statica (p), della pressione totale (p_0) e del numero di Mach (M) in funzione della frazione di lunghezza della camera di combustione (x/L)

6.3 VOLUME DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE E FORMA DEL GRANO

La variazione nel tempo della pressione nella camera di combustione (p_c) è legato al profilo di spinta del motore secondo la seguente relazione:

$$p_c(t) = \frac{T(t)}{C_F A_t} \quad (5)$$

Tramite la (5) è possibile determinare la portata in massa di propellente (\dot{m}):

$$\dot{m}(t) = \frac{p_c(t) A_t}{c^*}$$

Pertanto, la massa totale del propellente (m) è data da:

$$m_p = \int_0^{t_b} \frac{p_c(t) A_t}{c^*} dt$$

Mentre il volume occupato dal propellente (V_p) è espresso come:

$$V_p = \frac{m_p}{\rho_p}$$

Sono ora noti il volume del propellente (V_p) e l'area di porta (A_p), ma non si ha ancora alcuna informazione sul volume della camera di combustione (V_c) e sulla sua lunghezza (L_p).

Il volume della camera (V_c) è strettamente legato al volume del propellente (V_p) e al volume del canale di porta (V_{canale}), ma non esiste un criterio generale per determinarne tali caratteristiche, dal momento che le geometrie della sezione del grano risultano molto diverse tra loro. Pertanto, per ogni singola geometria dovranno essere, di volta in volta, sviluppate delle analisi specifiche.

L'analisi di un motore avente un grano con sezione trasversale a stella (caso a cinque punte come quello in fig. 11) è meno immediata, ma facilmente risolvibile sfruttando le proprietà geometriche del pentagono.

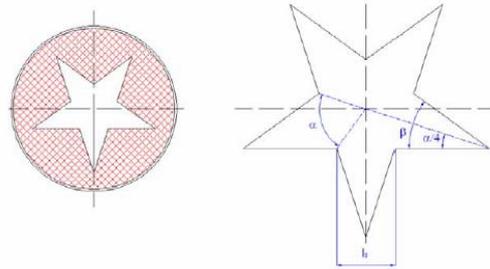


fig. 11 Grano con sezione a stella: sezione frontale e parametri tipici

Lo scopo dell'analisi è il calcolo del lato l_s :

$$l_s = \sqrt{\frac{4A_p}{5 \left(\text{ctg} \frac{\beta}{2} + \text{ctg} \frac{\pi}{5} \right)}}$$

con cui è possibile determinare il perimetro del canale ($2P$):

$$2P = \frac{5l_s}{\sin\left(\frac{\beta}{2}\right)}$$

e quindi determinare la lunghezza del canale (L_p):

$$L_p = \frac{A_b}{2P}$$

Il volume complessivo della camera di combustione (V_c) è dato dalla somma fra il volume del propellente (V_p) e il volume del canale (V_{canale}):

$$V_{canale} = L_p A_p$$

$$V_c = V_p + V_{canale}$$

A partire dal volume della camera (V_c) si determina la sezione (A_c) e quindi il diametro esterno della camera di combustione (d_c):

$$A_c = \frac{V_c}{L_p}$$

$$d_c = 2\sqrt{\frac{A_c}{\pi}}$$

6.4 SCELTA DEL PROPELENTE

Una volta determinate le caratteristiche geometriche della camera di combustione, è possibile scegliere il propellente più idoneo alla realizzazione del motore. A tale scopo si utilizzerà un fattore tipico delle configurazioni delle sezioni trasversali, ossia il fattore di riempimento volumetrico ε_v .

Per ogni tipo di configurazione (stella, cilindro, doppia ancora) esiste un intervallo di valori in cui ricade obbligatoriamente tale fattore, che è dato dalla:

$$\varepsilon_v = \frac{A_c - A_p}{A_c}$$

Non tutti i propellenti consentono al fattore di riempimento volumetrico (ε_v) di ricadere nell'intervallo predeterminato, quindi si dovrà sceglierne uno che consenta ciò.

Una seconda verifica da eseguire riguarda lo spessore radiale del grano (δ). In particolare, è necessario verificare che il consumo radiale del propellente avvenga nel tempo stabilito. Per questo motivo il propellente scelto deve rispettare anche la seguente relazione:

$$t = \frac{R_c - R_p}{r} = t_b$$

6.5 UGELLO

Il dimensionamento dell'ugello sarà definito attraverso il metodo di Rao [5], che è molto semplice e affidabile. I dati di ingresso del modello sono il raggio della sezione di gola (R_t), il raggio della sezione d'efflusso (R_e) e una stima iniziale della lunghezza (L_{noz}).

La lunghezza approssimativa dell'ugello (L_{noz}) è calcolabile attraverso la seguente espressione:

$$L_{noz} = R_{nd} \sin \alpha + \frac{R_e - R_t}{\tan \alpha} \quad (6)$$

Nella relazione (6) si è indicato con α l'angolo di semiapertura del cono divergente, il quale ha un valore tipico di 15° .

La fig. 12 mostra che i raggi R_{nc} e R_{nd} risultano proporzionali al raggio della sezione di gola (R_t) secondo le seguenti relazioni:

$$R_{nc} = 1.5 \cdot R_t$$

$$R_{nd} = 0.4 \cdot R_t$$

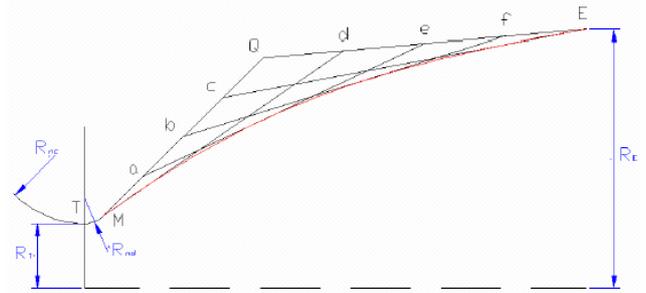


fig. 12 Profilo e parametri tipici dell'ugello

Il profilo dell'ugello ottimizzato per la spinta presenta un unico valore di θ_M ossia della pendenza della parete nel punto di inflessione M e un unico valore di θ_E ossia della pendenza della parete nel punto E . I valori di questi angoli sono determinabili prima di calcolare il profilo stesso, tramite le due seguenti relazioni:

$$\theta_M = \frac{1}{2} \sin^{-1} \left[\frac{2}{\gamma \cdot M_M} \text{ctg}(\alpha_M) \right] \quad (7)$$

$$\theta_E = \frac{1}{2} \sin^{-1} \left[\frac{2}{\gamma \cdot M_E} \text{ctg}(\alpha_E) \right] \quad (8)$$

Nelle relazioni (7) e (8) si indicano con α_M e α_E i valori dell'angolo di Mach locale rispettivamente nei punti M ed E .

Si ricorda che l'angolo di Mach locale (M) è definito dalla [6]:

$$\sin \alpha = \frac{1}{M}$$

Detto Q il punto d'intersezione delle tangenti alle pareti nei punti E e M , si ha che, dividendo i segmenti QM e QE in parti uguali è possibile disegnare il contorno parabolico dell'ugello.

Il metodo di Rao, oltre a essere estremamente semplice e rapido, fornisce risultati che non si discostano di più del 3% da quelli ottenibili utilizzando il metodo delle caratteristiche, il quale necessita però di un maggiore tempo di implementazione.

6.6 PRESTAZIONI

La distanza percorsa dal velivolo (x_b) e la velocità di uscita (v_b) si possono calcolare prendendo in

considerazione il rateo di massa medio (\dot{m}) [7]:

$$\dot{m} = \frac{m_p}{t_b}$$

ricavando il valore dall'efficienza massima (E_{max}) della polare di volo e facendo le seguenti assunzioni:

- massa iniziale del veicolo (m_0) stimabile da dati statistici
- traiettoria rettilinea, con angolo di inclinazione $\theta = \text{cost}$
- condizioni di massima efficienza: $E_{\text{max}} = L/D$;
- velocità di efflusso efficace $c = \text{cost}$
- angolo di attacco $\alpha = 35^\circ$ e angolo di spinta $\delta = 0$.

La determinazione della distanza percorsa dal velivolo (x_b) e della velocità di uscita (v_b) ha inizio considerando la legge di continuità dei razzi:

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m} \Rightarrow dt = -\frac{dm}{\dot{m}} \Rightarrow m = m_0 - \dot{m}t$$

e la legge di conservazione della quantità di moto (mv):

$$m\ddot{x} = F + D + L + mg \quad (9)$$

A partire dalla (9) si ottiene il seguente sistema:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dv}{dt} = F - D - mg \sin \theta; \\ L = mg \cos \theta \end{array} \right\}$$

Si passa poi a considerare la legge di spinta dei razzi (F):

$$F = m c = -c \frac{dm}{dt}$$

Manipolando la relazione fra portanza (L) e resistenza (D):

$$D = \frac{L}{E_{\text{max}}} = \frac{mg \cos \theta}{E_{\text{max}}}$$

si ottiene la seguente relazione:

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{c}{m} \frac{dm}{dt} - \frac{g \cos \theta}{E_{\text{max}}} - g \sin \theta$$

Essa, integrata una prima volta ($v = v_0$ per $t = 0$), fornisce l'espressione della velocità:

$$v_b = v_0 - c \ln \frac{m_{b0}}{m_0} - g t_b \left(\frac{\cos \theta}{E_{\text{max}}} + \sin \theta \right) \quad (10)$$

Integrando una seconda volta ($x = x_0$ per $t = 0$) si ottiene la legge ($x_b(t)$) che esprime la posizione in funzione del tempo:

$$x_b = x_0 + v_0 t_b + c \left(\frac{m_{b0}}{\dot{m}} \ln \frac{m_{b0}}{m_0} + \frac{m_p}{\dot{m}} \right) - \frac{1}{2} g t_b^2 \left(\frac{\cos \theta}{E_{\text{max}}} + \sin \theta \right) \quad (11)$$

avendo indicato con m_{b0} la massa di *burn-out* ($m_{b0} = m_0 - m_p$).

6.7 STIMA DELLE MASSE

La massa totale del motore (m_{en}) dipende dalla massa della struttura (m_{cs}), dell'ugello (m_{ug}), dell'isolante (m_{isol}), dell'accenditore (m_{ig}) e del propellente (m_p), secondo la seguente relazione:

$$m_{en} = m_{cs} + m_{ig} + m_{ug} + m_p + m_{isol}$$

6.8 STRUTTURA DEL MOTORE

I componenti della struttura del motore sono il recipiente in pressione e le appendici di collegamento con il resto del velivolo, le quali sono di solito indicati come "*thrust skirt*".

Lo spessore del recipiente (t_{cs}) in pressione si determina facendo ricorso alla relazione seguente [8]:

$$t_{cs} = \frac{p_b D}{2 F_{tu}}$$

con D si indica il diametro interno del recipiente, e con $p_b = c_s \cdot P_{cmax}$ la pressione massima di camera, moltiplicata per un coefficiente di sicurezza. Mentre con F_{tu} si indica il carico ultimo del materiale impiegato.

Le principali caratteristiche dei materiali utilizzati per realizzare la struttura delle camere di combustione sono indicate nella seguente tab. 2.

Materiale	ρ_{cs} [kg/m ³]	F_{tu} [GPa]	E [Gpa]
Alluminio	2800	0.413	68.9
Titanio	4460	1.23	103
Acciaio D6aC	7830	1.52	200
Acciaio 4130	7830	0.862	200
Grafite	1550	1.50	105
Kevlar	1380	0.975	48
Fibra di vetro	1990	1.10	32.4

tab. 2 Caratteristiche dei materiali usati per realizzare la struttura delle camere di combustione

La massa del recipiente in pressione (m_{rp}) è calcolabile come somma del contributo fornito dalle calotte di estremità e dal tratto cilindrico compreso fra esse:

$$m_{rp} = \rho_{cs} t_{cs} D^2 \pi \left(1 + \frac{L_{cy}}{D} \right)$$

dove L_{cy} indicata la lunghezza del tratto cilindrico.

Il peso delle flangie (m_{sk}) si ottiene invece dalla seguente relazione:

$$m_{sk} = \rho_{cs} t_{cs} \pi D^2$$

La massa complessiva (m_{cs}) è data dalla somma dei due termini (m_{sk} & m_{rp}) maggiorata di un coefficiente di sicurezza ($K_{safe} = 1.1$) che permette di cautelarsi da eventuali sottostime dovute alla fase prematura del modello:

$$m_{cs} = 1.1 \cdot (m_{sk} + m_{rp})$$

6.9 SISTEMA DI ACCENSIONE

Il calcolo del peso del sistema di accensione (m_{ig}) è basato sulla conoscenza del cosiddetto parametro di *Heister*, che lega tale peso al volume del canale di porta (V_{canale}) [9].

$$m_{ig} = 0.0138 \cdot V_{canale}^{0.571}$$

Nella precedente relazione m_{ig} è espressa in kg, mentre V_{canale} in cm^3 .

6.10 ISOLAMENTO

Il sottosistema di isolamento termico ha il compito di proteggere la struttura del motore dal calore che si sviluppa durante la combustione e di assicurare il propellente alla struttura stessa durante la deformazione dovuta alla forte pressione interna. Le proprietà richieste alla protezione termica sono bassa conduttività termica e bassa densità per ridurre il peso inerte al minimo.

Tali requisiti hanno portato all'adozione di materiali formati da gomma con fibre di rinforzo. Negli endoreattori per applicazioni spaziali i materiali più utilizzati sono *EPDM* (Ethylene Propilene Dimethyl Monomer) e *NBR* (Natural Butadiene Rubber), rinforzati con fibre quali Asbestos, silicio e kevlar.

Il calcolo dello spessore dell'isolamento (t_{isol}) è basato su un metodo assai empirico che prende avvio dalla

conoscenza del rateo di combustione (r):

$$t_{isol} = t_{esp} r f_s$$

nella precedente si è indicato con t_{esp} il tempo massimo in cui una certa zona della parete resta esposta alle condizioni di temperatura e pressione della camera di combustione. Ciò si verifica nelle zone dove la struttura esterna non è protetta dal propellente. Il fattore di sicurezza f_s è compreso fra 1.25 e 2.

Se si adotta come isolante l'*EPDM* rinforzato con fibre di vetro ($\rho_{isol} = 1100 \text{ kg/m}^3$) un metodo pratico per valutarne il peso (m_{isol}) è il seguente:

$$m_{isol} = 1.788 \cdot 10^{-9} m_p^{-1.33} t_b^{0.965} \left(\frac{L}{D}\right)^{0.144} L_{sub}^{0.058} A_w^{2.69}$$

dove si ha che:

- m_p è la massa del propellente (kg)
- t_b è il tempo di combustione
- L/D è il rapporto fra lunghezza e diametro del motore
- L_{sub} è la percentuale di camera di combustione immersa
- A_w è l'area della superficie della parete esposta ai gas caldi: $A_w = \pi D^2 + \pi D L_{cy}$ (espressa in cm^2).

Un metodo alternativo meno preciso, ma più rapido per valutare la massa del sistema di isolamento termico () è il seguente:

$$m_{isol} = t_{isol} \rho_{isol} A_w$$

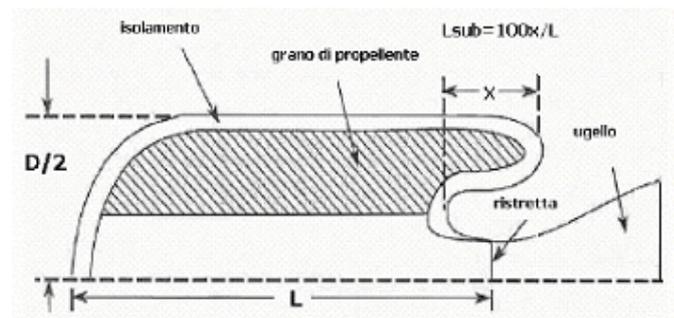


fig. 13 Schema del propellente solido

La fig. 13 mostra lo schema del propellente solido, evidenziandone la parte sommersa della struttura.

6.11 UGELLO

L'ugello è uno dei componenti del motore di maggiore complessità, sia dal punto di vista progettuale che realizzativi. Basta pensare che il 50% dei guasti avvenuti a razzi in volo è stato originato da problemi generatisi nella zona dell'ugello.

Esso può essere realizzato in materiale composito, metallo o gomma; la sezione di gola è quella che subisce le maggiori sollecitazioni termiche ed è realizzata in grafite policristallina, oppure in 3D carbon carbon.

Nella tab. 3¹ sono riassunte le proprietà dei principali materiali impiegati nella costruzione di un ugello.

¹ In tabella si è adottata la seguente simbologia:

- ρ densità
- k conduttività termica
- e rateo di erosione per ablazione nella sezione ristretta.

Materiale	ρ^0 [kg/m ³]	c_p [cal/g K]	κ^{21} [W/m K]	F_m [MPa]	e^{12} [mm/s]
Grafite pirolitica	2200	0.5	0.059	103	0.05
Grafite policristallina	1700	0.60	26	48	0.10
2D Carbon-carbon	1400	0.54	13.8	110	-
3D Carbon-carbon	1900	0.50	31.5	186	0.10
Carbon/Fenolica	1400	0.36	1.00	72.4	0.18
Grafite/Fenolica	1400	0.39	1.59	52.4	0.28
Silicio/Fenolica	1700	0.30	0.55	52.4	1.3
Vetro/Fenolica	1900	0.22	0.028	414	1.5
Carta/Fenolica	1200	0.37	0.40	152	1.9

tab. 3 Proprietà dei principali materiali impiegati nella costruzione di un ugello

Fornire una stima della massa dell'ugello (m_{ug}) non è semplice a causa della sua complessità realizzativa. Un utile valore di riferimento è quello che si ottiene dalla seguente relazione empirica [10]:

$$m_{ug} = 0.25 \cdot 10^{-4} \left[\frac{(m_{prop} c^*)^{1.2} \varepsilon^{0.3}}{p_c^{0.8} t_b^{0.6} (\tan \theta_{cn})^{0.4}} \right] \quad (12)$$

Nella relazione (12) si è indicato con:

- m_p la massa di propellente (kg)
- t_b il tempo di combustione (s)
- p_c la pressione in camera di combustione (MPa)
- c^* la velocità caratteristica (m/s)
- ε il rapporto di espansione
- θ_{cn} l'angolo di semiapertura del cono divergente.

6.12 CARICO UTILE E SISTEMI

All'interno della struttura del motore trovano posto anche sistemi di navigazione, radar, sensori termici (la cui massa complessiva è indicata con m_{sys}), oltre ovviamente al carico utile (m_{pay}). La massa totale (m_{misc}) di tali componenti si calcola facilmente:

$$m_{misc} = m_{pay} + m_{sys} = m_0 - m_{en} \quad (13)$$

Nella relazione (13) si è indicata con m_0 la massa al decollo del veicolo e con m_{en} la massa totale del motore.

7. DIMENSIONAMENTO PROPULSORE CON PROFILO DI SPINTA NEUTRO PER LA MISSIONE DI SRT

I dati d'ingresso del problema di dimensionamento del *kick - stage* sono quelli derivanti dall'analisi della traiettoria di salita e dalla ricerca dei valori di alcune grandezze caratteristiche (es. pressione in camera di combustione (p_c)) su motori della medesima classe di quello da dimensionare.

I principali dati d'ingresso sono:

1. quota di accensione (h_{ig}): 35 km

2. quota di burn - out (h_{bo}): 60 km
3. spinta media (T_{av}): 80000 N
4. tempo di combustione (t_b): 45 s
5. velocità iniziale (v_0): 0 m / s
6. inclinazione: $\theta = 75$ deg
7. pressione in camera (p_c): 4 MPa
8. profilo di spinta: neutro.

Il profilo di spinta scelto impone una sezione trasversale del grano a stella.

Si considera il profilo avente le seguenti caratteristiche:

- spinta massima: $T_{max} = 80000$ N
- tempo di combustione: $t_b = 45$ s
- impulso totale: $I_{tot} = 3600$ N·s

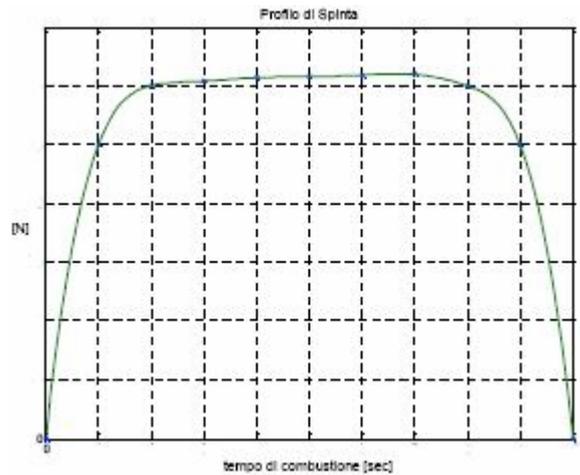


fig. 14 Profilo di spinta neutro

1. Coefficiente di spinta (C_F), impulso specifico reale (I_s) e velocità di efflusso (v_e):

Propellente	C_F	I_s [s]	v_e [m/s]
DB	1.92	272.83	2676.49
DB/AP/Al	1.92	336.93	3305.3
DB/AP-HMX/Al	1.92	341.7	3352.02
PVC/AP	1.89	286.92	2814.66
PVC/AP/Al	1.93	324.82	3186.48
PS/AP	1.92	296.56	2909.25
PS/AP/Al	2.06	335.38	3290.05
PU/AP/Al	1.93	333.77	3274.26
PBAN/AP/Al	1.93	329.6	3233.37
CTPB/AP/Al	1.90	291.4	2858.64
HTPB/AP/Al	1.98	313.5	3075.71
PBAA/AP/Al	1.94	326.7	3205.33
AN/polymer	1.90	223.9	2196.43

tab. 4

2. Sezione di gola dell'ugello (A_t):

Propellente	A_t [m ²]
DB	$10.42 \cdot 10^{-3}$
DB/AP/Al	$10.42 \cdot 10^{-3}$
DB/AP-HMX/Al	$10.42 \cdot 10^{-3}$
PVC/AP	$10.58 \cdot 10^{-3}$
PVC/AP/Al	$10.34 \cdot 10^{-3}$

<i>PS/AP</i>	$10.42 \cdot 10^{-3}$
<i>PS/AP/Al</i>	$9.7 \cdot 10^{-3}$
<i>PU/AP/Al</i>	$10.34 \cdot 10^{-3}$
<i>PBAN/AP/Al</i>	$10.34 \cdot 10^{-3}$
<i>CTPB/AP/Al</i>	$10.5 \cdot 10^{-3}$
<i>HTPB/AP/Al</i>	$10.08 \cdot 10^{-3}$
<i>PBAA/AP/Al</i>	$10.34 \cdot 10^{-3}$
<i>AN/polymer</i>	$10.50 \cdot 10^{-3}$

tab. 5

3. Portata in massa attraverso il propulsore (\dot{m}_p), massa di propellente (m_p) e volume del propellente (V_p)

Propellente	\dot{m}_p [kg/s]	m_p [kg]	V_p [m ³]
<i>DB</i>	29.9	1345	0.835
<i>DB/AP/Al</i>	24.2	1089	0.605
<i>DB/AP-HMX/Al</i>	23.87	1074	0.597
<i>PVC/AP</i>	28.42	1279	0.757
<i>PVC/AP/Al</i>	25.11	1130	0.638
<i>PS/AP</i>	27.5	1238	0.719
<i>PS/AP/Al</i>	24.31	1095	0.636
<i>PU/AP/Al</i>	24.43	1100	0.621
<i>PBAN/AP/Al</i>	24.74	1114	0.629
<i>CTPB/AP/Al</i>	27.98	1260	0.711
<i>HTPB/AP/Al</i>	26.01	1171	0.633
<i>PBAA/AP/Al</i>	24.96	1124	0.635
<i>AN/polymer</i>	36.42	1639	1.117

tab. 6

4. Dimensionamento della camera di combustione

Propellente	A_p [m ²]	r [cm/s]	A_b [m ²]	P_a [MPa]
<i>DB</i>	0.0215	1.14	1.63	3.78
<i>DB/AP/Al</i>	0.0215	1.98	0.679	3.77
<i>DB/AP-HMX/Al</i>	0.0215	1.4	0.947	3.77
<i>PVC/AP</i>	0.0218	1.14	1.47	3.77
<i>PVC/AP/Al</i>	0.0213	1.14	1.24	3.78
<i>PS/AP</i>	0.0215	0.89	1.8	3.77
<i>PS/AP/Al</i>	0.0201	0.79	1.79	3.8
<i>PU/AP/Al</i>	0.0213	0.69	2	3.78
<i>PBAN/AP/Al</i>	0.0213	1.4	1	3.78
<i>CTPB/AP/Al</i>	0.0216	1.14	1.39	3.77
<i>HTPB/AP/Al</i>	0.0209	1.02	1.38	3.79
<i>PBAA/AP/Al</i>	0.0213	0.81	1.38	3.78
<i>AN/polymer</i>	0.0216	0.3	8.28	3.77

tab. 7

5. Lunghezza del canale di combustione (L_c), raggio (R_c) e diametro della sezione trasversale della struttura esterna (D_c) e fattore di riempimento volumetrico (ϵ_v)

Propellente	L_c [m]	R_c [m]	D_c [m]	ϵ_v
<i>DB</i>	1.62	0.414	0.828	0.96
<i>DB/AP/Al</i>	0.675	0.54	1.08	0.98

<i>DB/AP-HMX/Al</i>	0.942	0.457	0.914	0.97
<i>PVC/AP</i>	1.46	0.415	0.830	0.96
<i>PVC/AP/Al</i>	1.24	0.413	0.826	0.96
<i>PS/AP</i>	1.786	0.368	0.736	0.95
<i>PS/AP/Al</i>	1.838	0.341	0.682	0.94
<i>PU/AP/Al</i>	2	0.325	0.65	0.93
<i>PBAN/AP/Al</i>	1	0.456	0.912	0.97
<i>CTPB/AP/Al</i>	1.37	0.414	0.828	0.96
<i>HTPB/AP/Al</i>	1.39	0.38	0.76	0.94
<i>PBAA/AP/Al</i>	1.38	0.391	0.782	0.96
<i>AN/polymer</i>	8.2	0.224	0.448	0.86

tab. 8

Il fattore di riempimento volumetrico (ϵ_v) deve essere compreso in un intervallo di valori caratteristico per ogni tipo di configurazione del grano di propellente. La configurazione a stella ammette valori compresi fra 0.85 e 0.95. Pertanto, solo cinque tra i propellenti considerati sono risultati compatibili con una configurazione a stella del grano.

Tra essi è stato scelto il propellente *HTPB/AP/Al* (Polibutadiene con radicali ossidrilici terminali/ Perclorato d'ammonio/ Polveri di alluminio), in relazione a un criterio basato sul costo e la reperibilità del propellente stesso.

6. Ugello

- area della sezione di efflusso: $A_e = 11.1 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$
- rapporto di espansione: $\epsilon = 11$
- lunghezza ugello: $L_{noz} = 0.486 \text{ m}$

7. Struttura in kevlar:

- Spessore struttura: $t_{cs} = 7.9 \cdot 10^{-3} \text{ m}$
- Peso recipiente in pressione: $m_{ves} = 56.5 \text{ kg}$
- Peso delle flangie d'attacco: $m_{skirt} = 20.5 \text{ kg}$
- Peso della struttura: $m_{cs} = 84.5 \text{ kg}$

8. Isolamento:

- Spessore isolamento: $t_{isol} = 5.1 \cdot 10^{-3} \text{ m}$
- Peso isolamento: $m_{isol} = 20 \text{ kg}$

9. Altri pesi

- peso ugello: $m_{ug} = 9 \text{ kg}$
- peso ignitore: $m_{ig} = 4.7 \text{ kg}$

10. Motore (struttura, propellente, isolamento, ugello, ignitore)

- peso totale: $m_{tot} = 1266 \text{ kg}$.

La validità del dimensionamento effettuato deve essere verificata con una valutazione delle prestazioni del motore da esso derivato. Per far ciò si integra

l'equazione di bilancio della quantità di moto in modo da ottenere le formule (10) e (11) di pag. 8.

Tuttavia, è necessario conoscere la massa totale al decollo del veicolo (m_0). Da dati statistici si deduce che la massa al decollo del motore (m_{decmot}) è data dalla seguente relazione:

$$m_{decmot} = \frac{m_{tot}}{0.85}$$

A tale massa (m_{decmot}) va poi aggiunta quella dell' $FTBV_X$, che risulta pari a 1250 kg; in tal modo si ottiene una massa totale al decollo del veicolo che è data da:

$$m_0 = m_{decmot} + m_{FTBV_X} \Rightarrow m_0 = 2740kg$$

Grazie alla formula (10) è possibile determinare la velocità di *burn-out* (v_b):

$$v_b \cong 1050m/s$$

Mentre, con la formula (11) lo spazio percorso lungo la traiettoria (x_b) vale:

$$x_b = 23104m$$

Ne consegue che la quota di *burn-out* (h_b) è data da:

$$h_b = \frac{x_{bo}}{\sin \alpha} + 35000 \cong 60000m$$

8. REPERIMENTO SUL MERCATO DI UN KICK – STAGE PER LA MISSIONE SRT

Il modello di dimensionamento elaborato ha trovato immediata applicazione nel reperimento sul mercato di un motore con caratteristiche le più possibili compatibili con quelle del motore ottenuto come output del modello.

Tale propulsore è lo *Star 31*, prodotto dalla *Thiokol Corporation*.



fig. 15 Il propulsore *Star 31*

Le caratteristiche propulsive e strutturali dello *Star 31* sono del tutto analoghe a quelle poste che costituiscono i dati di input del modello sviluppato:

- spinta media: $T_{av} = 80000\text{ N}$

- tempo di combustione: $t_b = 45\text{ s}$
- propellente: *HTPB/AP/Al*
- case in Kevlar
- ugello in fibra di carbonio in matrice fenolica.

Per valutare la compatibilità esistente tra i due propulsori è stato effettuato un confronto fra le seguenti grandezze caratteristiche:

- diametro
- lunghezza
- peso al decollo
- tempo di combustione
- spinta media
- impulso totale
- impulso specifico.

I risultati di tale confronto sono riportati nella tab. 9:

Grandezza/Motore	<i>Kick – stage</i> dimensionato	<i>Star 31</i>
Diametro [m]	0.77	0.76
Lunghezza [m]	1.36	1.29
Peso al decollo [kg]	1490	1384.2
Peso del propellente [kg]	1127	1286
Impulso totale [KN·s]	3600	3736
Impulso specifico [s]	325	295

tab. 9 Confronto delle grandezze e dei principali parametri tra il motore dimensionato e lo *Star 31*

La tab. 9 evidenzia mostra come il modello rappresenti una valida base di partenza per il progetto preliminare del *kick – stage* a propellente solido necessario alla missione di *SRT*.

In questa fase non è richiesto un esame approfondito degli aspetti legati ai parametri statistici, come risulta evidente dal divario tra i due pesi al decollo. Il modello per la stima dei pesi utilizzato non consente, infatti, di valutare in maniera univoca e affidabile il risparmio di peso, che è la linea guida nella progettazione di veicoli aerospaziali.

Per quanto concerne il divario tra i due pesi di propellente, esso è spiegabile con il fatto che un modello puramente teorico come quello adottato nel presente lavoro non può tenere conto di una serie di fattori, in base ai quali si stabilisce il peso di propellente da imbarcare; essi sono legati essenzialmente alla presenza dei transienti di accensione e spegnimento e alla sostanziale differenza fra il processo di combustione “teorico” e quello “reale”. Quest’ultima motivazione è anche legata alla differenza fra gli impulsi specifici dei due motori.

Il modello adottato può invece essere considerato pienamente soddisfacente per la stima degli ingombri geometrici (lunghezza, diametro) del motore. Quelli del motore *Star 31* sono: lunghezza = 1290 mm, diametro

= 760 mm. Questi valori sono compatibili con le dimensioni della zona di fusoliera del *FTBV* predisposta per l'alloggiamento del motore (lunghezza = 3530 mm, larghezza = 1208 mm, altezza = 973 mm).

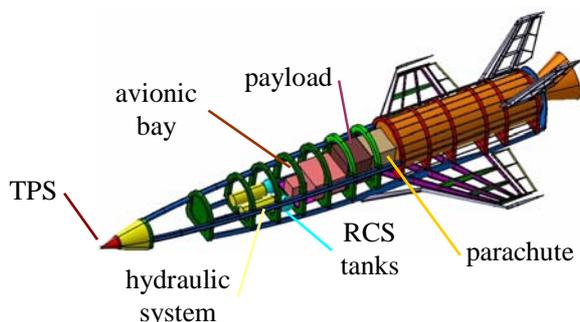


fig. 16 Il secondo stadio in configurazione di missione

8. SISTEMA DI CONTROLLO DEL *KICK - STAGE*

Il sistema di controllo è formato da dieci jet al perossido di idrogeno, posizionati intorno al corpo del motore. Ogni jet è formato da un ugello, un catalizzatore d'accensione con camera di decomposizione, e da una valvola a fungo ad azione rapida.

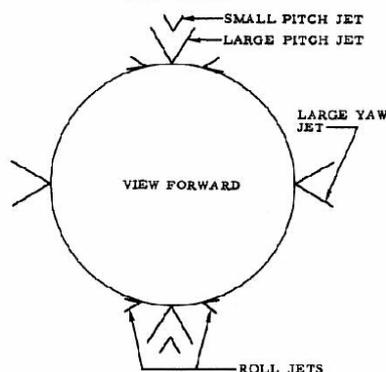


fig. 17 Il sistema di controllo del *kick - stage*

Il sistema fornisce opportune coppie di controllo intorno agli assi di rollio, beccheggio e imbardata ed è formato da due serie di jet:

- la prima è costituita dai jet più grandi ed è utilizzata nelle prime fasi del volo propulso, quando l'inerzia del sistema è maggiore
- la seconda è costituita dai jet più piccoli ed è utilizzata nelle fasi terminali del volo propulso e in fase di coasting, quando l'inerzia del sistema è significativamente ridotta dal consumo di propellente.

La caratteristica di questo tipo di sistema di controllo è quella di oscillare intorno all'assetto desiderato entro la *deadband* quando non è applicato alcun disturbo; quando invece è introdotto un momento esterno di disturbo il sistema di controllo oscilla intorno al margine della *deadband*.

Il progetto del sistema di controllo è basato sulla scelta dei livelli di spinta dei jet di reazione e dei tempi di risposta ammissibili, delle *deadband*, del grado di smorzamento e di altri parametri. Il sistema così progettato dovrà consumare non più di uno specificato quantitativo di propellente, mantenendo l'assetto del sistema lungo ciascun asse con assegnate tolleranze, controbilanciando i momenti esterni di disturbo e riducendo al minimo gli errori transitori.

Va evidenziata la notevole rispondenza del sistema di controllo con i requisiti di missione, grazie alla possibilità di un suo funzionamento anche quando il motore principale è spento. Questa funzione è utile al momento della separazione del secondo stadio alato dal primo stadio, in modo da conferire al velivolo *USV* l'assetto desiderato e da impedire urti accidentali fra lo stesso ed elementi del primo stadio e per effettuare il controllo d'assetto del velivolo anche durante la prolungata fase di volo balistico.

9. CONCLUSIONI

Le analisi effettuate nel presente lavoro hanno condotto alla definizione di un innovativo sistema di lancio ibrido e non convenzionale.

Con i risultati conseguiti il Programma *PRORA - USV* troverà originali indirizzi di sviluppo per le attività spaziali in corso e in fase di definizione. Grazie ad essi sarà infatti possibile dotare il velivolo, attualmente non propulso, di un sistema propulsivo il cui scopo fondamentale è quello di fornire alla comunità scientifica ed industriale la possibilità di sperimentare e validare in volo quelle tecnologie che condurranno allo sviluppo dei sistemi di lancio riutilizzabili della prossima generazione (volo ipersonico e rientro atmosferico).

Tutto ciò sarà possibile con una drastica riduzione dei costi del programma, dal momento che il suddetto propulsore non andrà sviluppato ex novo, ma semplicemente acquisito sul mercato.

Le tecnologie "*reusable*" e del trasporto spaziale a "*basso costo*", nel corso degli anni diverranno sempre più in linea con le esigenze dei bilanci delle Agenzia Spaziali.

Il Programma *PRORA - USV* consente, quindi, al Sistema Italia di acquisire un notevole bagaglio di conoscenze e una significativa visibilità in ambito internazionale.



fig. 18 Il velivolo *USV*

10. RINGRAZIAMENTI

Gli Autori desiderano l'Unità Segmento di Terra e Basi Operative dell'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) ringraziare per l'attività di Ricerca svolta in collaborazione con il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale dell'Università degli Studi di Roma "La Sapienza".

Si ringrazia inoltre il Centro Italiano di Ricerche Aerospaziali (CIRA), ideatore e gestore del Programma *PRORA – USV*.

11 BIBLIOGRAFIA

[1] S.D. Heister: "*A Computer Code for Solid Rocket Motor Design (SRMDES v.2.0) Technical Description and User's Manual*".

[2] R.W. Humble, G.N. Henry, W.J. Larson: "*space Propulsion Analysis and Design*".

[3] G.C. Oates: "*Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*".

[4] K.K. Kuo, M. Summerfeld: "*Fundamentals of solid Propellant Combustion*".

[5] G.V.R. Rao: "*Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust*".

[6] F. Sabetta: "*Gasdinamica*".

[7] J.W. Cornelisse, H.F. Schoyer, K.F. Wakker: "*Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*".

[8] National Aeronautics and Space Administration: "*Solid Rocket Metal Cases*".

[9] National Aeronautics and Space Administration: "*Solid Rocket Igniters*".

[10] National Aeronautics and Space Administration: "*Solid Rocket Motor performance Analysis and Prediction*".

[11] F. Curreri, G. Guidotti, G. Russo, A. Sansone, M. Serpico, M. Solazzo: "*PRORA USV Program The Suborbital Re-Entry Test*".