

1222·2022
800
ANNI



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

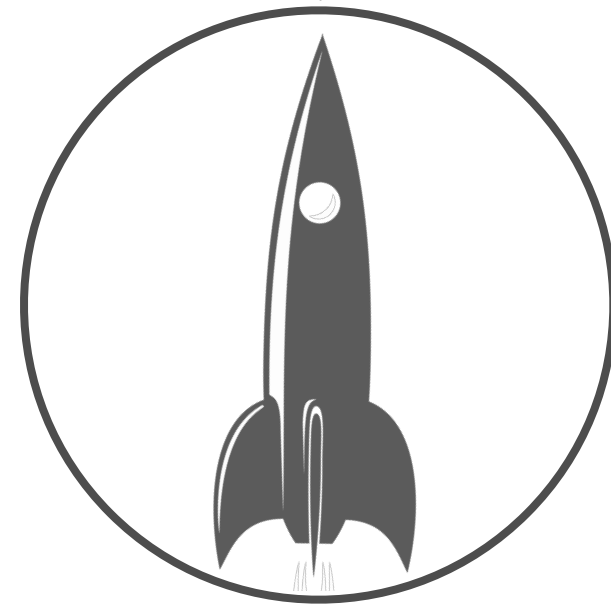
Veicolo orbitale a singolo stadio (SSTO): caratteristiche e criticità del mezzo riutilizzabile del futuro

Relatore: prof. Carlo Bettanini Fecia di Cossato

**Laureanda: Enrica Trevisan
Matricola: 1220173**

Anno Accademico 2022/2023

VEICOLO ORBITALE A SINGOLO STADIO (SSTO)¹



Raggiunge l'orbita con il solo carburante immagazzinato nei serbatoi



Eliminazione del sistema di lancio a più stadi sacrificabile



Ricerca e sviluppo nella dinamica del volo, aerodinamica, propulsione, chimica dei materiali...

Steps per il design e lo sviluppo di un veicolo SSTO



¹ SSTO = Single Stage To Orbit

OBIETTIVI



costi inferiori



maggiore affidabilità



maggiore sicurezza



alte prestazioni



compatibilità ambientale

TIPOLOGIE

- a decollo e atterraggio orizzontali: spaziplano



Fig.1 Rappresentazione di Skylon [1]

- a decollo e atterraggio verticali: razzo monostadio

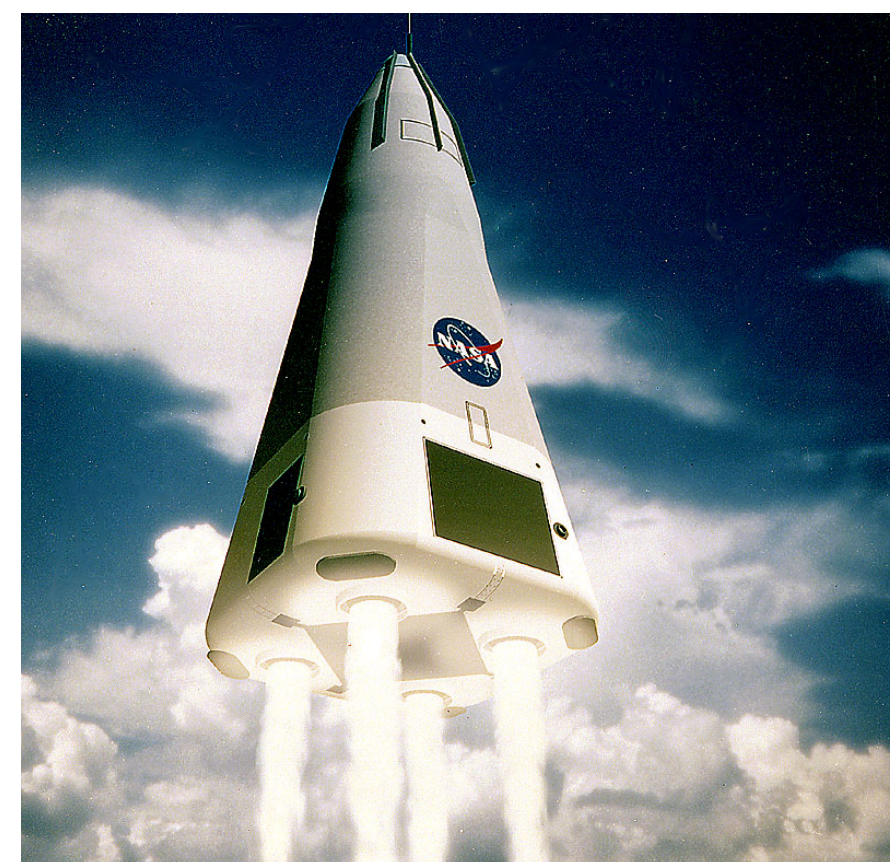


Fig.2 DC-X razzo vettore [2]

APPROCCI

Propulsione

- a respirazione ad aria
- a razzo

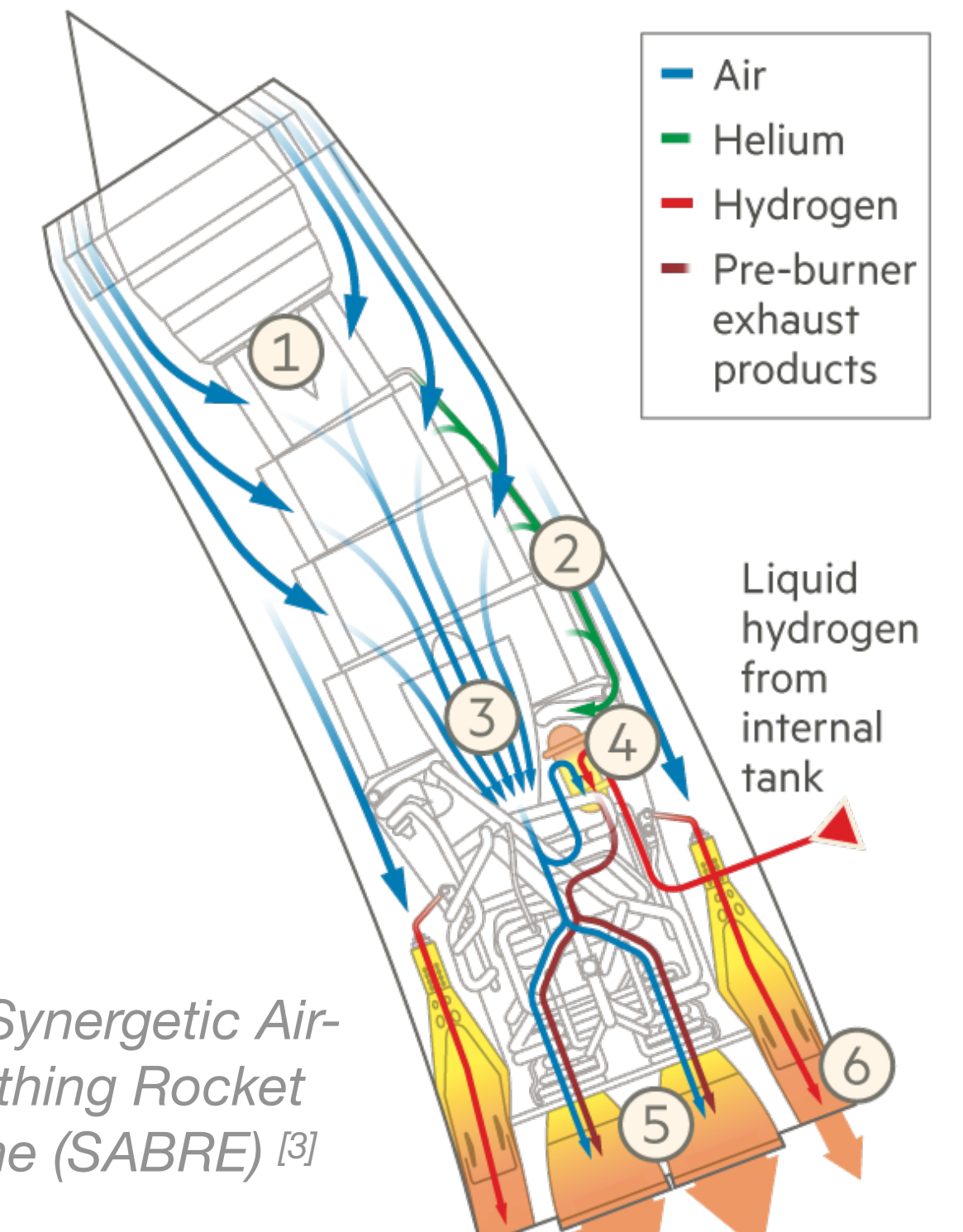
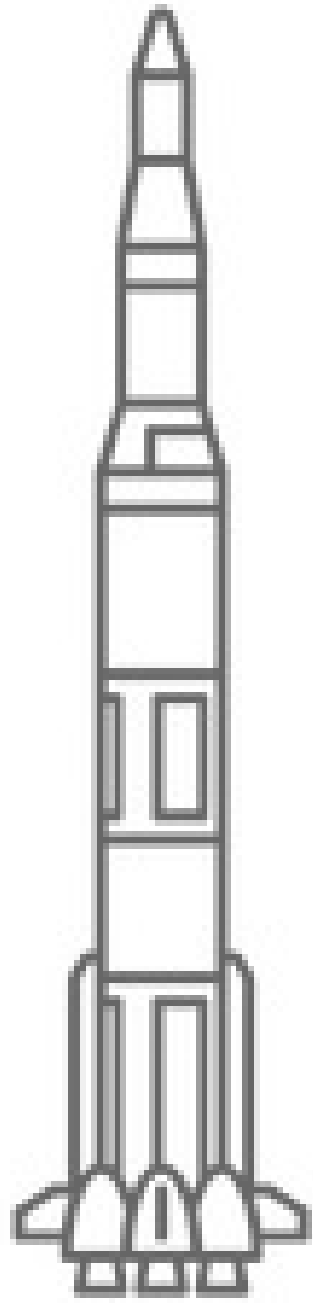


Fig.3 Synergetic Air-Breathing Rocket Engine (SABRE) [3]

punto chiave:
massimizzare la spinta prodotta da un sistema propulsivo riducendo al minimo il peso del veicolo spaziale e massimizzare il payload



MULTISTADIO



raggiungono la velocità orbitale scartando il peso strutturale durante la spinta



difficoltà nel riutilizzare gli stadi sacrificabili



MONOSTADIO



portano in orbita l'intera massa \Rightarrow capacità di carico utile ridotta



sono più facili da alleggerire non avendo ulteriori stadi



evitano lo scarto di motori e strutture costose \Rightarrow riutilizzabilità



evitano l'aumento dei costi di sviluppo di più veicoli separabili



è necessaria un'attenta progettazione per risparmiare il peso, trovando il giusto compromesso tra massa della struttura, del payload e del propellente

CRITICITA'

la velocità di scarico è determinata dalle proprietà di combustione e i combustibili attuali rendono difficile portare in orbita un monostadio

la spinta deve compensare i vincoli imposti dall'atmosfera:

- resistenza aerodinamica
- gravità

la massa strutturale non varia: compromesso tra payload e propellente



7,8 km/s

per raggiungere orbita bassa

progressi nei materiali compositi per ridurre la disparità del GLOW² tra SSTO e TSTO³

² GLOW = Gross Lift-Off Weight

³ TSTO = Two Stages To Orbit

EQUAZIONE DEL MOTO: EQUAZIONE DEL RAZZO IDEALE

equazione del razzo ideale di Tsiolkovsky

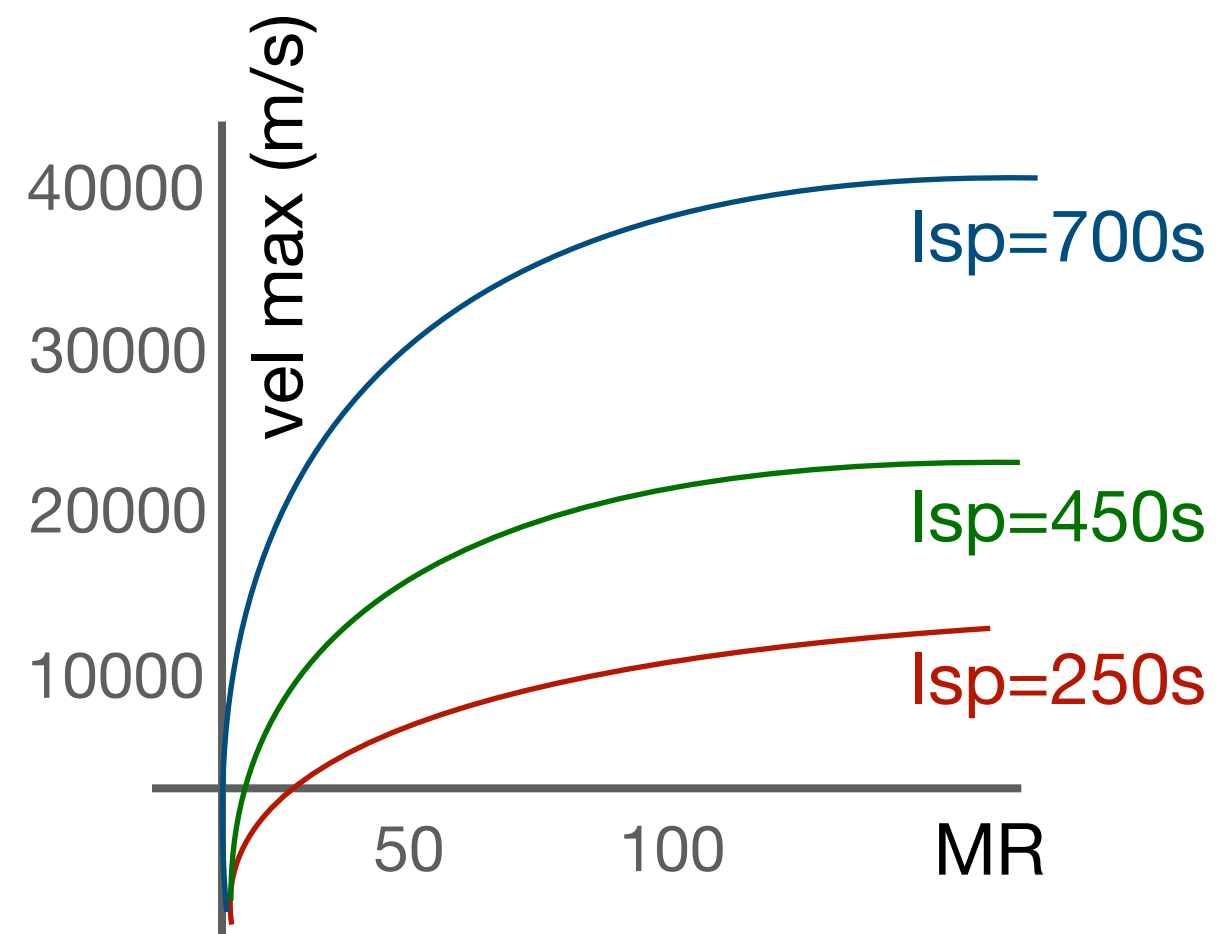
$$\Delta v = I_{sp} \cdot g_0 \ln(MR)$$

variazione di velocità del mezzo
 impulso specifico del propellente
 gravità standard
 velocità di scarico V_e

propellente struttura payload

$$MR = \frac{m_i}{m_f} = \frac{m_p + m_s + m_{pl}}{m_s + m_{pl}}$$

• per massimizzare Δv



• esempio

SSTO
 TSTO I st
 TSTO II st

	m_p (kg)	m_s (kg)	m_{pl} (kg)	I_{sp} (m/s)	m_i (kg)	m_f (kg)	Δv (m/s)
SSTO	100.000	10.000	5.000	450	115.000	15.000	8.992
TSTO I st	50.000	5.000	0	450	115.000	65.000	2.519
TSTO II st	50.000	5.000	5.000	450	60.000	10.000	7.910
							Δv_{tot} 10.429

A

massimizzare V_e

aumentando I_{sp}

$$\frac{dm_p}{dt} = \frac{F}{I_{sp}}$$

⇒ basso consumo di propellente

B

massimizzare MR

diminuendo m_s e m_{pl}
 aumenta PMF⁴ e la massa persa

$$PMF = \xi = \frac{m_p}{m_i} = \frac{m_i - m_f}{m_i} = 1 - \frac{m_f}{m_i} = 1 - \frac{1}{MR} = \frac{MR - 1}{MR}$$

C

assistenza esterna

slitta, traino aereo,
 cavi ipersonici...

⁴ PMF = frazione di massa del propellente

⇒ ad oggi un TSTO è più conveniente

... ma l'equazione ideale del razzo non è stata concepita per veicoli complessi come uno spaziotano che vola in una prima fase endo-atmosferica con motori a respirazione ad aria e in una seconda fase eso-atmosferica con motori a razzo

premessa: dall'eq. del razzo ideale per raggiungere 7.800 m/s con motore a razzo ($I_{sp}=450$ s) risulta $MR=5,85$

step 1: si riscrive l'eq. del razzo ideale tenendo conto delle perdite di velocità (k) dovute a resistenza atmosferica e gravità

$$V_0 = (1 + k)^{-1} \cdot g \cdot I_s \cdot \ln(MR)$$

ora la velocità effettiva richiesta è circa 10.000 m/s e MR circa 9

step 2: l'eq. del razzo a più stadi impilati verticalmente è

$$V_0 = (1 + k)^{-1} \cdot g \cdot I_{sr} \cdot \ln(\varepsilon \cdot MR)$$

con $\varepsilon = \frac{\Pi(MR_i)}{MR}$ il *mass ratio multiplier* che tiene conto delle nuove tecnologie del multistadio

step 3: l'**eq. dello spaziotano** con motore a respirazione ad aria è

$$V_0 = (1 + k)^{-1} \cdot g \cdot I_{sr} \cdot \ln(\xi \cdot MR)$$

con $\xi = MR_a^\beta$ ove $\beta = \frac{I_{sa}}{I_{sr}}$, $MR_a = \frac{M_a}{M_0}$, $MR_r = \frac{M_a}{M_E}$ il *mass ratio multiplier* che tiene conto della tecnologia dello spaziotano bifase

{ (a) fa rif. alla fase endo-atmosferica
{ (r) fa rif. alla fase eso-atmosferica

scopo: bruciare la più piccola quantità di propellente e massimizzare il payload

sia un SSTO a decollo verticale e atterraggio orizzontale (VTOHL) con propulsione ad aria per la raccolta di ossigeno atmosferico in volo supersonico durante una fase di crociera approssimato a corpo misto

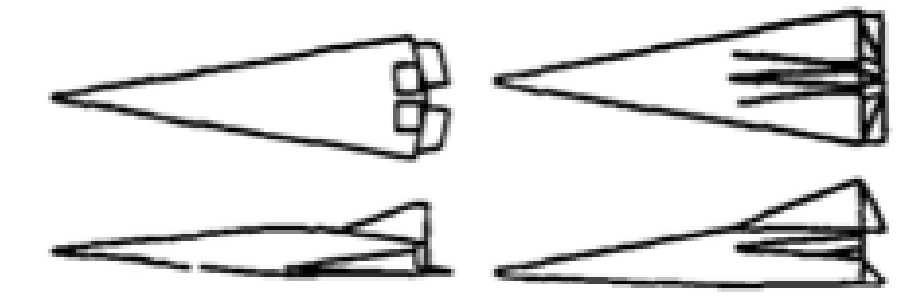


Fig.4 Configurazioni di corpi misti [4]

1. ottimizzazione della fase di salita

- a) criterio di massima finezza: *flight path angle* ottimale per minimizzare consumo carburante
 - b) criterio dell'energia specifica del carburante: angolo di incidenza tale che $f_{s_{max}} \Rightarrow$ consumo di carburante minimo
 - c) criterio della minima resistenza: D_{min} per angolo di incidenza quasi nullo
- si sceglie (a) per fase respirazione e (b) per fase razzo \Rightarrow incremento del payload di almeno 20%

2. ottimizzazione della fase di crociera

- a) altitudine e Mach costanti
 - b) angolo di incidenza e Mach costanti
- si sceglie (a) dato che l'angolo di incidenza è un parametro molto sensibile e si facilita il design della presa d'aria

3. ottimizzazione dell'inserimento in orbita

- a) volo balistico
 - b) trasferimento di Hohmann
 - c) *Powered all the way*
- si sceglie (a) per minor lunghezza di traiettoria e meno propellente bruciato OSS. se gli effetti dell'atmosfera fossero trascurabili si sceglierebbe (b)

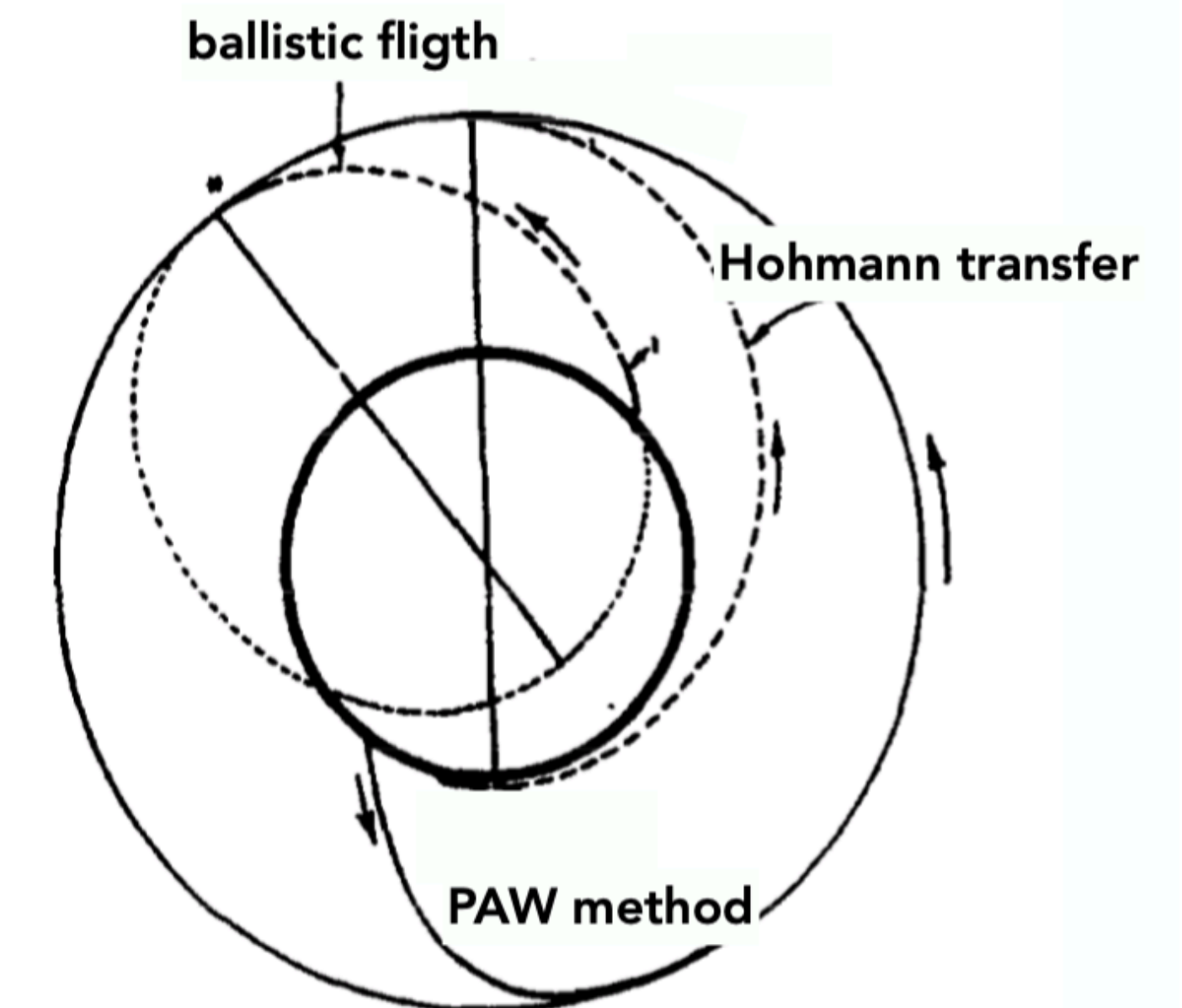


Fig.5 Metodi di inserimento in orbita [5]

MODELLO DI TRAIETTORIA: TRAIETTORIA OTTIMIZZATA

Si consideri il moto dinamico di un veicolo ipersonico modellato come un corpo rigido che sorvola una Terra sferica e rotante con il vento nell'atmosfera trascurabile

La velocità e l'angolo di rotta necessari per eseguire un corretto inserimento in orbita sono valutati come:

$$V_{orbit} = \sqrt{\frac{GMe}{R+h}} \quad \chi_{orbit} = \arcsin\left(\frac{\cos i}{\sin \lambda}\right) + \frac{\pi}{2}$$

Dopo aver eseguito un trasferimento di Hohmann governato dalle seguenti equazioni:

$$\begin{aligned} r_1 &= h + R & \Delta v_1 &= \sqrt{\frac{GMe}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right) \\ r_2 &= R + h_{target} & \Delta v_2 &= \sqrt{\frac{GMe}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} \right) \end{aligned} \quad m_{final} = \frac{m}{\exp\left(\frac{\Delta v_1 + \Delta v_2}{g_0 I_{sp}}\right)}$$

il veicolo approssimato a massa puntiforme esegue la fase di rientro con punto iniziale a ($t=0$) e punto finale a ($t=t_{fin}$) tali che rispettino rispettivamente:

$h(t=0) = h_0 = 120 \text{ km}$	$h(t=t_f) = h_f = 24 \text{ km}$
$v(t=0) = v_0 = 7.8 \text{ km/s}$	$v(t=t_f) = v_f = 0.8 \text{ km/s}$
$\gamma(t=0) = \gamma_0 = -1 \text{ deg}$	$\gamma(t=t_f) = \gamma_f = -10 \text{ deg}$
$\chi(t=0) = \chi_0 = 90 \text{ deg}$	$\chi(t=t_f) = \chi_f = 90 \text{ deg}$
$\lambda(t=0) = \lambda_0 = 1 \text{ deg}$	$\lambda(t=t_f) = \lambda_f = 40 \text{ deg}$
$\theta(t=0) = \theta_0 = 0 \text{ deg}$	$\theta(t=t_f) = \theta_f = 0 \text{ deg}$

→ è stata trovata una traiettoria ottimale fisicamente significativa, che rispetta tutti i vincoli imposti e massimizza il payload

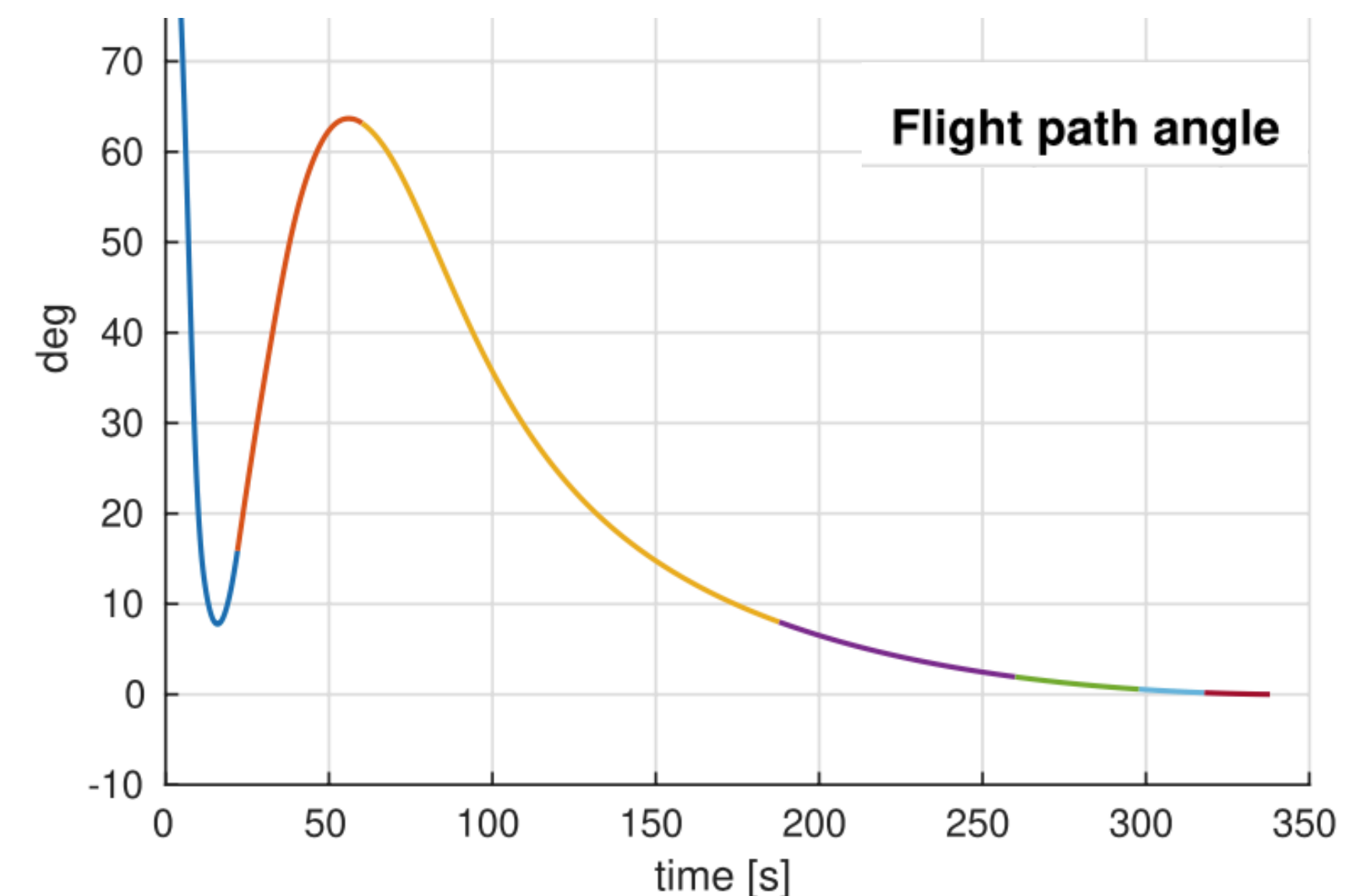
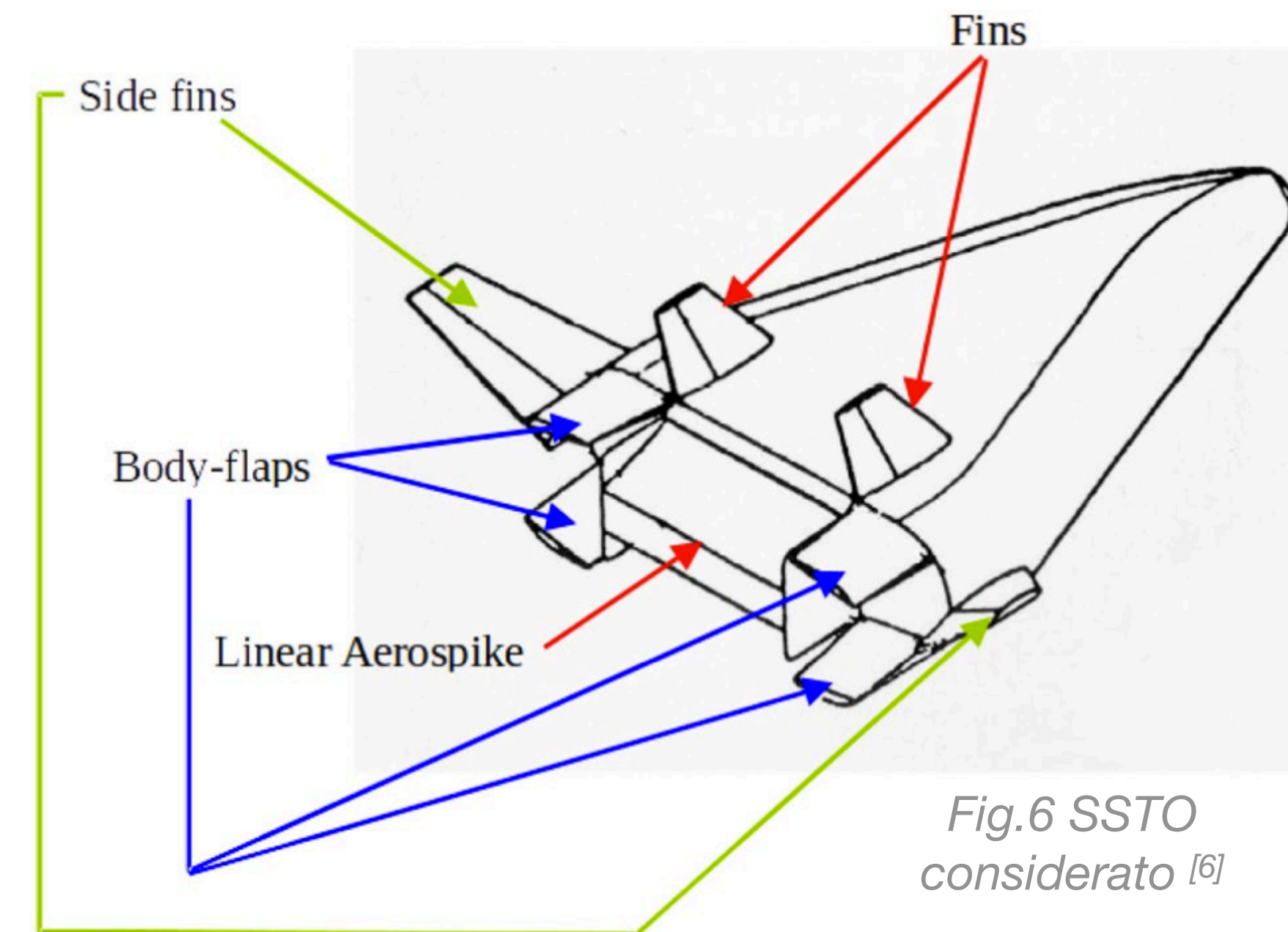


Fig.7 Esempio di soluzione ottimale per uno dei parametri di traiettoria nella fase iniziale [7]

X-33



Fig.8 [8]

X-34



Fig.9 [9]

RADIAN ONE



Fig.10 [10]

SKYLON



Fig.11 [11]



CONCLUSIONI

l'idea dietro a un monostadio è (1) ammortizzare i costi su voli ripetuti, (2) maggiore affidabilità e (3) maggiore sicurezza

ad oggi è marginalmente possibile lanciare dalla Terra un veicolo spaziale costituito da un solo stadio

l'equazione del razzo di Tsiolkovsky mostra che il peso morto impedirà di raggiungere l'orbita a meno che il rapporto di massa non sia molto alto

la progettazione ottimale della traiettoria permette di ottenere un guadagno in termini di payload

studio da portare ai limiti per superare lo stato dell'arte attuale e rendere concreta l'idea di un mezzo monostadio riutilizzabile all'avanguardia

BIBLIOGRAFIA

Design and Development of Single-Stage-To-Orbit Vehicles - Frederik S. Billig
Single Stage to Orbit: meeting the challenge - Delma C. Freeman, Theodore A. Talay e Robert Eugene Austin
Space Shuttle Ascent - nasa.gov
The Spaceplane Equation - Raghavan Gopaldaswami
Single-stage to orbit ascent trajectory optimisation with reliable evolutionary initial guess - Francesco Marchetti, Edmondo Minisci e Annalisa Riccardi
Trajectory Optimization for a S.S.T.O. using in-flight LOX collection - M. Saint-Mard e P. Hemhick
Re-entry trajectory optimization for a SSTO vehicle in the presence of atmospheric uncertainties - Fabrizio Pescetelli, Edmondo Minisci e Richard E. Brown
High Altitude Launch for a Practical SSTO - Geoffrey A. Landis e Vincent Denis
X-33 Reusable Launch Vehicle Demonstrator, Spaceport and Range - Gary Letchwort
An Air-Breathing Launch Vehicle Concept for Single-Stage-to-Orbit - Charles J. Trefny
The edge of space: Revisiting the Karman Line - Jonathan C. McDowell

Single Stage To Orbit - <https://en-academic.com/dic.nsf/enwiki/18114>
The rocket equation's challenge for SSTOs - <https://newspaceglobal.com/rocket-equations-challenge-single-stage-orbit-vehicles/>
A Single-Stage-to-Orbit Thought Experiment - http://www.spacefuture.com/archive/a_single_stage_to_orbit_thought_experiment.shtml
An Examination Of Feasible Rocket Propulsion Systems For A Future Single Stage Rocket - <https://ysjournal.com/astrophysics/an-examination-of-feasible-rocket-propulsion-systems-for-a-future-single-stage-rocket/>
Uno spaziplano a singolo stadio - <https://www.showtechies.com/uno-spaziplano-a-singolo-stadio/>

Fonti immagini

- [1] Focus.it
- [2] Space.com
- [3] ft.com
- [4] Trajectory Optimization for a S.S.T.O. using in-flight LOX collection - M. Saint-Mard e P. Hemhick
- [5] Trajectory Optimization for a S.S.T.O. using in-flight LOX collection - M. Saint-Mard e P. Hemhick
- [6] Single-stage to orbit ascent trajectory optimisation with reliable evolutionary initial guess - Francesco Marchetti, Edmondo Minisci e Annalisa Riccardi
- [7] Single-stage to orbit ascent trajectory optimisation with reliable evolutionary initial guess - Francesco Marchetti, Edmondo Minisci e Annalisa Riccardi
- [8] nasa.gov
- [9] nasa.gov
- [10] hwupgrade.it
- [11] cbsnews.com