



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

INNOVAZIONE NEI SISTEMI DI LANCIO ED ESPERIENZA ITALIANA

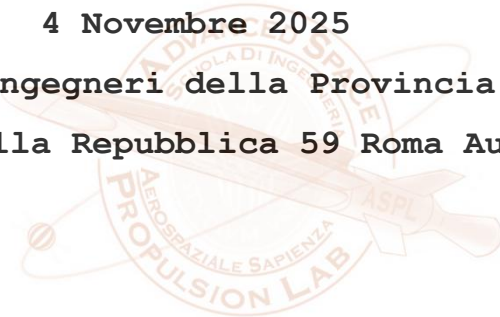
Prof. Antonella Ingenito
Sapienza, Università di Roma

Sistemi di Lancio Innovativi e Navigazione

4 Novembre 2025

Ordine degli Ingegneri della Provincia di Roma

Piazza della Repubblica 59 Roma Aula 1



PERCHÉ PARLARE DI NUOVI SISTEMI DI LANCIO?



ridurre i costi per kg in orbita da $>\$20\ 000/\text{kg}$ $\rightarrow$ $<\$3\ 000/\text{kg}$

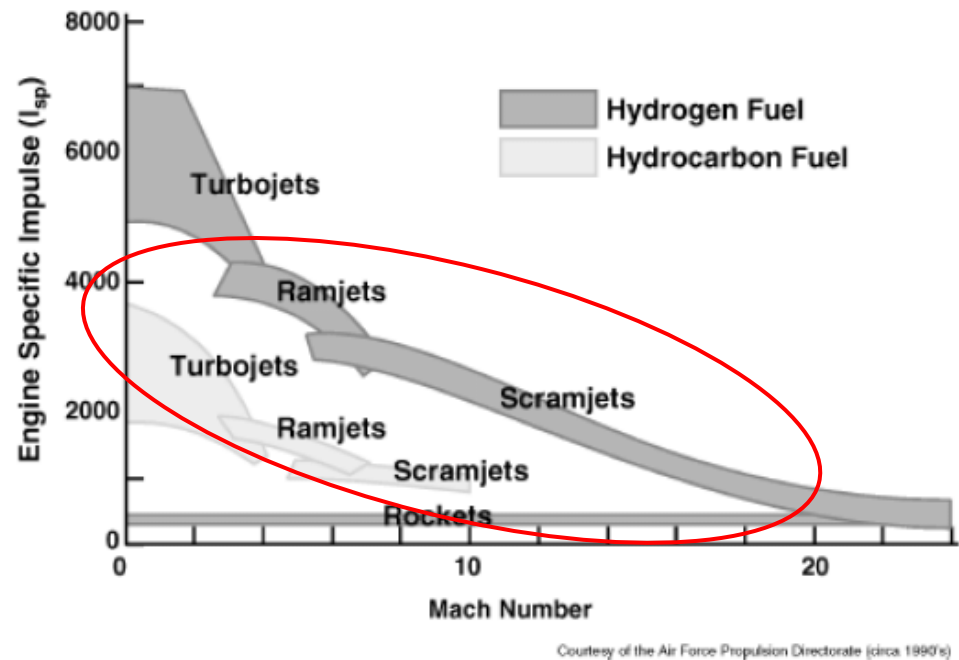
→ aumento riutilizzabilità, affidabilità, il numero di lanci/anno e semplicità operativa

Con l'arrivo dei sistemi riutilizzabili (come Falcon 9, New Shepard, SpaceX Starship, RFA One o Terran R), i razzi expendable stanno gradualmente scomparendo o venendo relegati a missioni specifiche

POSSIAMO ANCORA MIGLIORARE L'EFFICIENZA CON L'IMPLEMENTAZIONE DI MOTORI AIRBREATHING?

- **SSTO (Single Stage To Orbit)**: un solo veicolo che decolla da terra e raggiunge l'orbita senza separazioni.
- **TSTO (Two Stage To Orbit)**: due veicoli integrati, di cui il primo funge da "booster" e il secondo completa l'ascesa a razzo.

PERCHÉ CICLI COMBINATI CON MOTORI AIRBREATHING?



L'impulso specifico (I_{sp}) di un airbreathing può essere 7 volte superiore a quello di un razzo a Mach 7 (McClinton, NASA, 2006) → minore **quantità di ossidante a bordo** con aumentare l'efficienza globale.

Tipo	Regime Mach	Caratteristiche
Turbojet / Turbofan	0-3	Alta spinta, bassa quota
Ramjet	3-6	Compressione dinamica, nessuna turbina
Scramjet	6-15	Combustione supersonica, alta efficienza
Rocket	>15	opera nel vuoto

Queste tecnologie vengono combinate in motori:

- **TBCC (Turbine-Based Combined Cycle)**
- **LACE (Liquid Air Cycle Engine)**: liquefazione e uso dell'ossigeno atmosferico.
- **KLIN Cycle**: ciclo termico integrato con recupero di calore.

Vantaggio teorico: efficienza +15-20%, minore peso propellente.

Limite pratico: aumento di massa e complessità meccanica.

Esperienze storiche e casi di studio: a partire dagli anni 60 dal Dyna Soar al NASP...

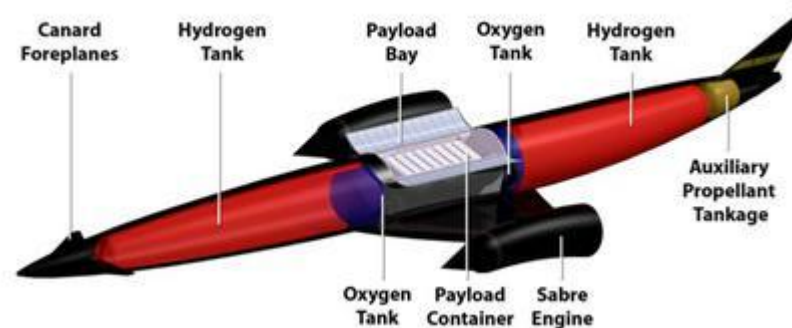
- **US NASP / X-30**

- Primo grande tentativo di SSTO airbreathing (anni '80)
- Motore TBCC (turbofan → ramjet → scramjet → rocket).
- Mach target: 25.
- Fallito per limiti nei materiali strutturali e gestione
- Tuttavia, gettò le basi per X-43, X-51 e per i moderni
- LOx/H2



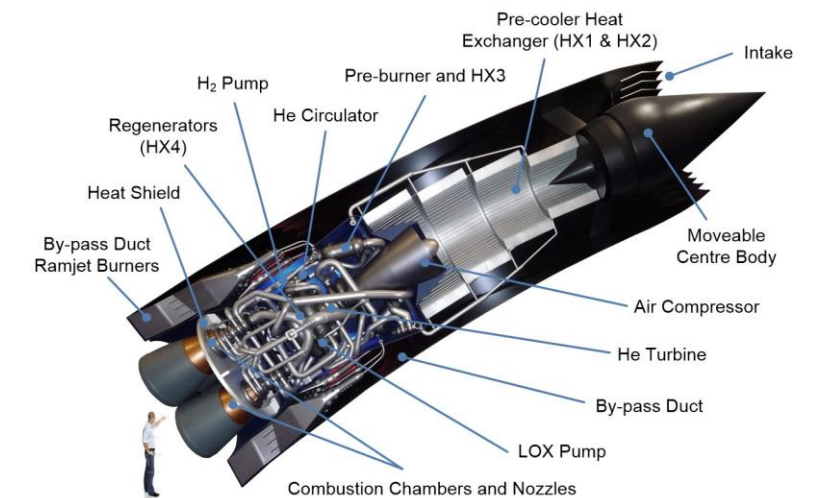
- **GB HOTOL / Skylon**

- Concetto SSTO con motore ibrido **SABRE** (Reaction Engines).
- Pre-cooler che condensa aria prima della compressione, poi commuta in
- Cancellato



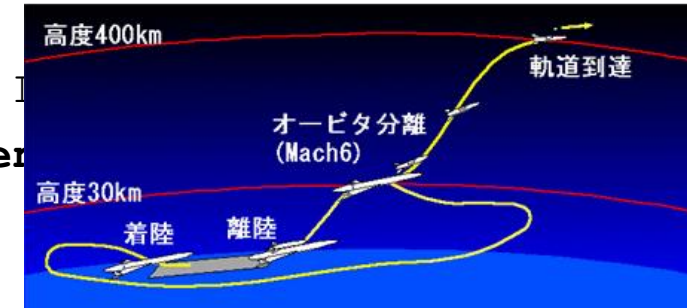
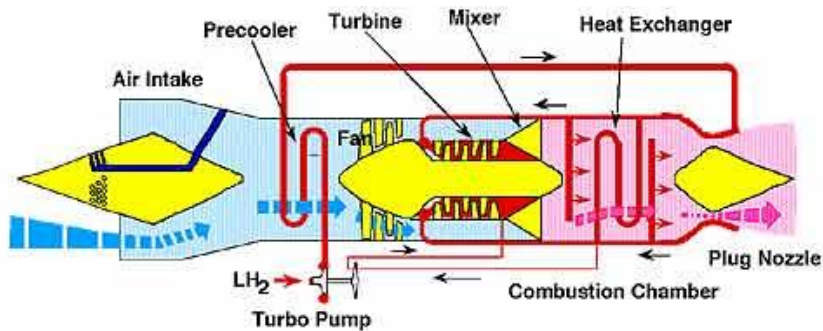
Company General Use

The SABRE engine



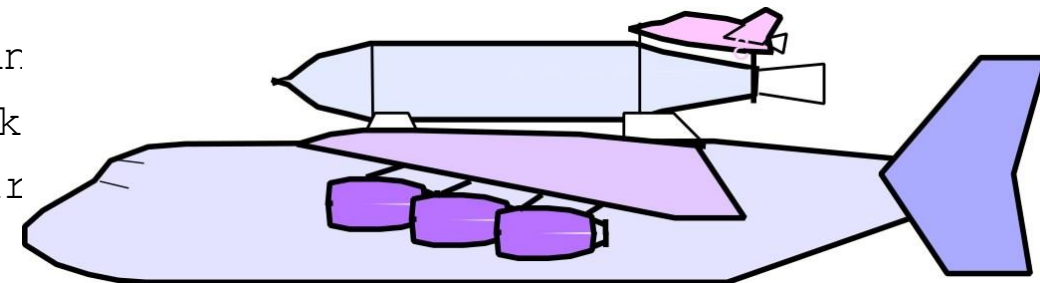
- **JP ATREX e TSTO ISAS**

- Motore a ciclo espansore *turbo-ramjet* con pre-cooler e combustione in stadi
- Primo stadio di un TSTO giapponese (Mach 6, 27 km).
- Thrust per motore ~130 kN; veicolo 180 t, L/D = 3.5.
- Obiettivo: riutilizzabilità + efficienza airbreathing → 3 t in LEO
- Fondamentale: **uso di idrogeno liquido per raffreddamento e potenza turbinica.**



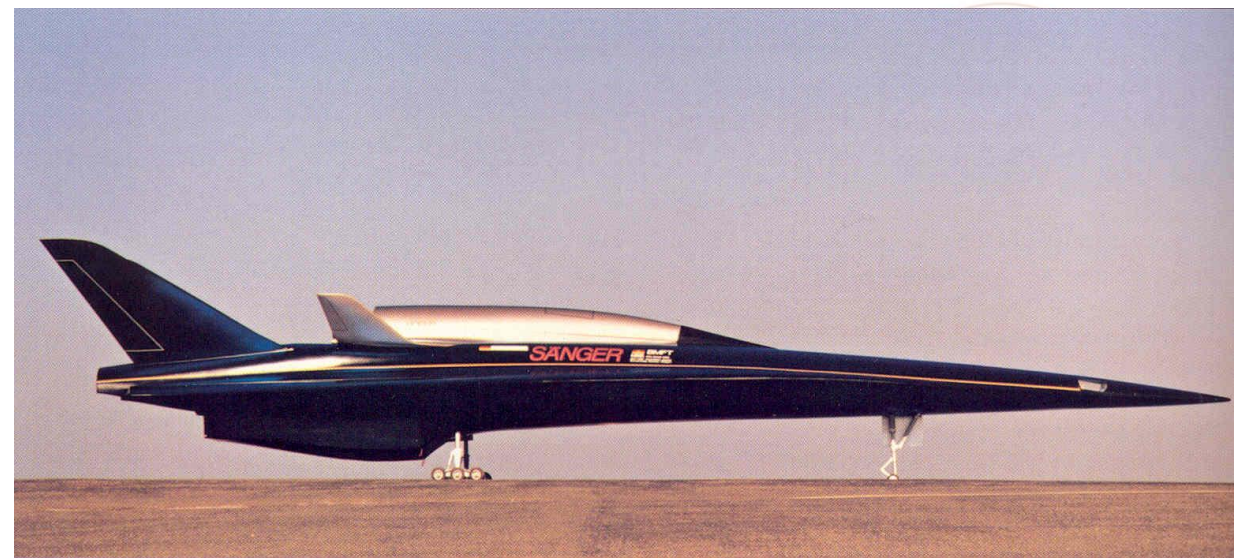
- **RU MAKS**

- Airlaunch TSTO: orbiter con serbatoio esterno su Ar.
- Motore tripropellente RD-701 (RP→LH₂ switch), 440 k
- Soluzione avanzata di stabilità (CG/CP costante dur



DE Säger II / HORUS

Primo stadio airbreathing Mach 6-7 con scramjet, secondo stadio a razzo.
Alta efficienza teorica, ma annullato per costi e materiali.
Progenitore dei moderni concept "spaceplane" europei.



US NASA X-43 e X-51

Dimostratori scramjet a idrogeno /JP7 volati a Mach 6.9 e 9.6.
Confermano modello CFD e validano combustione supersonica stabile.
Dati fondamentali per futuri TSTO con primo stadio airbreathing.



Tabella comparativa dei progetti principali

Programma	Agenzia (Paese)	Inizio	Stato	Stadi	Propulsione	Architettura	Risultati principali / Note
NASA X-43A (Hyper-X)	NASA (USA)	1996	concluso (2004)	1	Scramjet	SSTO sperimentale	Volo record Mach 9.6; 2/3 voli riusciti; prototipi in mare Mach 5.1, 143 s di spinta (2013); 1 volo di successo su 3 Mach 6 per 5 s (2016); secondo test ignizione (2024); dati test a terra Test motore (precooler 2012); nessun volo; società in amministratio ne Test a terra di
Boeing/DARPA X-51A	USAF/DARPA (USA)	2003	concluso (2013)	1	Scramjet (JP-7)	Drone ipersonico	
ISRO HSTDV/HAVA	ISRO (India)	2010 ca.	in sviluppo	2	Scramjet (H ₂)	TSTO concetto (1° stadio aria)	
Reaction Engines - Skylon	Reaction Engines Ltd (UK)	1989	annullato (2024)	1	SABRE (ciclo combinato precooled)	SSTO riutilizzabil e	
	JAXA/ISAS		concep	1	Turbojet	Velivolo	

Veicoli con Propulsione Airbreathing vs Payload

Veicolo / Programma	Agenzia	Tipo	Stadio	Motore Airbreathing	Payload (LEO)	Note principali
Skylon (SABRE)	Reaction Engines (UK)	SSTO riutilizzabile	1	Ciclo combinato precooled	~15-17 t (progetto)	Primo stadio opera con aria fino a Mach ~5, poi ciclo razzo. Progetto sospeso (2024).
TSTO ISRO (concetto HAVA)	ISRO (India)	TSTO parzialmente riutilizzabile	2	Scramjet + razzo	~2 t (concetto)	Primo stadio airbreathing, secondo a razzo. In fase concettuale, test scramjet in corso.
Tu-2000 (URSS)	Tupolev OKB (URSS)	SSTO (concetto)	1	Turbojet + ramjet + razzi	~8-10 t (progetto)	Mai costruito, richiesto un veicolo >200 t. Elevatissima complessità.
X-43A	NASA (USA)	Dimostratore	1	Scramjet (H2)	Nessuno (test suborbitale)	Record mondiale: Mach ~9.6. Nessun carico utile. Usato per studio propulsione.
X-51A Waverider	USAF/Boeing (USA)	Missile testbed	1	Scramjet (JP-7)	Nessuno (demo arma)	Tecnologia per ipersonico militare, non per orbita. Volo max: Mach ~5.1
Company General Use						



Sistema	Tipo	Mach di staging	ΔV richiesto	Payload fraction	Stato
NASP	SSTO airbreathing	25	14-15 km/s	<1%	cancellato
X-33 / VentureStar	SSTO razzo	-	9.3-9.8 km/s	3.6%	cancellato
Sänger II	TSTO airbreathing	6-7	9.5 km/s	4%	cancellato
MAKS	Airlaunch TSTO	0.8	9 km/s	5%	annullato
ATREX TSTO	TSTO airbreathing	6	9.3 km/s	3 t LEO	in studio
Skylon (SABRE)	SSTO ibrido	5.5-25	9.2 km/s	4-5%	cancellato

PERCHÉ ANCORA NON SI È GIUNTI AD UNA SOLUZIONE INNOVATIVA PER QUESTI SISTEMI DI

→ Analisi sviluppata VDK/HC Methodology

EU FESTIP - Future European Space Transportation Investigations Programme

Periodo: anni '90 (ESA)

Scopo: studiare **concetti europei di veicoli riutilizzabili** per il futuro accesso allo spazio.

- Progetto coordinato da **ESA**, con partecipazione di **CIRA, DLR, Astrium** e altri.

- Analizzava **concetti tipo SSTO e TSTO airbreathing**, tra cui il "Hopper" e il "Phoenix" (precursori dei dimostratori suborbitali).

- **Obiettivi:**

- definire architetture riutilizzabili europee;
- identificare tecnologie chiave: materiali ad alta temperatura, avionica autonoma, TPS avanzati.

- Ha gettato le basi per i progetti **FLPP** (Future Launchers Preparatory Programme) e successivamente **Themis**.

- **EU FLPP - Future Launchers Preparatory Programme ESA / CNES / DLR**

- **Ente:** ESA (dal 2004 a oggi)

- **Scopo:** preparare tecnologie per la nuova generazione di lanciatori europei.

- Include: materiali avanzati, TPS riutilizzabili, avionica autonoma, propulsione a metano.

- Ha dato origine a:

- **Prometheus** (motore low-cost LOX/CH₄), stampa 3d, ESA/CNES/AVIO

- **Themis** (primo stadio riutilizzabile metano ossigeno), ESA / ArianeGroup / CNES / ASI

- **Callisto- Cooperative Action Leading to Launcher Innovation in Stage Toss-back**





- **IT PRORA - Programma Nazionale di Ricerche Aerospaziali**

- **Periodo:** inizio 2000s (ASI + CIRA)
Scopo: creare **una piattaforma nazionale italiana per tecnologie di accesso autonomo allo spazio.**
- Comprende più linee:
- **USV (Unmanned Space Vehicle):** dimostratori di volo suborbitale e di rientro atmosferico (voli a Mach 10-12).
- **FLPP ITA:** contributo italiano al programma ESA di lanciatori futuri.
- **HYPROB:** sviluppo di motori ibridi LOX-Paraffina.
- **TPS e strutture riutilizzabili:** sviluppo di scudi termici in CMC (Ceramic Matrix Composites).

PRORA ha dato all'Italia la **base tecnologica** oggi riutilizzata in *Vega-E*, *Space Rider*, e nei progetti di rientro europeo (*IXV*, *Themis*).



Epoca	Programma	Paese/Ente	Obiettivo principale
1993-99	FESTIP	ESA	Studi TSTO/SSTO riutilizzabili
2000-10	PRORA	ASI/CIRA	Accesso autonomo e USV
2010-oggi	HYPROB	ASI/AVIO	Motori ibridi green
2015	IXV	ESA/ASI	Rientro orbitale
2020-oggi	VEGA-E / M10	Italia	Lanciatori green metano
2020-30	THEMIS / Prometheus / RETALT	ESA	Riutilizzo e propulsione metano
2025	Space Rider	ESA/ASI	Veicolo riutilizzabile orbitale

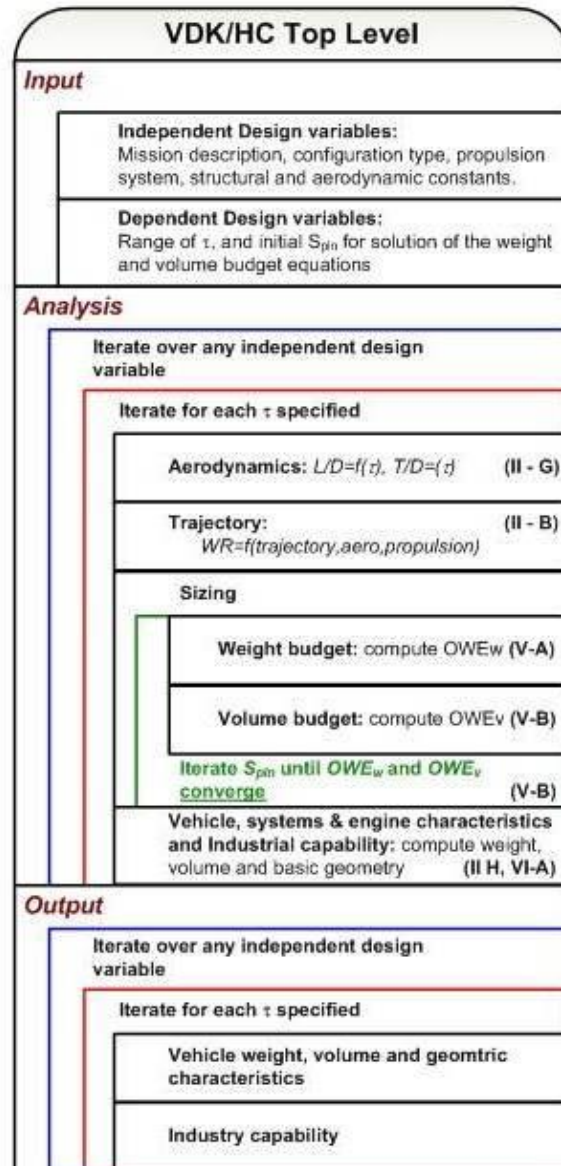
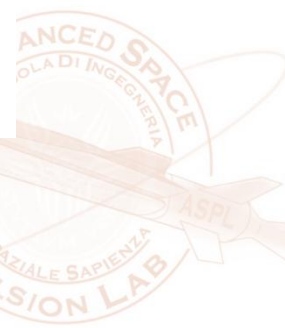
PERCHÉ ANCORA NON SI È GIUNTI AD UNA SOLUZIONE INNOVATIVA PER QUESTI SISTEMI DI

→ Analisi sviluppata VDK/HC Methodology

VDK/HC Methodology



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA



Chudoba, Czysz, NIANASA, 2008

VDK/HC parametric sizing (PS) methodology

developed since the '80s and applied to:

(a) high-performance subsonic to hypersonic aircraft

(b) reusable space launchers

The sizing methodology shown converges by solving the

(i) weight budget ($OWE_w = W_{dry}$) and

(ii) volume budget ($OWE_v = W_{OE}$)

equations simultaneously for OWE and planform area S_{pln} for a given slenderness parameter Kucheman's τ .

Weight Budget:

$$W_{dry} = \frac{[I_{str} \cdot K_w \cdot S_{pln} + C_{sys} + W_{cprv} + TW_0 \cdot W_R / E_{TW} \cdot (W_{pay} + W_{crw})]}{[(1/1 + \mu_a) - f_{sys} - TW_0 \cdot W_R / E_{TW}]}$$

Volume Budget:

$$W_{OE} = \frac{\tau \cdot S_{pln}^{1.5} \cdot (1 - k_{vv} - k_{vs}) - (v_{pcrw} - k_{crw}) \cdot N_{crw} - W_{pay} / \rho_{pay}}{(WR - 1) / \rho_{ppl} + k_{ve} \cdot TW_0 \cdot W_R}$$

Sänger II



Mission Requirements

- Reusable 1st-stage Blended Body for TSTO Space Transportation System
- Horizontal Takeoff Horizontal Landing Aircraft Operation
- Operational Expectancy of 300-400 Flights Over 15 Years
- Commercial Configuration Concept

Design Requirements

Geometry:

S_{plan} (m ²)	1435
S_{wet} (m ²)	3688
V_{total} (m ³)	3640
tau	0.067
Length (m)	83
Span (m)	42

Performance:

Max Altitude (km)	31
Max Speed (M)	6.8
Runway Length (m)	NA

Propulsion:

Propulsion Mode	turbo-ramjet
Number of Engines	5
Propellant Type	LH2

Aerodynamics:

Subsonic L/D	NA
Hypersonic L/D	5.85 at M=6
Down Range (km)	3780

Weights:

Gross Weight (ton)	340
Payload Weight (ton)	88
Structure Weight (ton)	61
Propellant Weight (ton)	100
OEW (ton)	152
OWE (ton)	240

NA = Not Available

ELAC (AFRL) Ejector–LACE Airbreathing Cycle



Mission Requirements

- Reusable 1st-stage Elliptical Body for TSTO Space Transportation System
- Horizontal Takeoff Horizontal Landing Aircraft Operation
- Research Configuration Concept

Design Requirements

Geometry:

S_{plan} (m ²)	1341
S_{wet} (m ²)	3446
V_{total} (m ³)	3241
tau	0.066
Length (m)	70
Span (m)	31

Performance:

Max Altitude (km)	30
Max Speed (M)	4.5
Runway Length (m)	NA

Propulsion:

Propulsion Mode	turbo-ramjet
Number of Engines	6
Propellant Type	LH2

Aerodynamics:

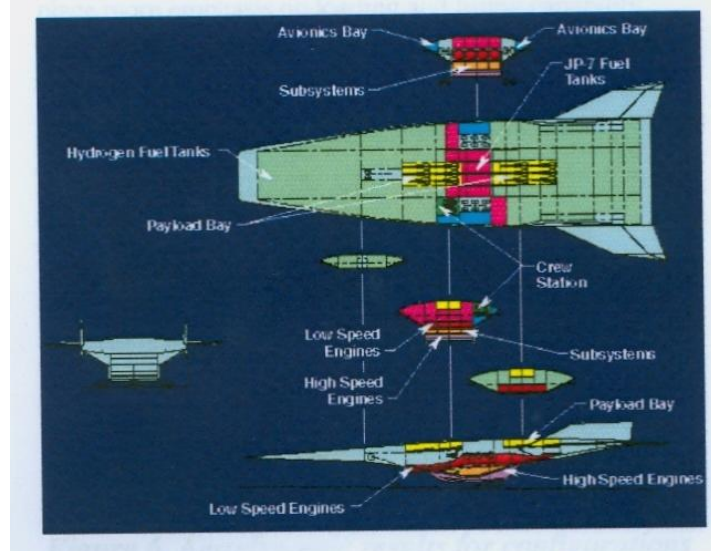
Subsonic L/D	NA
Hypersonic L/D	3.9 at M=4.47, 26km
Down Range (km)	5400

Weights:

Gross Weight (ton)	402
Payload Weight (ton)	108
Structure Weight (ton)	58
Propellant Weight (ton)	133
OEW (ton)	160
OWE (ton)	268

NA = Not Available

DF-9



Mission Requirements

- Reusable 1st-stage Waverider for TSTO Space Transportation System or Single Stage Cruise
- Horizontal Takeoff Horizontal Landing Aircraft Operation
- Research and Military Configuration Concept

Design Requirements

Geometry:

S_{plan} (m ²)	757
S_{wet} (m ²)	1885
V_{total} (m ³)	3748
tau	0.180
Length (m)	64
Span (m)	23

Performance:

Max Altitude (km)	85
Max Speed (M)	10
Runway Length (m)	4572

Propulsion:

Propulsion Mode	turbo-ram/scramjet
Number of Engines	NA
Propellant Type	JP-7/LH2

Aerodynamics:

Subsonic L/D	NA
Hypersonic L/D	NA
Down Range (km)	15742

Weights:

Gross Weight (ton)	241
Payload Weight (ton)	13
Structure Weight (ton)	43
Propellant Weight (ton)	140
OEW (ton)	88
OWE (ton)	102

NA = Not Available

Implementation - **PROCEDURE**

1. FIX INPUT :

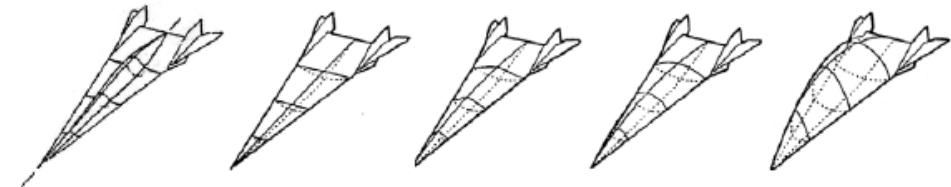
$$\tau = 0.01 - 0.2$$

$$S_{plan} = 1000 - 20000 \text{ ft}^2$$

2. From equations **CALCULATE** all variables: S_{wet} , V_{tot} , V_{pay} , V_{void} , V_{fuel} , L/D , $TOGW$, W_{sys} , W_{prop} , W_{fuel} , W_{str} , $K_w(t)$

3. **ITERATE** total Volume of vehicle until

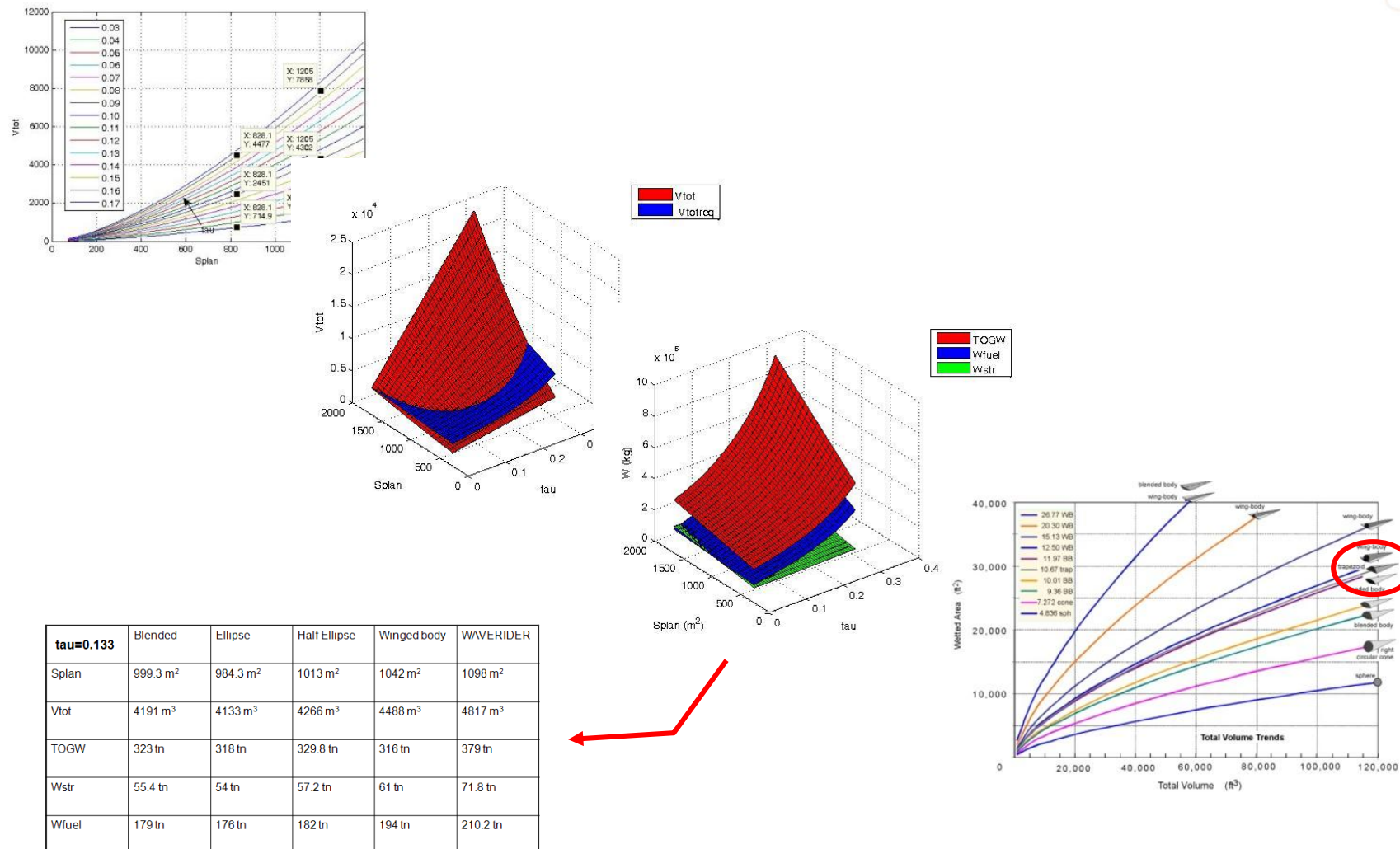
volume available (calculated from τ) = **volume required** (calculated from $TOGW$)



	Minimum Wing- Body	Minimum Blended Body	Slender	Nominal	Stout
τ	0.032	0.032	0.063	0.104	0.229
K_w	2.698	2.447	2.50	2.65	3.39
K_v	0.383	0.340	0.394	0.400	0.399
$S_{wet}/V_{tot}^{(2/3)}$	26.8	24.2	15.8	12.0	9.06
$\beta \cdot C_{D0}$	0.0615	0.0613	0.0674	0.0809	0.0986
L/D	4.82	4.81	4.71	4.57	4.13

Figure 73. Blended-Body Characteristics

Results



Results



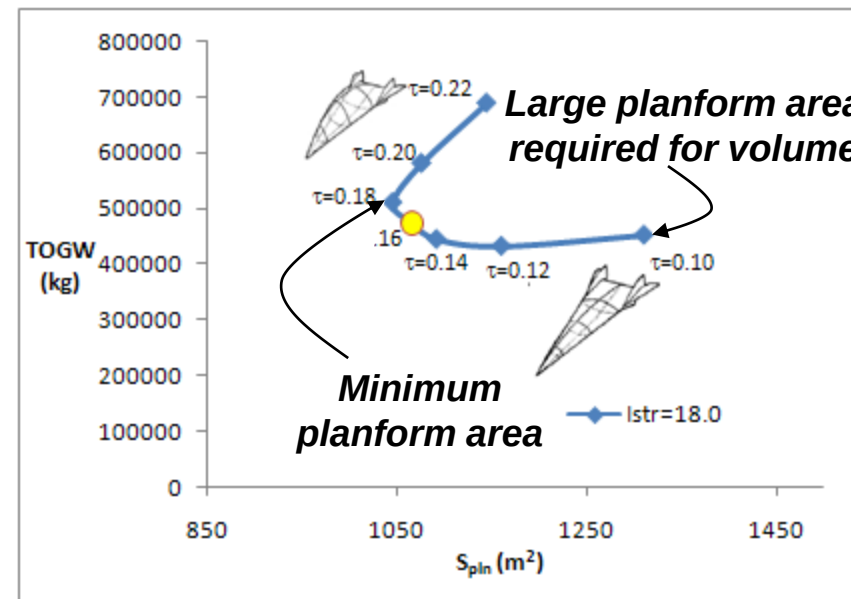
SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA



TRADE-STUDY: Küchemann Tau

Constant I_{str} , vary τ for the *same mission trajectory*.

Converged aircraft trends with varying τ :



TOGW curvature is due to the interplay of converged fuel weight and structural weight.

Trades & Sensitivities



SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA



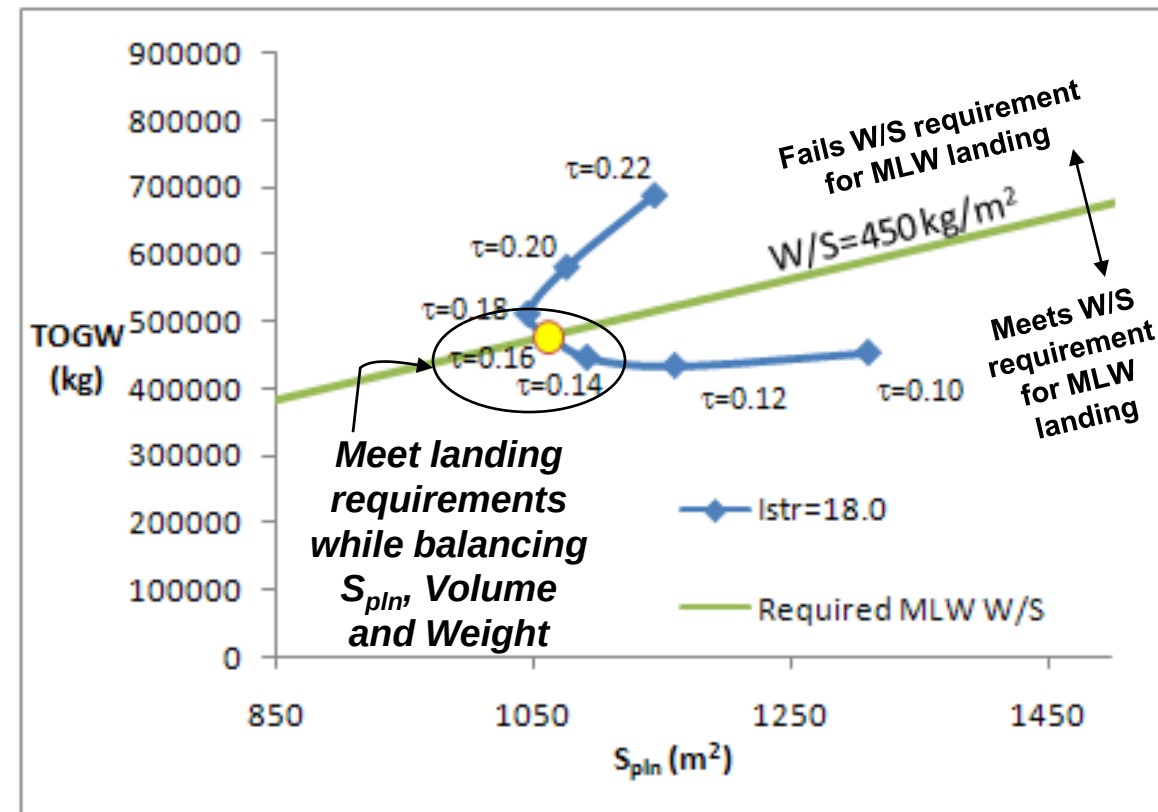
TRADE-STUDY: *Küchemann Tau*

Constant I_{str} , varying τ for the *same mission trajectory*.

Impose Constrains

Imposing a maximum landing weight (MLW) of 70% TOGW for the emergency landing condition with OEI:

τ 0.16 to 0.14 is appropriate for the given mission and structural index.



TRADE-STUDY: *Structural Index vs Küchemann Tau*

Varying I_{str} with same range of τ for the *same mission trajectory and emergency landing requirements*.

Industrial structural capability Index for cold structures (from HC)

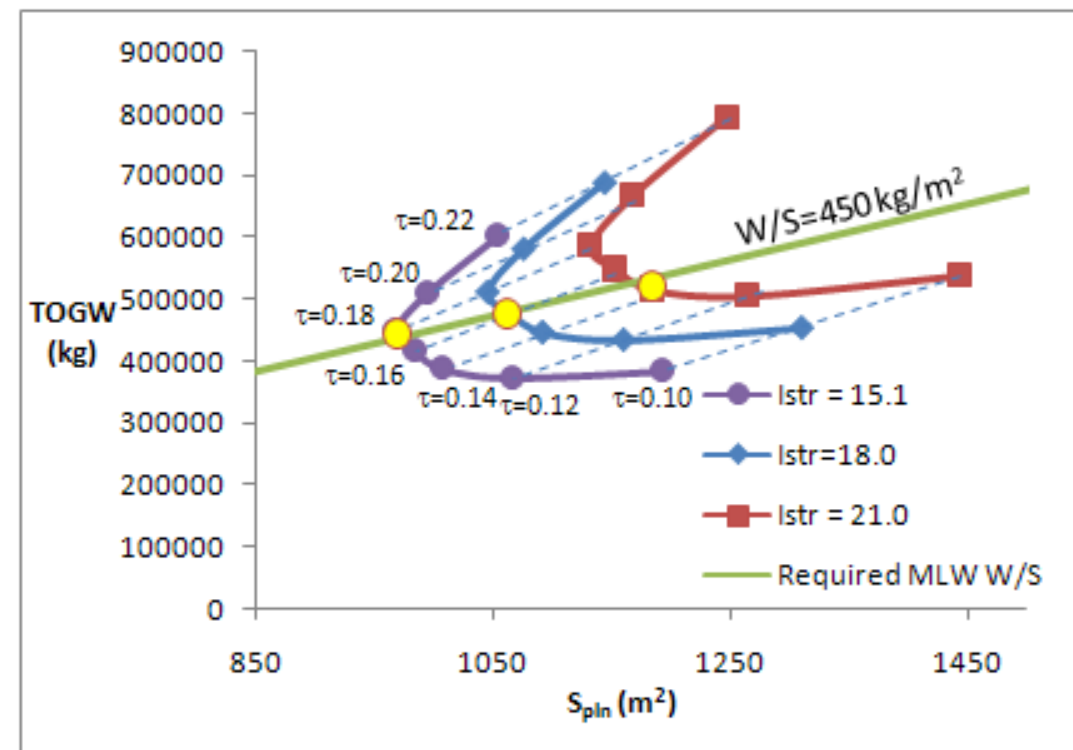
$I_{str} = 15.1$ – NASA, 1990

$I_{str} = 18.0$ – VDK, circa 1980

$I_{str} = 21.0$ – VDK, circa 1970

As the structural index is increased from 15.1 to 21.0, larger wing areas are required for emergency landing (high fuel weight).

This requires that τ be reduced accordingly.



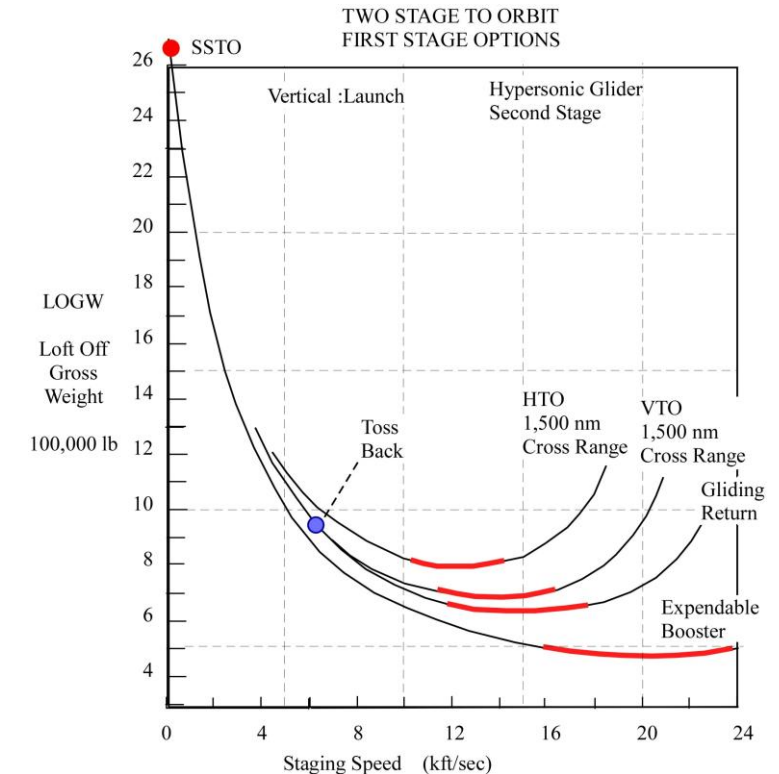
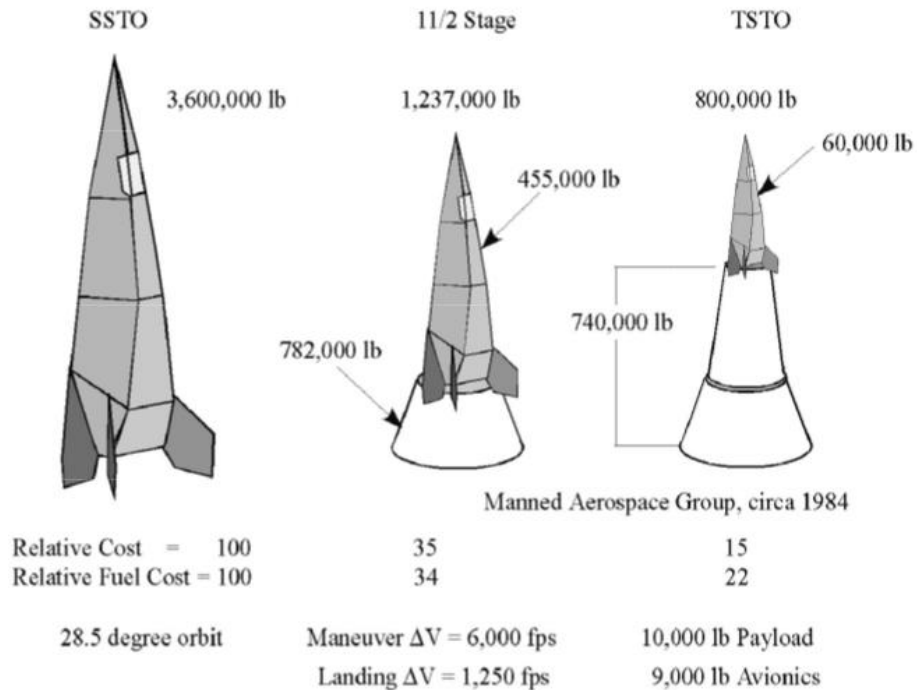
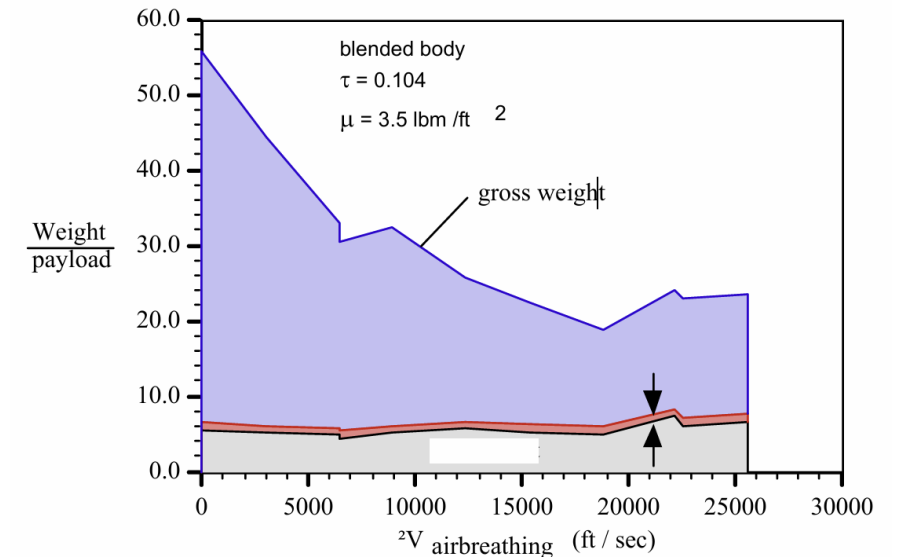
PRINCIPALI RISULTATI

Il ruolo del ΔV_{air}

A parità di velocità finale orbitale, aumentare il tratto airbreathing riduce la quantità di ossidante da portare a bordo.

•Fino a circa 22.000 ft/s ($\approx 6,7$ km/s) si osservano grandi benefici di massa.

•Oltre quella soglia, l'aumento di complessità strutturale, la resistenza e le perdite di efficienza termica annullano i vantaggi: la curva si “rialza”.
→ il veicolo non converge (diventa troppo pesante o inefficiente)



DECOLLO E ATTERRAGGIO: HTO VS VTO

- **Vertical Takeoff (VTO)**: richiede maggiore spinta ma minore area alare.

- **Horizontal Takeoff (HTO)**: necessita di pista lunga e peso strutturale maggiore, ma offre **riutilizzabilità** e minori accelerazioni → **carico alare** limita la capacità di decollo orizzontale.

- **Carico alare** = peso / superficie alare.

- Se il veicolo è **molto pesante** ma ha **poca ala** → carico alare alto → per staccarti da terra ti serve **tanta velocità di decollo**.

sopra $\sim 200 \text{ lb/ft}^2$ ($\approx 976 \text{ kg/m}^2$) di **carico alare** non è più pratico per un decollo orizzontale di un SSTO.

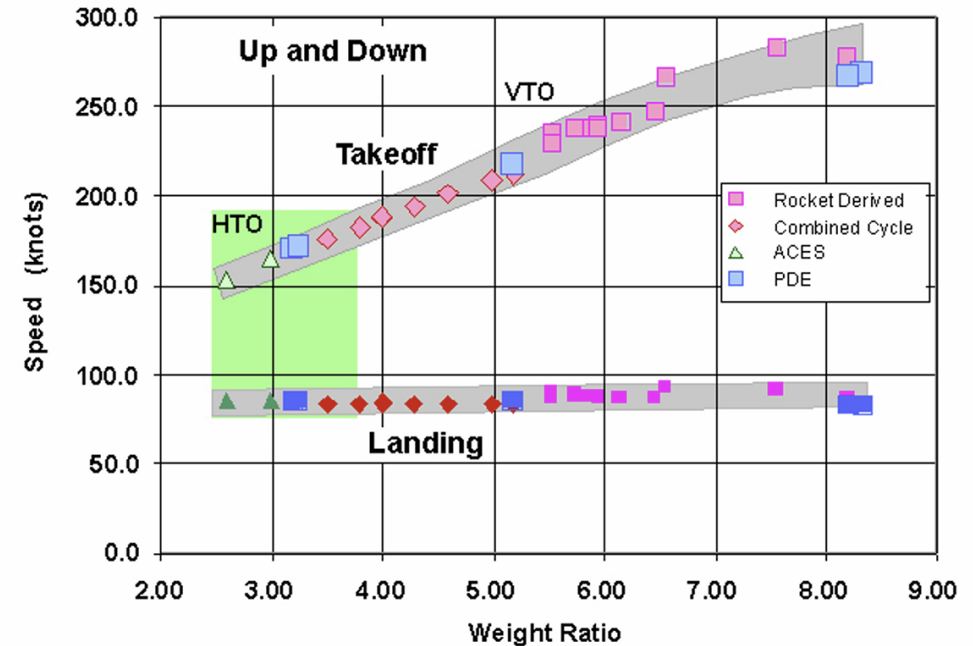
- **HTO** possibile solo per $WR \leq 4$.

- Sopra $WR > 5$: velocità di decollo > 200 nodi, carico alare eccessivo.

→ Decollo verticale preferibile per SSTO pesanti.

Ex: un VTOHL airbreather potrebbe stare a **300–320 t**

lo stesso concetto, se lo obblighi a HTOL, ti può andare **oltre 1.000 t**.



COSTI

• Il costo per kg in orbita dipende più dalla **frequenza di volo** che dalla tecnologia.

Obiettivi:

- 120 voli/anno → \$1.000/lb (target NASA)
- 3.000 voli/anno → \$100/lb (target commerciale)

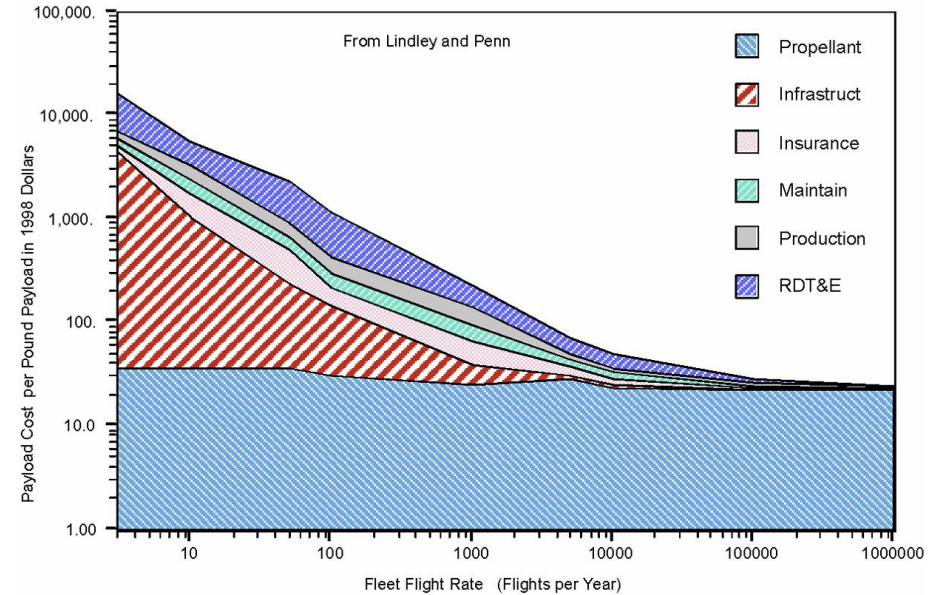
• **ISSUE:** Anche supponendo che un SSTO
Nessun vantaggio se il sistema vola poche
riuscisse a volare, ogni missione avrebbe
volte l'anno.
distrutto scudi e componenti termici →

ispezioni complete e sostituzioni dopo ogni
volo rendono il concetto economicamente
peggiore di un razzo expendable.

→ **Limite:** non è solo “volare una volta”, ma
farlo **centinaia di volte** con costi
sostenibili — cosa impossibile con la

• **Già nel 1964**, per il programma MOL (Manned Orbiting Laboratory), si prevedevano **100 voli/anno**, e le missioni
tecnologia attuale
Soyuz/MIR hanno avuto numeri simili → quindi non è utopia.

Non servono materiali “magici” o motori nuovi per abbattere i costi — serve **frequenza e riutilizzo**.



Peso delle strutture

Le strutture più leggere sono vitali ma non illimitatamente migliorabili.

Anche con materiali avanzati, **il margine utile di riduzione del peso è dell'ordine del 10–15%** prima che la geometria diventi ingestibile.

- Il peso a vuoto (OEW) cresce quasi linearmente con la scala del veicolo → veicoli piccoli?

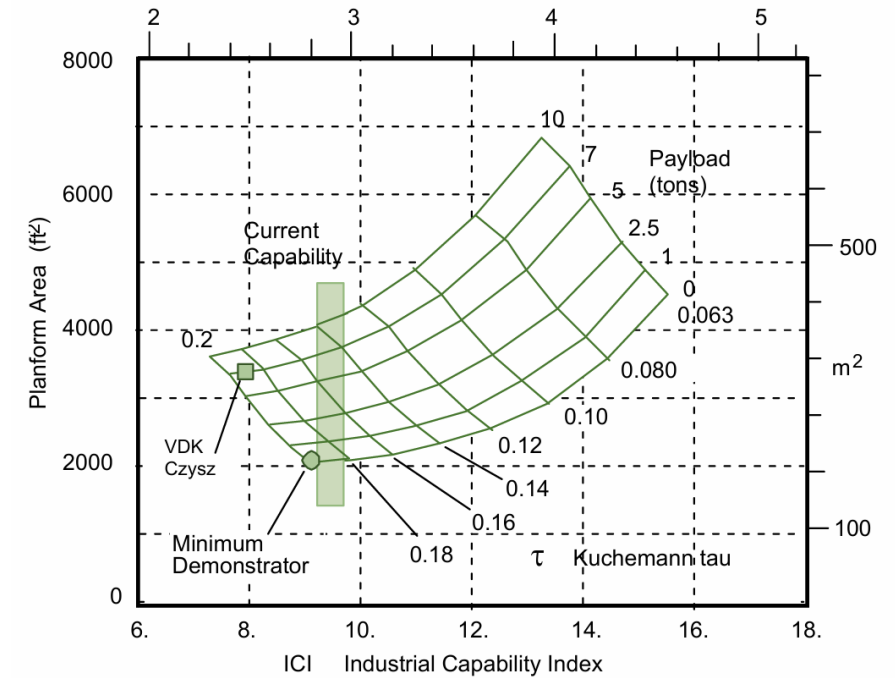


Figure 417 SSTO Hydrogen/Oxygen Rocket Cycle Solution Space

► Payload fraction per SSTO

- Anche nei casi ottimali (RBCC, materiali avanzati, $\Delta V_{\text{air}} \approx 22$ kft/s), la frazione utile rimane bassa: **payload $\approx 1\text{--}2\%$ del peso totale al decollo.**

- È però il doppio rispetto ai razzi puri ($\approx 0,5\text{--}1\%$), e questo fa la differenza in termini di costi per kg in orbita.

Il ciclo KLIN

•Integrazione termica turbojet + razzo expander (il calore prodotto dal razzo viene **recuperato per espandere** (o preriscaldare) i fluidi del turbojet, e l'aria atmosferica viene sfruttata **fino a Mach 6-8** prima di passare alla modalità razzo pura.

Il **turbojet ha bisogno di molta aria**, quindi: **presa d'aria molto grande** → sezione frontale enorme → più peso, più resistenza.

Il limite di efficienza (**KAO**= rapporto tra la spinta del turbojet e quella del razzo): legato a **quanto flusso d'aria riesci a processare** per unità di spinta utile

KAO < 8 → il razzo domina → veicolo piccolo, semplice ma inefficiente.

KAO > 8 → il turbojet domina → veicolo più efficiente ma anche più grosso e complesso.

spingere un veicolo orbitale fino a Mach 6-8 con un turbojet, servono **portate d'aria enormi** (centinaia di kg/s).

Ciò impone prese d'aria e condotti giganteschi: Aumentando la sezione frontale, **crescono la resistenza, il peso e le perdite termiche**.

→ □ Risultato: il vantaggio di Isp si perde per eccesso di massa e drag.

Un SSTO con propulsione KLIN è teoricamente possibile, ma il ciclo è al limite dei vincoli termici e strutturali: resta un concetto da laboratorio, non operativo





LACE e Delta Clipper

- LACE: liquefazione dell'aria per ridurre l'ossidante a bordo.
- Applicato al DC-X riduce il WR del 10-15% ma aggiunge volume e peso.
- Efficiente sulla carta, ma impraticabile per un SSTO operativo.

Thermal Management

- Recupero termico strutturale: fino al 30% dell'energia propulsiva.
- Fondamentale per sistemi Mach 6-8.
- Anticipa il principio del motore SABRE.

Air-Launch da An-225

- Riduce il ΔV da 9,3 a 7,5 km/s.
- Ma:
 - Vincoli strutturali (peso > 250 t).
 - Rischi di separazione.
 - Inefficiente a Mach < 2 per motori RBCC.
- Conclusion:** utile come dimostratore, non come sistema operativo.

Un SSTO airbreathing o RBCC è fisicamente possibile ma non economicamente o strutturalmente efficiente.

Anche senza payload, la massa minima necessaria a sopravvivere e a contenere i propellenti rende impossibile un guadagno netto.

Per questo la soluzione ottimale rimane il **TSTO (Two-Stage To Orbit)**, dove si divide il carico termico e strutturale



Il compromesso TSTO

- ✓ **Vantaggi**

- Suddivisione del carico energetico: il primo stadio fornisce 4-6 km/s, il secondo completa l'inserzione.
- Consente motori e materiali ottimizzati per regimi diversi (aerodinamico vs. spaziale).
- Possibilità di **riutilizzare almeno il primo stadio** (come nel Kistler K-1 o SpaceX Falcon 9).
- Con un booster airbreathing, si risparmia **fino al 40% di ossidante**, riducendo massa iniziale.

- ✗ **Svantaggi**

- Maggiore complessità operativa: separazione in regime ipersonico e problemi aerodinamici (Okamoto, 2002).
- Costi e rischi di due veicoli indipendenti.
- Dipendenza dalla precisione dello staging per l'efficienza orbitale e la **fase LEOP**.
- → Oggi il TSTO è considerato **il miglior compromesso tra efficienza, riutilizzo e realismo tecnico**.



TSTO PER GRANDI LANCIATORI CON PAYLOAD > 1 TN: FATTIBILE

- Primo stadio airbreathing RBCC + secondo razzo leggero.
- Benefici:
 - Payload fraction 3-4% (vs 1-2%).
 - WR ↓ 30% → HTO
 - Carichi termici ridotti.
- Dividere l'energia tra due veicoli = chiusura fisica ed economica.

TSTO PER PICCOLI LANCIATORI? Quanto incide 1 kg di payload ?

Per un tipico microlanciatore a 2 stadi (classe 100-300 kg in LEO):

- Stadio 2 (il più sensibile): ogni +1 kg di payload riduce la capacità di ΔV dello stadio di ~5-7 m/s.
(Perché a fine combustione "massa residua = secco + payload": piccola → grande sensibilità.)
- Stadio 1: l'effetto addizionale è più piccolo, ~1-3 m/s per kg, ma si somma.
- € Totale tipico: ~6-10 m/s per ogni kg di payload.
Quindi +50 kg di payload possono "mangiare" ~300-500 m/s di margine di ΔV complessivo.

Per un micro, è tantissimo (può fare la differenza tra chiudere l'orbita nominale o no)

Mission analysis for the TSTO

- Wpay: 100 kg payload
- Very low Earth orbit at an altitude of 150- 200 km



Proposed SOLUTION

Stage 1:

- solid rocket booster

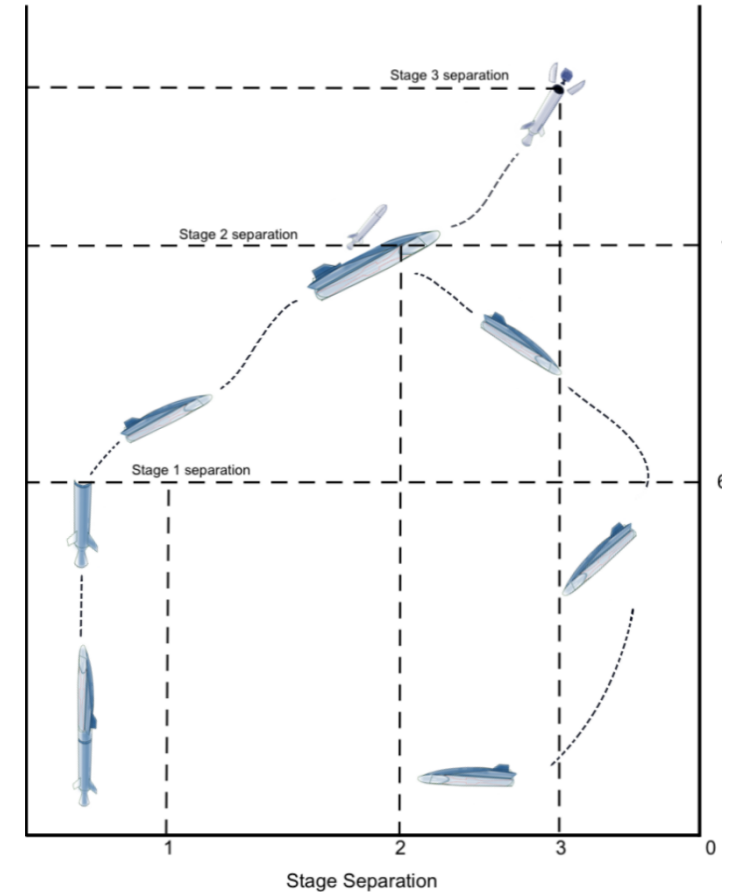
Stage 2:

Reusable dual-mode ramjet-scramjet configuration.

Upon completion of its mission, the scramjet of the second stage returns to Earth's surface and can be utilized for future launch missions.

Stage 3:

- hybrid rocket

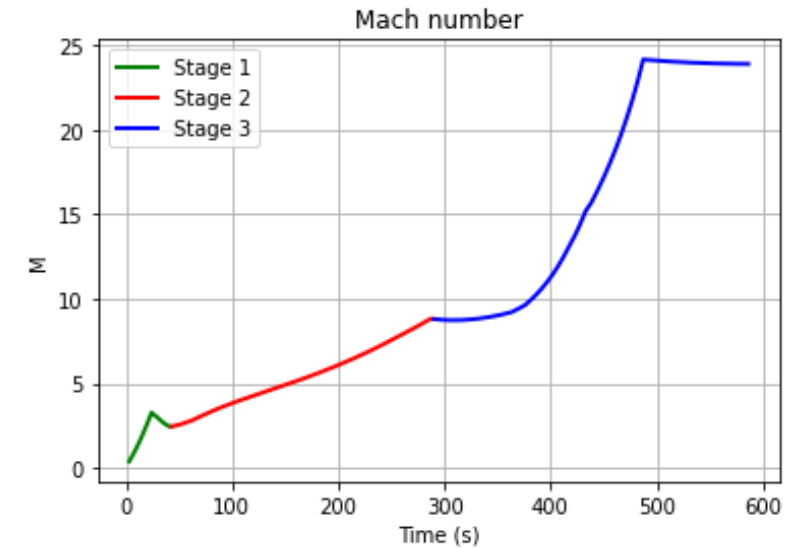
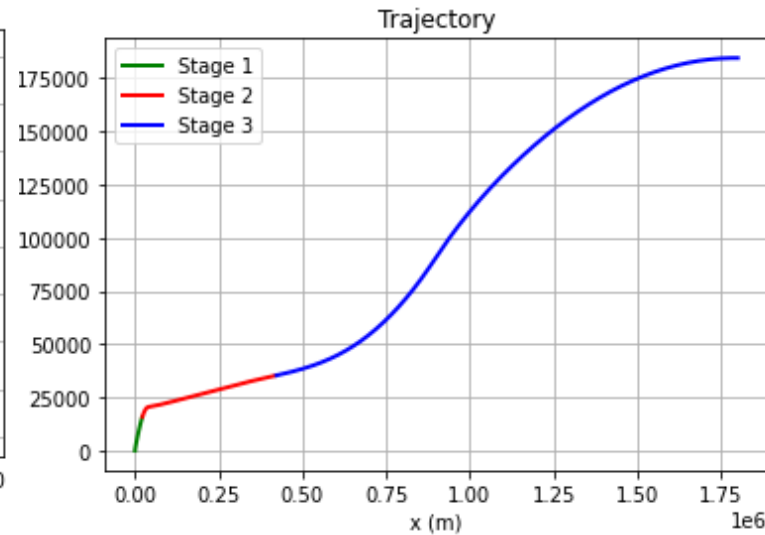
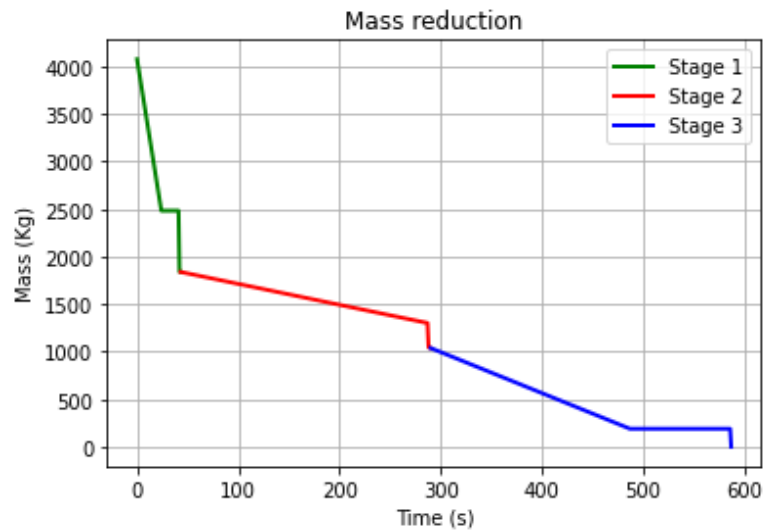
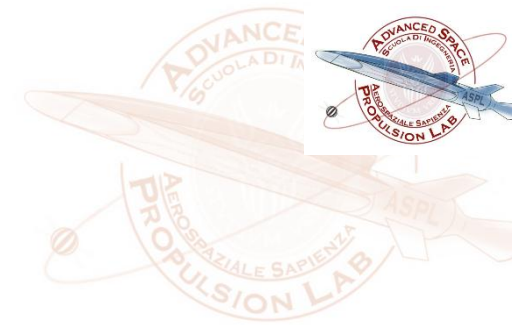


VDK METHODOLOGY FOR THE DESIGN



Mission analysis for the TSTO

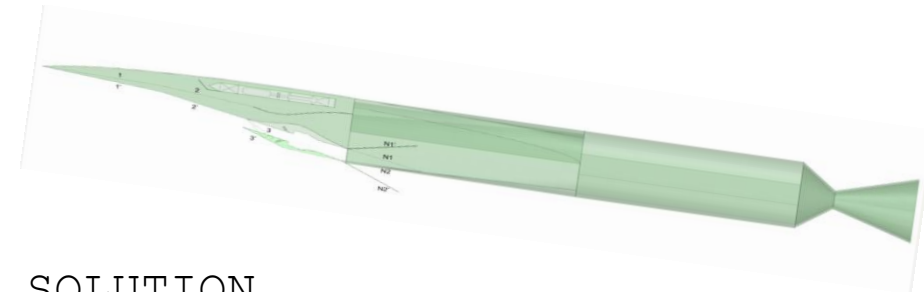
- Payload mass: 100 kg
- VLEO Final Altitude: 150-200km



	M initial	M final
Stage 1-SRE	0	2.8
Stage 2-DMR	2.45	8.9
Stage 3-HRE	8.9	24.7

Start and final Mach for each stage

Total Launcher Mass: 4100 kg (including 100 kg payload)
Mission duration is 533 seconds.
Length:~ 9 m

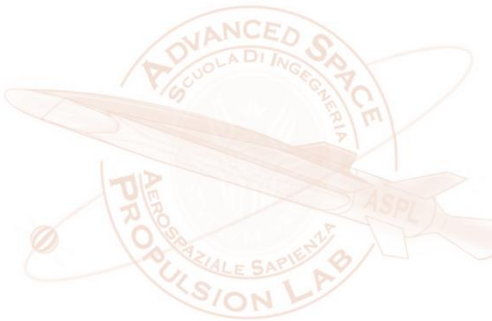


TSTO FEASIBLE: SOLUTION IDENTIFIED
NOW VERIFY WITH OVERALL PERFORMANCE AND UPGRADE THE SOLUTION

Obiettivo: portare ≈ 100 kg in orbita LEO (200 km) con architettura 3-stadi air-breathing/ibrida

Fonte

- Quota di staging:** 17 km $\rightarrow$ 63 km $\rightarrow$ 200 km
- Accelerazione massima:** $\approx 5\text{--}6$ g
- Traiettoria:** gravity-turn iniziale, poi spinta costante a 12° (secondo stadio) e 20° (terzo).
- Tempo di missione:** ≈ 182 s (3 min).
- Recupero:** il secondo stadio rientra planando (riutilizzabile).



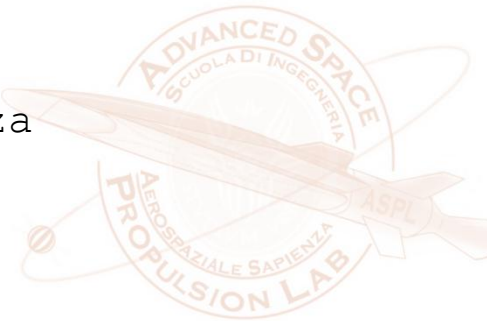
Stadio	Propulsione	ΔV [m/s]	Isp [s]	Quota [m] / Mach	Note principali
1	Solido (HTPB/AP/Al)	2135	261	$\sim 17\,000 / M_4$	decollo e accelerazione iniziale
2	Dual-mode Ramjet/Scramjet (RBCC)	3285	1250	$20\,000\text{--}63\,000 / M_{4-9}$	riutilizzabile; volo trans-atmosferico
3	Ibrido (Paraffina + N_2O)	3655	332	$80\,000\text{--}175\,000 / M_{11-22}$	inserzione orbitale
Totale		~ 9075 m/s			payload 100 kg, massa totale 4100 kg



Lancio/Concetto	Tipo	GLOM (t)	Lunghezza (m)	Propulsione	Payload LEO (kg)	Note
AirLaunch QuickReach (Clarke et al., 2007)	Razzo aereo-lanciato	16-18	10.4	LOX/RP-1 + booster solido	225 @ 200 km	Da C-17 a 12 km; volo orizzontale → ascesa steep.
Electron (Rocket Lab)	Razzo VTO expendabile	12.5	18	RP-1/LOX	200-250	LEO/SSO, 2 stadi più "Kick".
Zephyr (Latitude)	Razzo VTO micro	20	19	Solido + ibrido	200	Fairing 1.5 m Ø; payload cubo 1-3 m³.
MBDA NEO Variant 3 (air-breathing)	TSTO riutilizzabile	4.5-6	8.5	DMR + LH ₂ /O ₂ rocket	40 → 200 scalato	Mach 12 in 200 s; altissima accelerazione.
SABRE mini-TSTO (ipotetico)	1° stadio SABRE / 2° razzo	50-60	25-30	SABRE + LH ₂ /LOX	200-300	Decollo orizzontale; recupero del booster.
TSTO Ingenito 2024	TSTO/riutilizzabile	4,1	9	SR+ DMR+ HR	100	Decollo verticale landing orizzontal

Dimensioni e prestazioni (classe 200 kg LEO)

Sistema	Lunghezza	GLOM	Payload LEO	Tempo ascesa	Riutilizzabilità
Electron	18 m	12 t	200 kg	500 s	no
TSTO					
Ingenito 2024	9 m	4,1 t	100 kg	533 s	2° stadio
MBDA NEO (2007)	8,5 m	6 t	200 kg	190 s	1° stadio
Mini-SABRE TSTO	25-30 m	50-60 t	200-300 kg	300 s	booster



→ Il TSTO air-breathing è **più compatto** e con **massa dimezzata** rispetto a Electron, grazie all’eliminazione di parte dell’ossidante (≈ 30–35 % del ΔV coperto con aria).

CONCLUSIONI



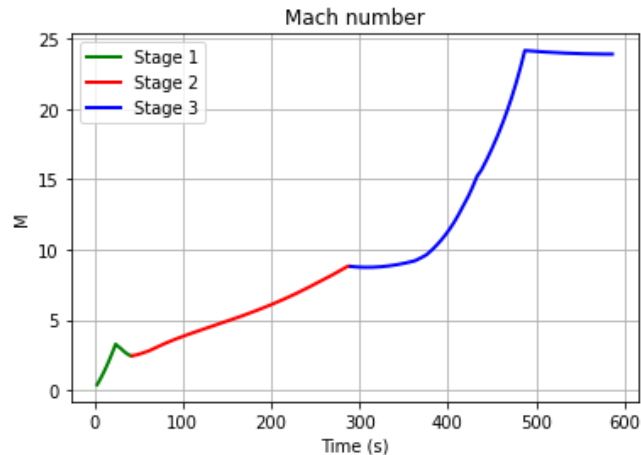
- L'**SSTO** è fisicamente possibile, ma **non realizzabile** con tecnologia.
- Oltre **6-7 km/s di ΔV airbreathing**, i benefici di massa si annullano per effetto di calore e complessità.
- Il **TSTO** resta la soluzione ottimale:
 - primo stadio airbreathing riutilizzabile,
 - secondo stadio a razzo leggero.
- I progressi (BHL tank, ITPS, SABRE) **ridanno margine all'SSTO**, ma non bastano a chiuderne il bilancio strutturale.
- I moderni sistemi riutilizzabili (Falcon 9, Starship, Themis) **realizzano di fatto il concetto che la** frequenza e sostenibilità sono fattori che vengono prima della perfezione teorica.
- Il futuro sarà di **TSTO ibridi e modulari**, scalabili per carichi da micro a medio.
- **Sintesi finale:** non serve una nuova fisica, ma una **nuova ingegneria integrata** – materiali, propulsione e logistica nello stesso sistema.

FUTURE?

START THINKING NEW FACILITIES TO TEST THE RAM/SCRAM ENGINE, MATERIALS...



THE WT DESIGN STARTED FROM REALISTIC HYPERSONIC FLIGHT CONDITIONS



M	Altitude [m]	P_0 [Bar]	T_0 [K]	P_{TEST} [Bar]	T_{TEST} [K]
2.5	13368	2.9	484	0.17	216.6
3.0	14560	4.7	606	0.128	216.6
3.5	16500	8.7	747	0.114	216.6
4.0	19370	10	916	0.0641	218.0
4.5	21370	13.9	1080	0.048	218.0

M 2.5
Theoretical design
UNSTART



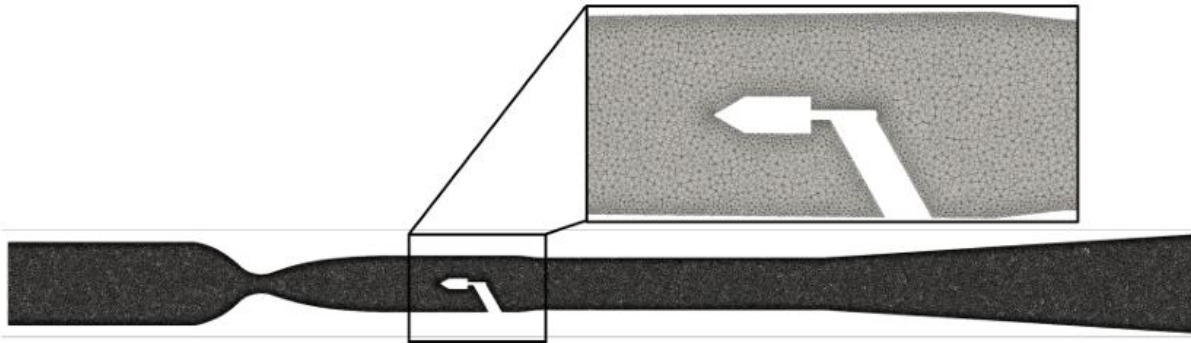
M 2.5
new design
START



3D computation with the model inside + windows

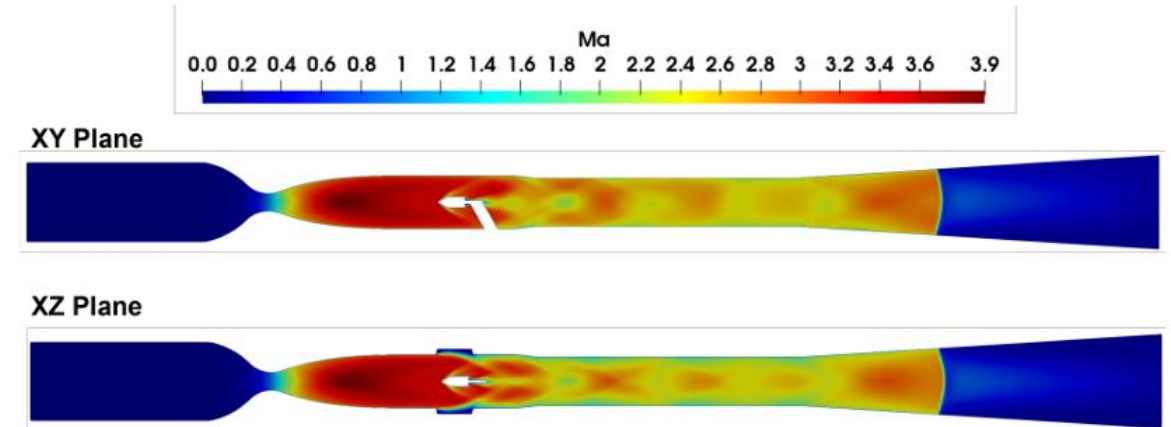
A refined 3D domain including windows, a support arm, and a representative model was also analyzed.

Meshes exceeded 8.7M elements.

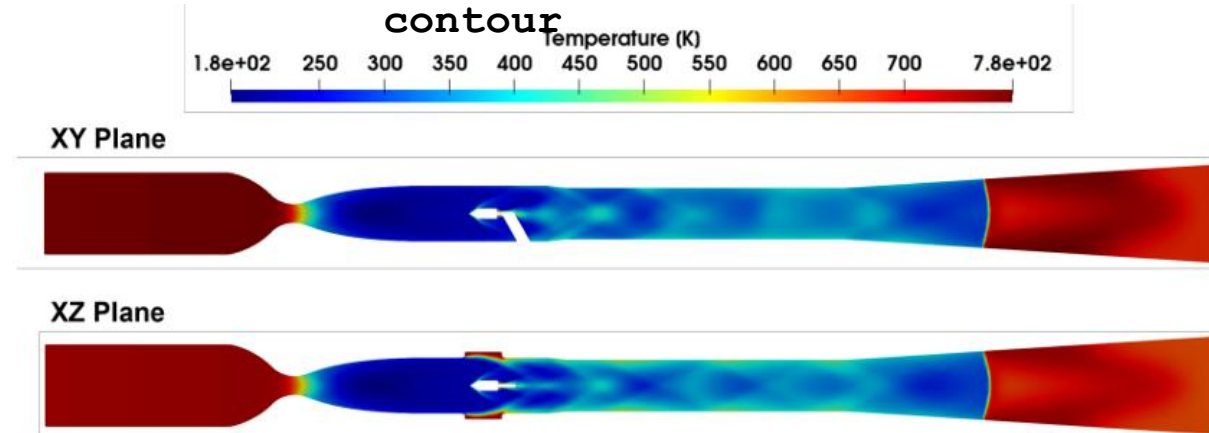


The Mach number contours indicate that the uniform supersonic core established at the nozzle exit is maintained throughout the test section, with only localized perturbations in proximity to the window recesses.

Mach contour



Temperature contour





GRAZIE