SAPIENZA
UNIVERSITÀ DI ROMA

SCUOLA DI INGEGNERIA AEROSPAZIALE
since 1926

C'È SPAZIO PER UN LANCIATORE *MADE IN ITALY?*

SCENARI DI PROPULSIONE AVANZATA: OPPORTUNITÀ PER ITALIA

Prof. Antonella Ingenito

Sapienza, Università di Roma

Seminario - 9 marzo 2026
Ore 14:15 – 19:30
Scuola di Ingegneria Aerospaziale
Università La Sapienza -Roma
Via Salaria 851 Roma

C'È SPAZIO PER UN LANCIATORE *MADE IN ITALY?*

L'ACCESSO ALLO SPAZIO **NON È SOLTANTO UNA QUESTIONE TECNOLOGICA**:
È UNA LEVA DI **SOVRANITÀ**, **COMPETITIVITÀ INDUSTRIALE** E **AUTONOMIA STRATEGICA**

Sovranità= accesso allo spazio INDIPENDENTE, indipendenza da fornitori e lanciatori, supporto alle infrastrutture critiche

- SOLO POCHI PAESI POSSIEDONO UN ACCESSO AUTONOMO ALLO SPAZIO.

Competitività industriale= sviluppo di filiere tecnologiche avanzate, crescita di industrie ad alto valore aggiunto e di competenze specialistiche, accesso al mercato globale dei servizi spaziali e alla new space economy

- IL MERCATO SPAZIALE GLOBALE È IN FORTE CRESCITA.
- QUESTE TECNOLOGIE HANNO RICADUTE SU MOLTI SETTORI.

Autonomia strategica= supporto a sicurezza, difesa e monitoraggio ambientale; possibilità di guidare programmi scientifici e tecnologici di lungo periodo

QUALI PAESI HANNO CAPACITÀ AUTONOMA DI LANCIO?

SISTEMI DI LANCIO PER PICCOLI SATELLITI

Paese	Lanciatore	Stato	Payload tipico	Note / missione prevalente
USA	**Rocket Lab Electron**	Operativo	**300 kg LEO**	smallsat dedicati, missioni commerciali e governative
USA	**Firefly Alpha**	Operativo	**1,030 kg LEO / 630 kg SSO**	small launch, anche responsive launch
USA	**LauncherOne**	Non operativo	**300 kg @ 500 km / 500 kg @ 230 km**	air-launch, programma sospeso dopo il fallimento di Virgin Orbit
USA	**Astra Rocket 3**	Non operativo	**50 kg LEO**	micro-launch commerciale, programma interrotto
Germania	**Isar Spectrum**	In sviluppo / voli di prova	**1,000 kg LEO / 700 kg SSO**	piccolo-medio lanciatore europeo, ossigeno/propano
Spagna	**PLD Space Miura 5**	In sviluppo	**540 kg SSO**; fino a **1 t in orbita equatoriale**	piccolo lanciatore europeo orientato al mercato smallsat
India	**SSLV**	Operativo	**500 kg @ 500 km**	small launcher nazionale, pensato anche per launch-on-demand
India	**PSLV**	Operativo	**fino a 3.8 t LEO**	non micro-launcher, ma ottimo benchmark nazionale per piccoli/medi payload
Corea del Sud	**Nuri (KSLV-II)**	Operativo	**~1.5 t LEO** (classe di progetto)	lanciatore nazionale, non micro ma “small-medium”
Israele	**Shavit**	Operativo	classe **piccoli satelliti**	usato per satelliti Ofek; lanciatore nazionale, orientato a payload leggeri
Cina	**Long March 11**	Operativo	**350 kg SSO / 700 kg @ 700 km**	piccolo lanciatore rapido, anche sea launch
Cina	**Ceres-1**	Operativo	**420 kg LEO / 300 kg SSO**	uno dei principali commercial small launchers cinesi
Iran	**Simorgh**	Operativo / capacità limitata	**~250 kg @ 500 km**	programma nazionale, non commerciale
Iran	**Qased**	Operativo / militare	**~50 kg @ 500 km**	capacità nazionale a payload molto ridotto

Country / Region	Launcher	Payload to LEO	Tipo di motori	Applicazioni	Launch Site
US USA	Falcon 9/Falcon Heavy	~22 t-63 t	LOX/RP-1	commercial, NASA, militare	Cape Canaveral
CN China	Long March family	~8-25 t	LOX/RP-1 / LOX/LH2	governo, space station	Wenchang
RU Russia	Soyuz / Angara	7–24 t	LOX/RP-1	civile e militare	Baikonur / Vostochny
IN India	PSLV / LVM3	3–10 t	solid + liquid + cryogenic	satelliti, deep space	Sriharikota
JP Japan	H3	~6.5 t	LOX/LH2	scientifico e commerciale	Tanegashima
KR South Korea	Nuri	~1.5 t			Naro

COREA, GIAPPONE O INDIA, CINA… POSSONO SVILUPPARE LANCIATORI NAZIONALI→ L'ITALIA?

L'Italia opera dentro un ecosistema europeo distribuito.

Europa	**Vega-C**	Operativo	**~2.3 t LEO**	small-medium institutional launch
Europa	**Ariane 6**	Operativo / ramp-up	**~21.6 t LEO**	heavy class europeo

Questa differenza è fondamentale per capire quali opportunità siano realistiche.

POTREBBE ESISTERE UN LANCIATORE ITALIANO COMPLETAMENTE NAZIONALE?

1 **TECNICAMENTE: SÌ→** L'Italia possiede molte delle competenze chiave
Propulsione : solid rocket motors (P80, P120C, Zefiro 9)
Strutture: competenze composite e strutturali
Sistema spaziale: Thales Alenia Space. Telespazio, Start up
Italia è tra i pochi Paesi con filiera completa.

2 **ECONOMICAMENTE: DIFFICILE**
Sviluppare un nuovo lanciatore richiede: **5–15 miliardi €**
più:
infrastrutture
base di lancio

3 **Politicamente: poco probabile**
Europa ha scelto un modello:

- **cooperazione industriale**

Motivi:

- dividere i costi
- mantenere competenze in più Paesi
- rafforzare autonomia europea

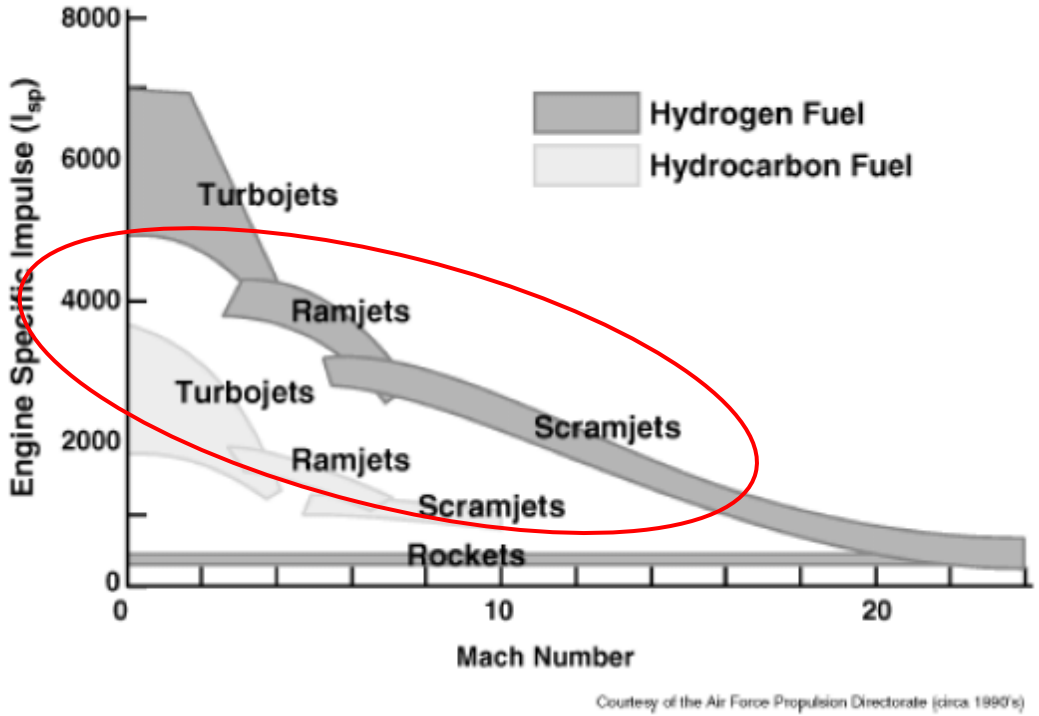
IL PUNTO NON È CHIEDERSI SEMPLICEMENTE SE L'ITALIA POSSA "FARE IL SUO LANCIATORE", MA CAPIRE QUALE RUOLO POSSA AVERE NEL SISTEMA EUROPEO

→ L'ITALIA PUO' FARSI PROMOTORE E LEADER DI TECNOLOGIE INNOVATIVE E CONCETTI DI MISSIONE DIFFERENTI

COSA SI CHIEDE AI NUOVI SISTEMI DI LANCIO?

ridurre i costi per kg in orbita da >$20 000/kg → <$3 000/kg

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



L'**impulso specifico (Isp)** 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.

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

Perché SpaceX è riuscita a sviluppare un sistema riutilizzabile: INVESTIMENTI GRAZIE ALLE AZIENDE DI MUSK

→ aumento frequenza→ piccoli lanciatori
→ Capacità di poter lanciare con finestre di lancio più ampio
→ Ridurre il consumo. Alto Isp
→ affidabilità, il numero di lanci/anno e semplicità operativa

Il punto non è semplicemente “fare un micro-lanciatore”, ma **progettare una capacità di accesso flessibile e frequente allo spazio**, coerente con esigenze istituzionali, operative e strategiche.
AMBITI DI INTERVENTO:

→ Propulsione airbreathing:

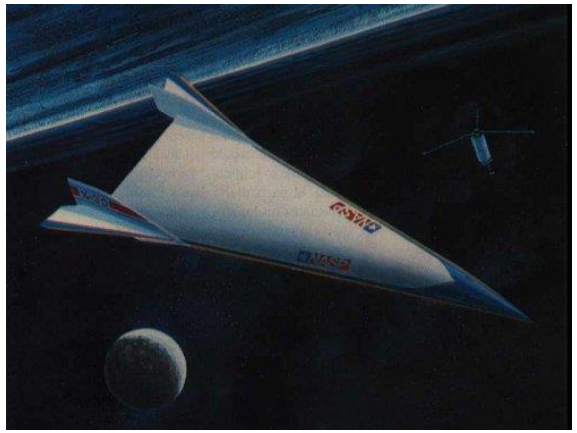
- → maggiore efficienza propulsiva
- → Minore impatto ambientale
- → Costi minori
- → abilita un sistema di trasporto spaziale più flessibile
- → aumenta la flessibilità geografica → spostarsi lateralmente
- → intercettare piani orbitali diversi
- → allargare la finestra di lancio
- → riutilizzabile

→ propulsione ibrida come upper o kick stage di configurazioni già esistenti (Vegac), lanciati da piattaforma marina per coprire profili di missione che non sono coperti dalle future basi di lancio del nord Europa, orientate prevalentemente verso orbite polari e sun-synchronous, ad esempio da piattaforma navale (MIUS)

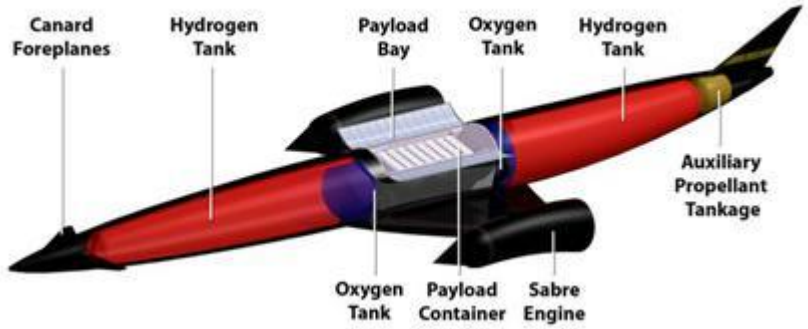
- → L’ibrido è una tecnologia abilitante per la distribuzione di satelliti su orbite diverse (ri-accensione)
- → Minore impatto ambientale
- → Maggiore sicurezza (non esplosivo)
- → Ancora non del tutto operativo

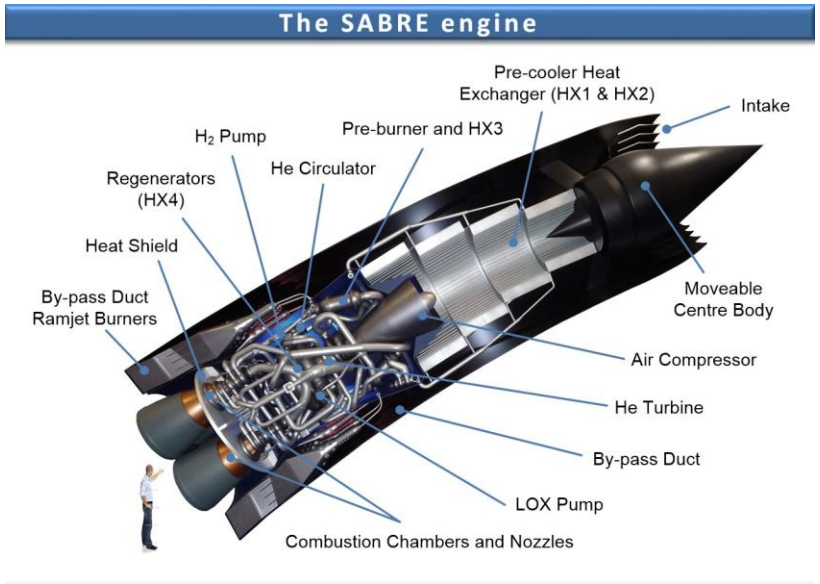
Esperienze storiche e casi di studio: a partire dagli anni 60 dal Dyna Soar al NASP…

- **US NASP / X-30**
- Primo grande tentativo di SSTO airbreathing (anni ’80–’90).
- Motore TBCC (turbofan → ramjet → scramjet → rocket).
- Mach target: 25.
- Fallito per limiti nei materiali strutturali e gestione termica.
- Tuttavia, gettò le basi per X-43, X-51 e per i moderni studi TBCC.
- LOx/H2

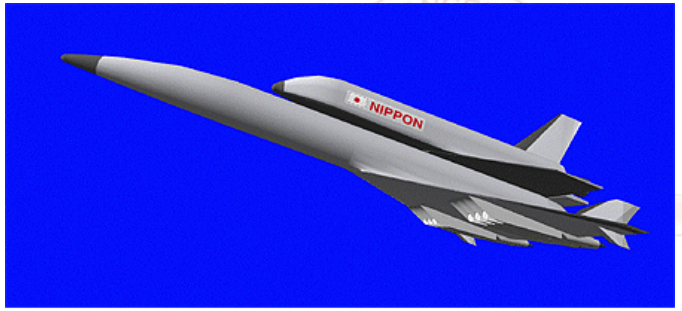


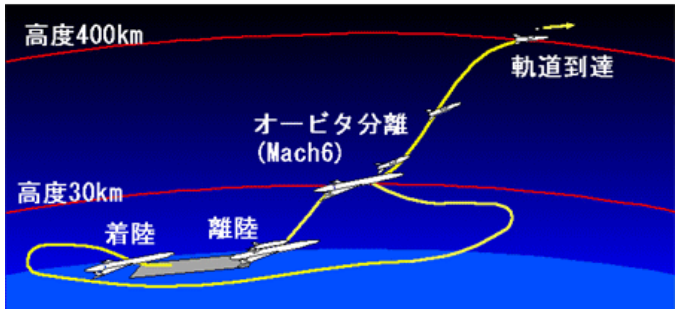
- **GB HOTOL / Skylon**
- Concetto SSTO con motore ibrido **SABRE** (Reaction Engines).
- Pre-cooler che condensa aria prima della compressione, poi commuta in razzo.
- Cancellato

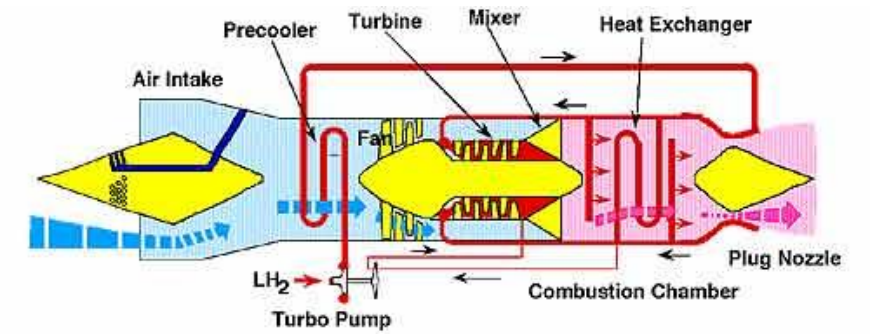




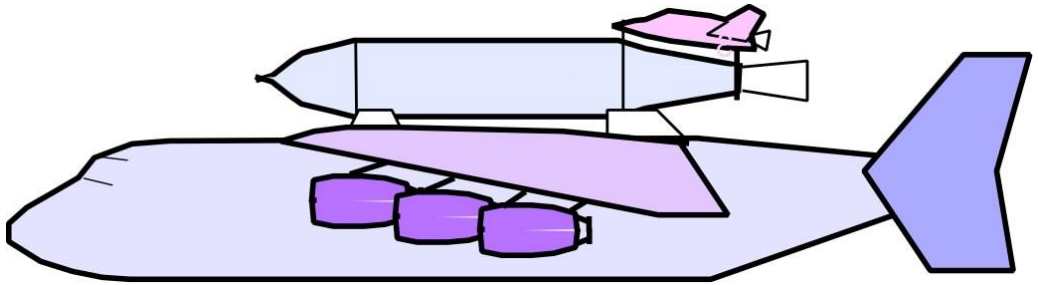
- **JP ATREX e TSTO ISAS**
- Motore a ciclo espansore *turbo-ramjet* con pre-cooler e combustione a due stadi
- Primo stadio di un TSTO giapponese (Mach 6, 27 km).
- Thrust per motore ~130 kN; veicolo 180 t, L/D = 3.5.
- Obiettivo: riutilizzabilità + efficienza airbreathing → 3 t in LEO.
- Fondamentale: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



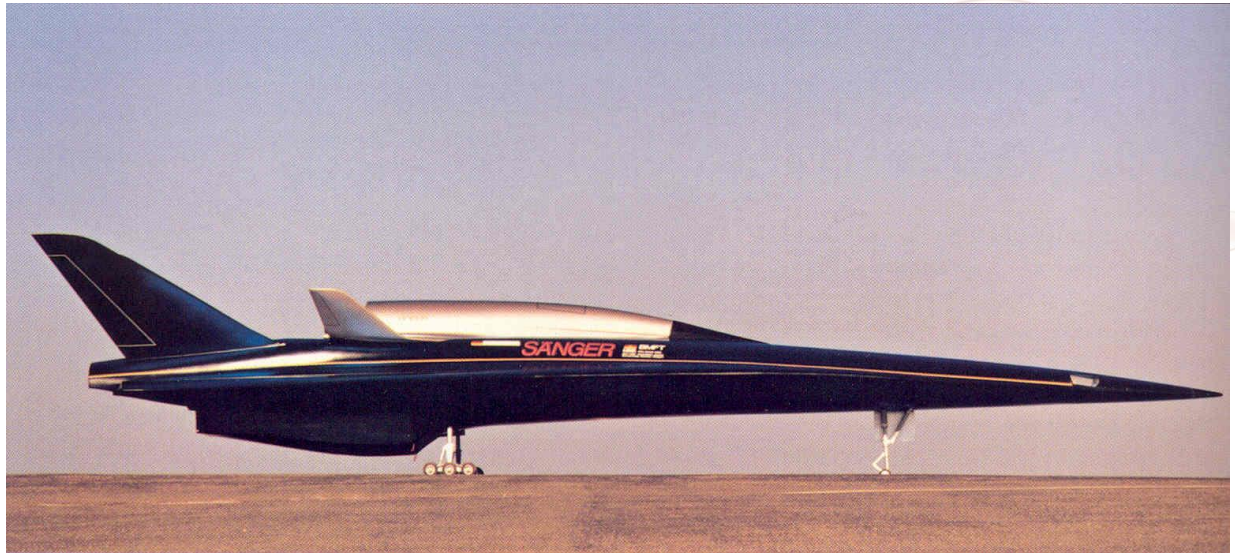




- **RU MAKS**
- Airlaunch TSTO: orbiter con serbatoio esterno su An-225.
- Motore tripropellente RD-701 (RP→LH_2 switch), 440 klbf spinta.
- Soluzione avanzata di stabilità (CG/CP costante durante ascesa).



DE Sänger 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.



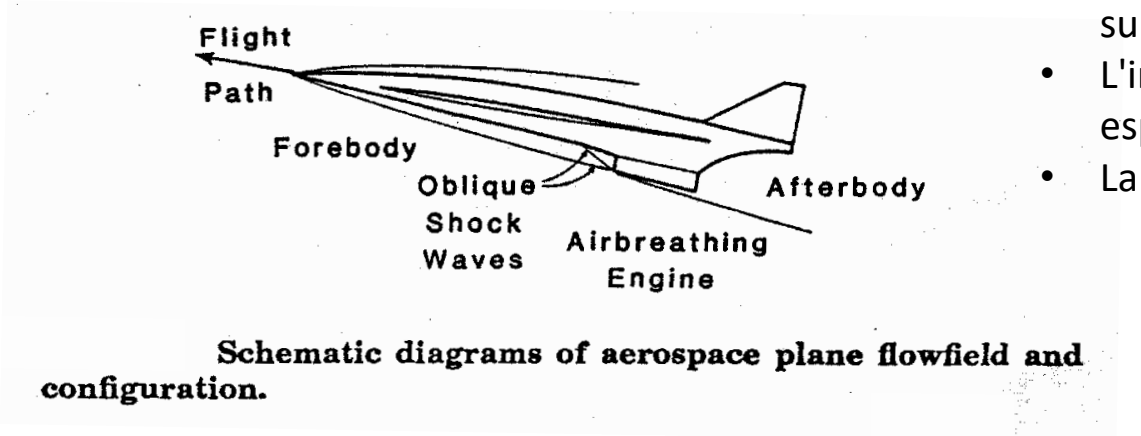
US NASA X-43 e X-51
Dimostratori scramjet a idrogeno /JP7 volati a Mach 6.9 e 9.6.
Confermano modello CFD e validano combustione supersonica stabile.
Dati fondamentali per futuri TSTO con primo stadio airbreathing.

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
Boeing/DARPA X-51A	USAF/DARPA (USA)	2003	concluso (2013)	1	Scramjet (JP-7)	Drone ipersonico	Mach 5.1, 143 s di spinta (2013); 1 volo di successo su 3
ISRO HSTDV/HAVA	ISRO (India)	2010 ca.	in sviluppo	2	Scramjet (H_2)	TSTO concetto (1° stadio aria)	Mach 6 per 5 s (2016); secondo test ignizione (2024); dati test a terra
Reaction Engines – Skylon	Reaction Engines Ltd (UK)	1989	annullato (2024)	1	combinato precooled)	SSTO riutilizzabile	Test motore (precooler 2012); nessun volo; società in amministrazione
JAXA ATREX	JAXA/ISAS (Giappone)	1986	concetto/ricerca	1	Turbojet precooled / Ramjet	Velivolo Mach 5	Test a terra di scambiatori (funzionanti); nessun volo
Tupolev Tu-2000	Tupolev OKB (URSS/Russia)	1986	cancellato (1992)	2	Turbojet + Ramjet + Razzi	SSTO ipersonico	Progetto ingegneristico solo su carta; previste 4 turbojet + 1 ramjet + 2 razzi

ALMOST ALL DELETED: WHY?

Per i veicoli ipersonici – l'integrazione tra motore e struttura del veicolo è NECESSARIA a causa dell'elevata resistenza aerodinamica



Schematic diagrams of aerospace plane flowfield and configuration.

- L'intera struttura inferiore della parte anteriore del veicolo viene utilizzata come superficie di compressione
- L'intera struttura inferiore della parte posteriore del veicolo viene utilizzata per espandere il flusso
- La parte inferiore del veicolo può essere considerata parte integrante del motore

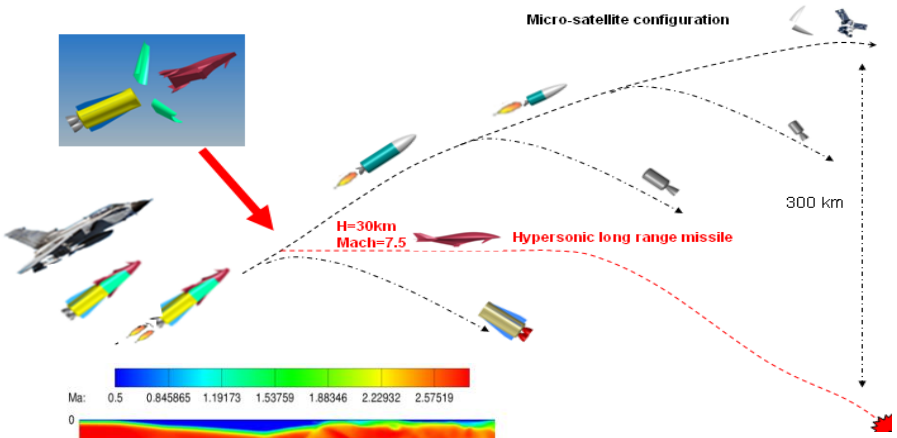
Attrito nel combustore ~ 60% della resistenza totale della

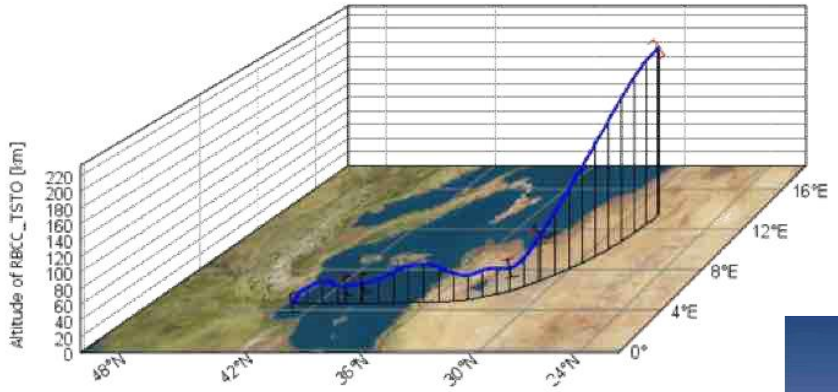
for $\Delta Q/U^2 \ll 1$ ($U > 2.5$km/s)

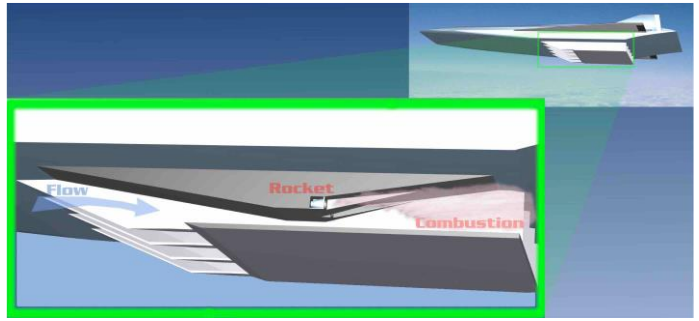
NUOVO APPROCCIO (Czysz, 2000)

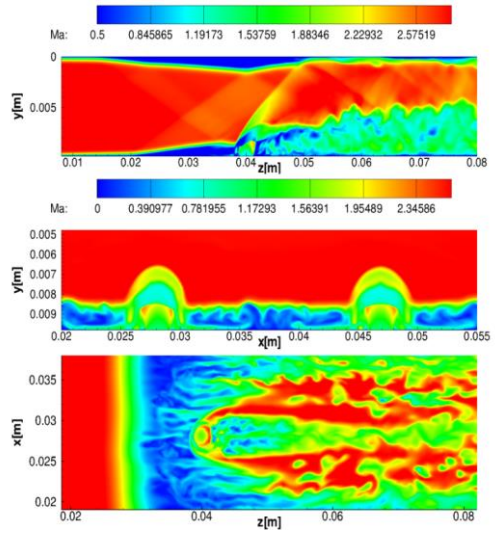
OTTIMO DEL SISTEMA ≠ OTTIMO DEI COMPONENTI

Metodologia di progetto su dati WT, test in volo, collegamento teorico L/D, volumi, area della planforma, pesi rispetto alla distanza, carico utile, Ma_∞

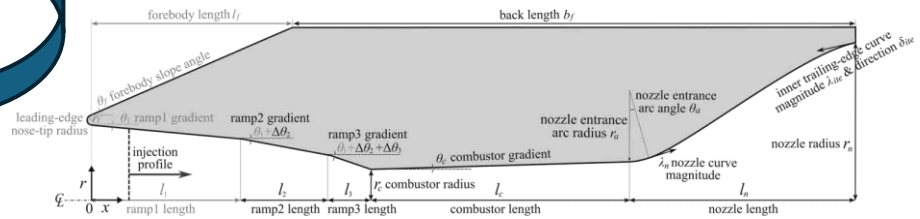


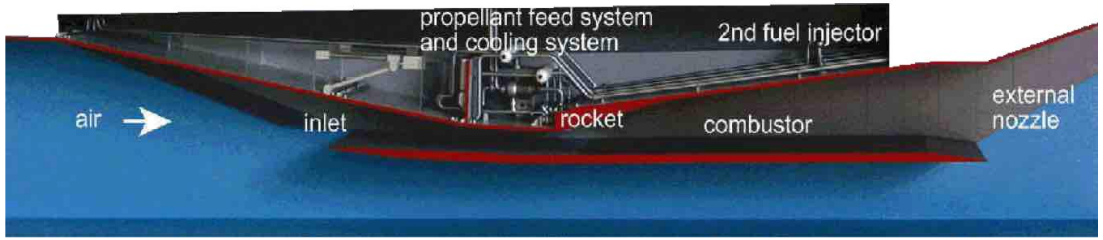






VDK HYPERSONIC CONVERGENCE





Il design dei veicoli ipersonici richiede un'ottimizzazione integrata tra aerodinamica, struttura e propulsione.
MDO TRAMITE INTERCONNESSIONE TRA DATI SPERIMENTALI, TEORICI, NUMERICI

Mission analysis for a TSTO:AD ASTRA

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

Proposed SOLUTION

Stage 1:

- solid rocket booster

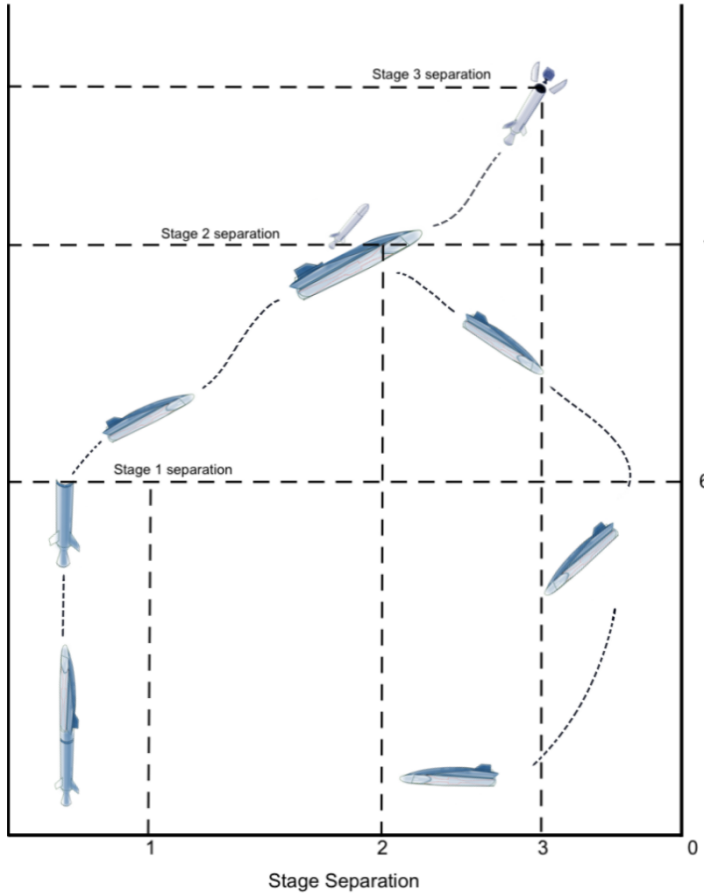
Stage 2:

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.

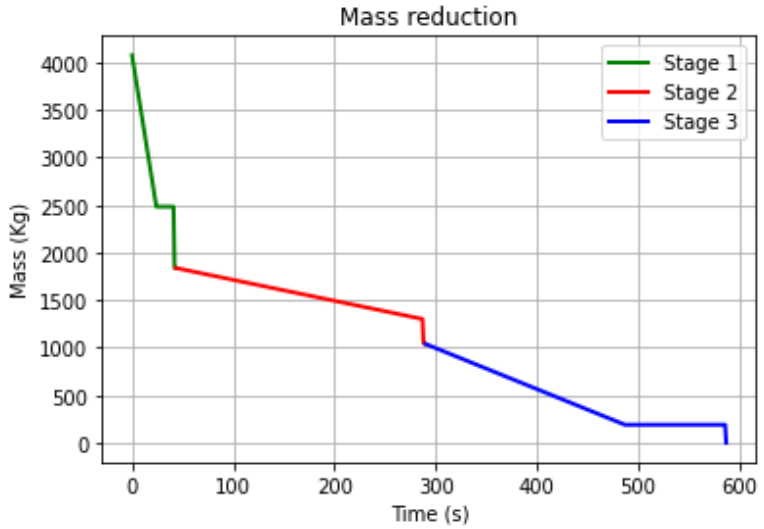
Stage 3:

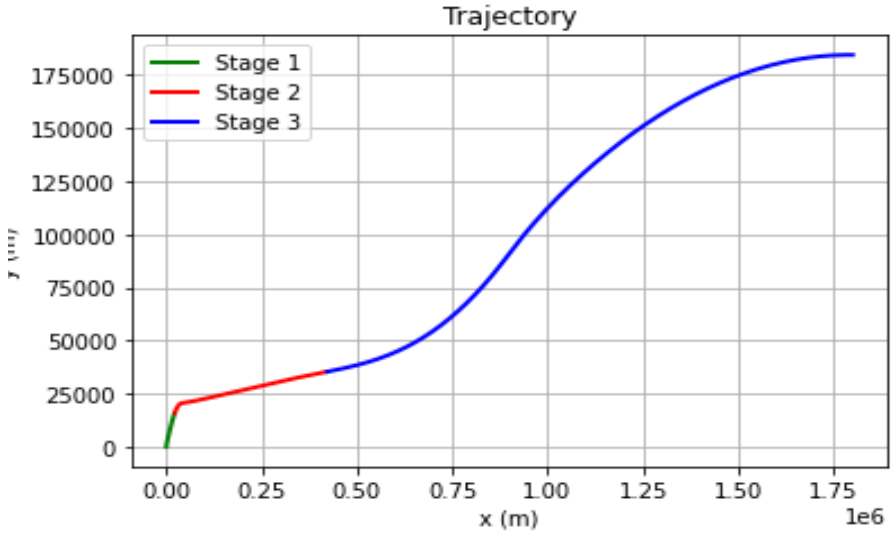
- hybrid rocket

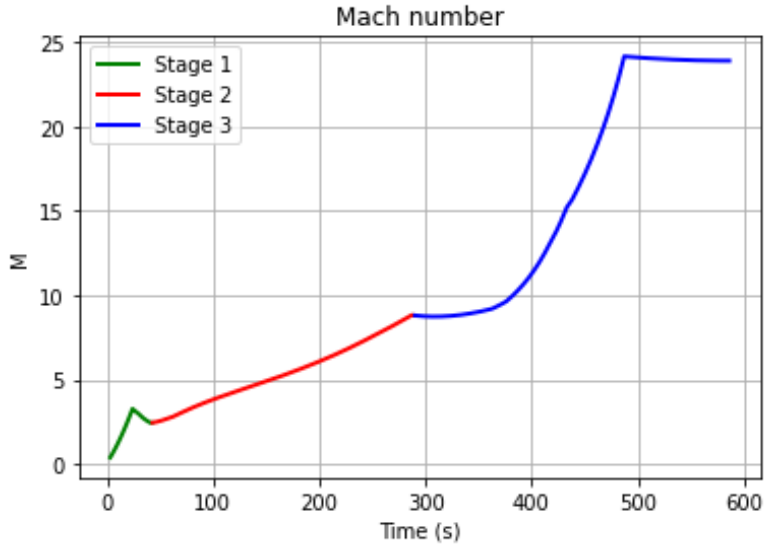


Mission analysis for the TSTO

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



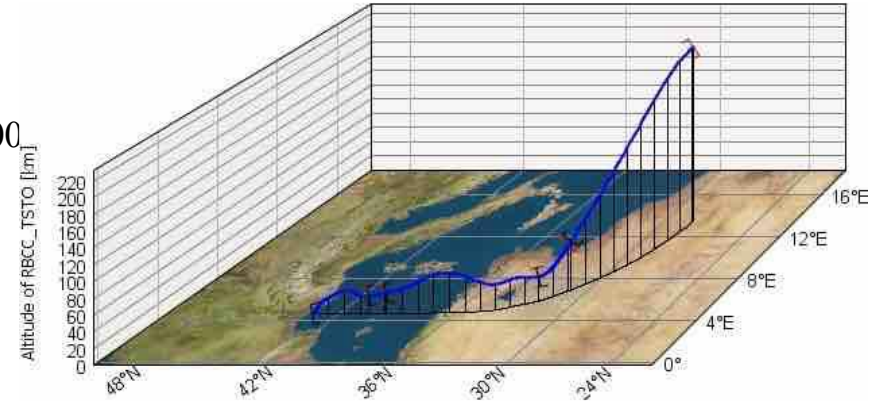




	$M\ initial$	$M\ final$
Stage 1-SRE	0	2.8
Stage 2-DMR	2.45	8.9
Stage 3- HRE	8.9	24.7

Start and final Mach for each stage

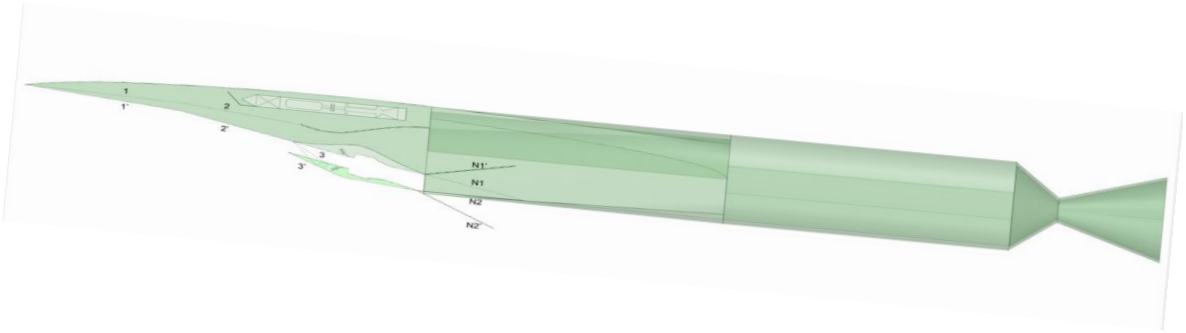
Total Launcher Mass: 4100 kg (including 100 kg payload)
Mission duration is 533 seconds.
Length:~ 9 m



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

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 AD ASTRA 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

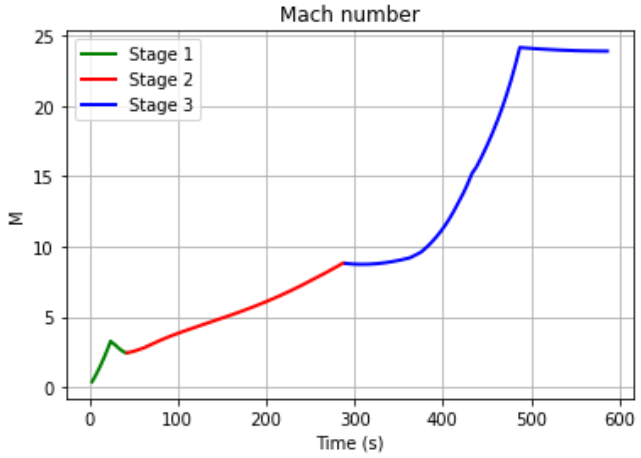


→ Il TSTO air-breathing è **più compatto** e con **massa dimezzata** rispetto a Electron, grazie all'eliminazione di parte dell'ossidante (≈ 30–35 % del ΔV coperto con aria).

FUTURE?

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

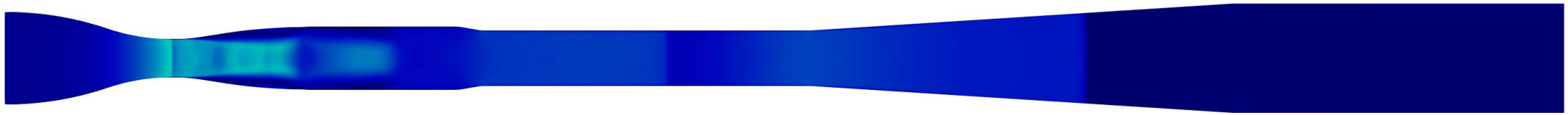
THE WT DESIGN STARTED FROM REALISTIC HYPERSONIC FLIGHT CONDITIONS



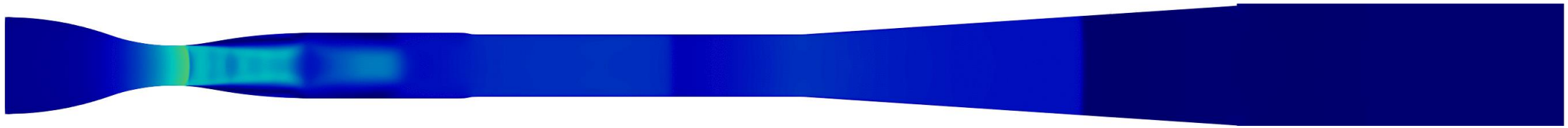
M	Altitude [m]	P_0 [Bar]	T_0 [K]	P_{TEST} [Bar]	T_{TEST} [K]
2.5	13368	2.9	484	0.17	216.6
3.0	14560	4.7	606	0.128	216.6
3.5	16500	8.7	747	0.114	216.6
4.0	19370	10	916	0.0641	218.0
4.5	21370	13.9	1080	0.048	218.0

Results

M 2.5
Theoretical design
UNSTART



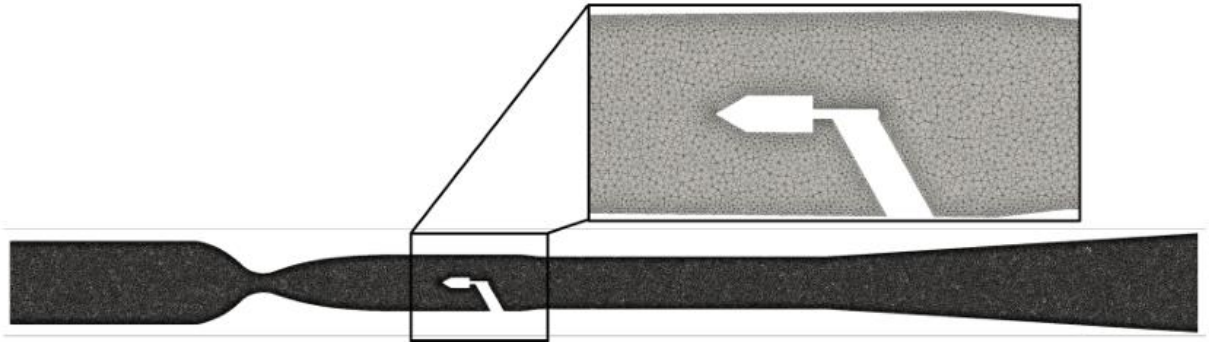
M 2.5
new design
START



HYPERSIC AIRBREATHING VEHICLES GROUND TEST: WT DESIGN

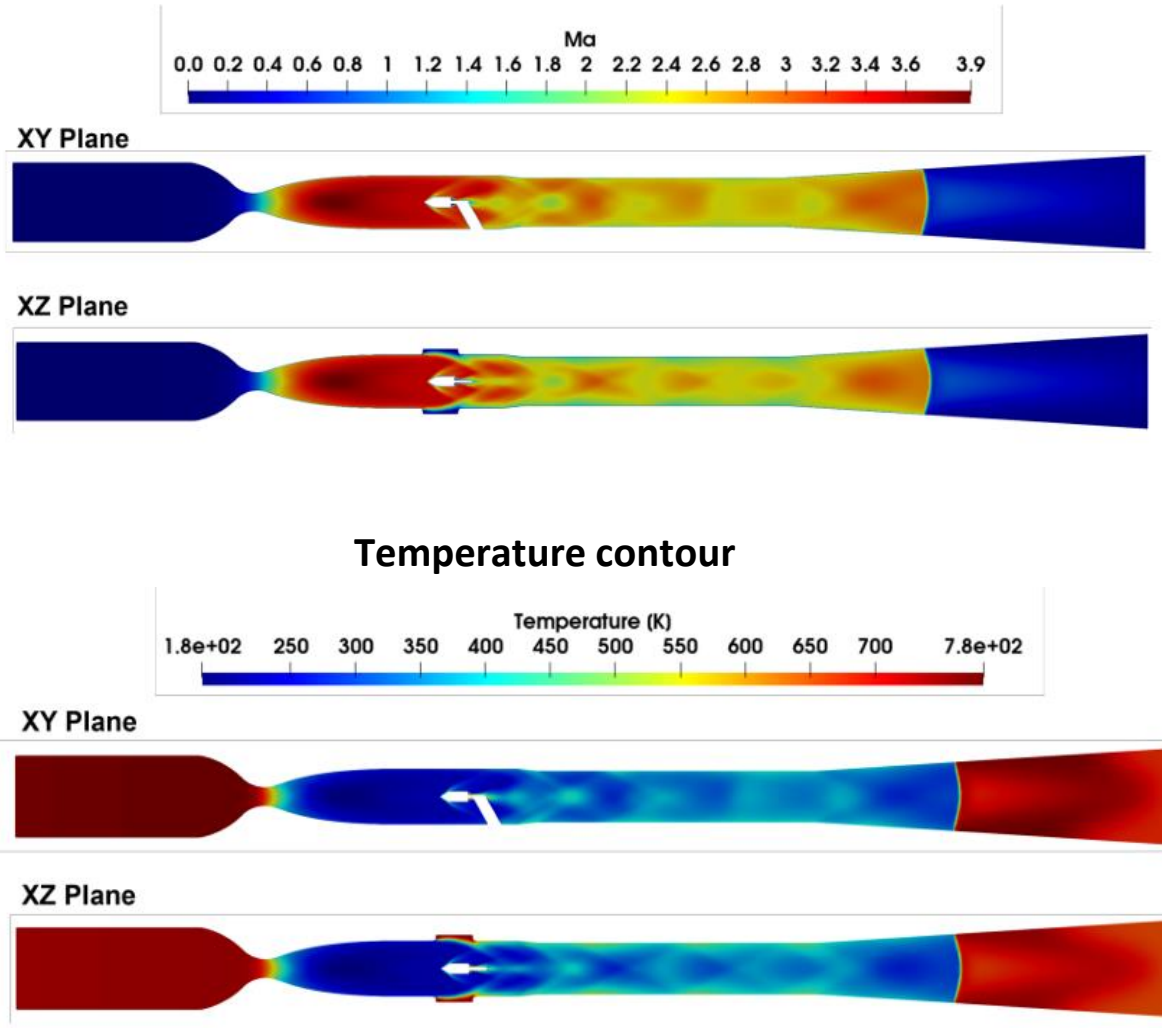
A refined 3D domain including windows, a support arm, and a representative model was also analyzed.

Meshes exceeded 8.7M elements.



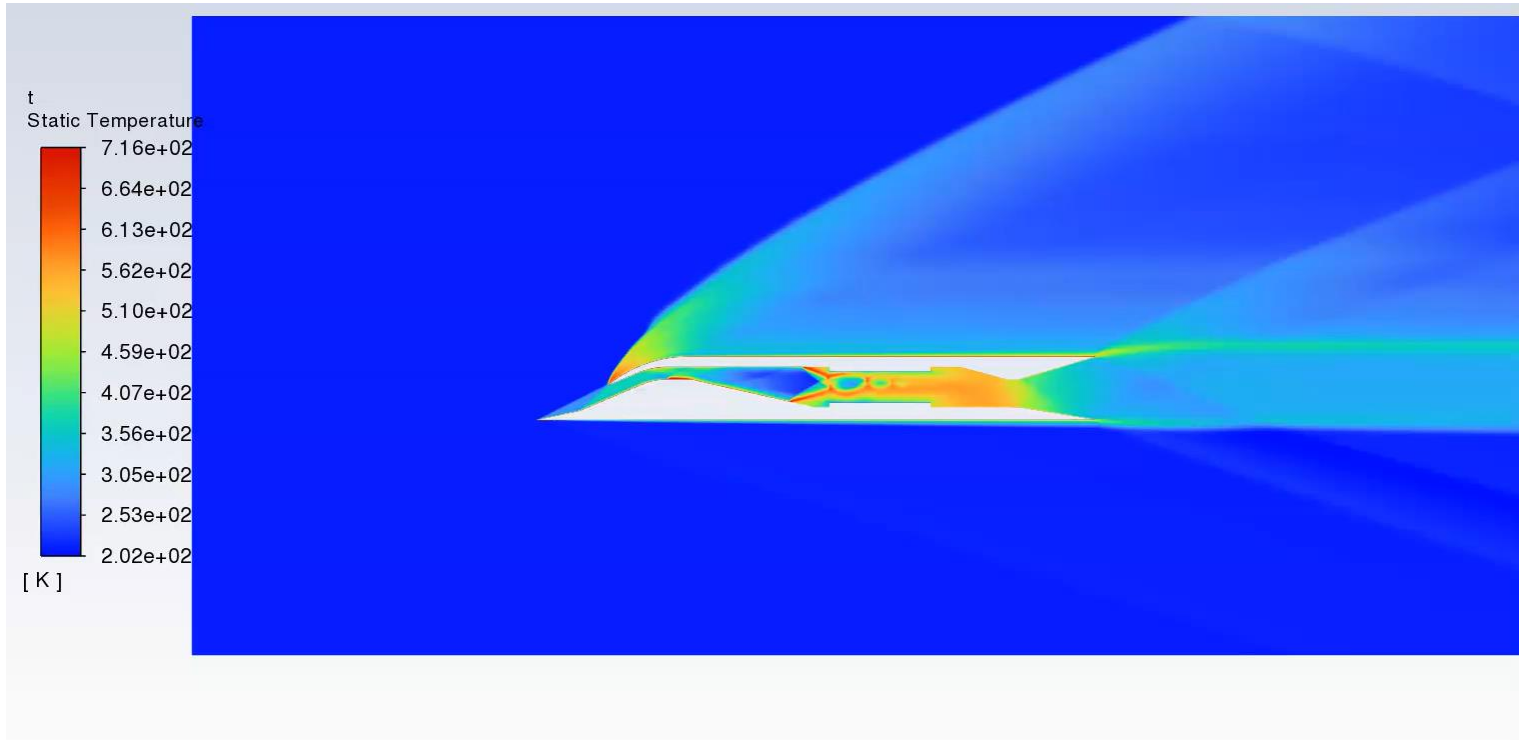
The Mach number contours indicate that the uniform supersonic core established at the nozzle exit is maintained throughout the test section, with only localized perturbations in proximity to the window recesses.

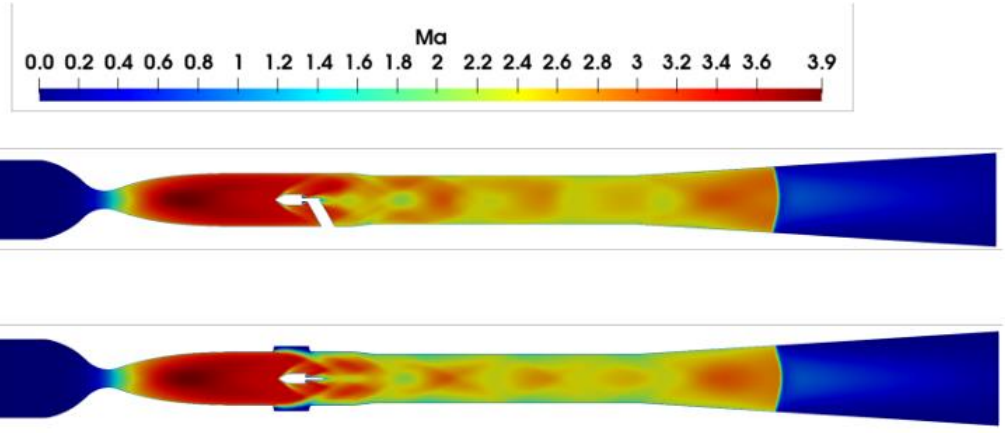
Mach contour

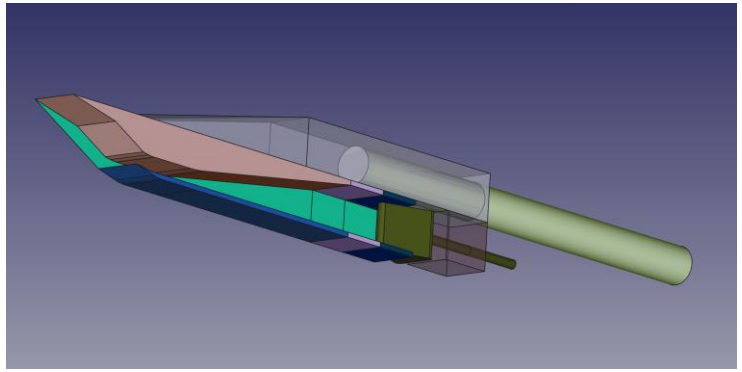


Temperature contour

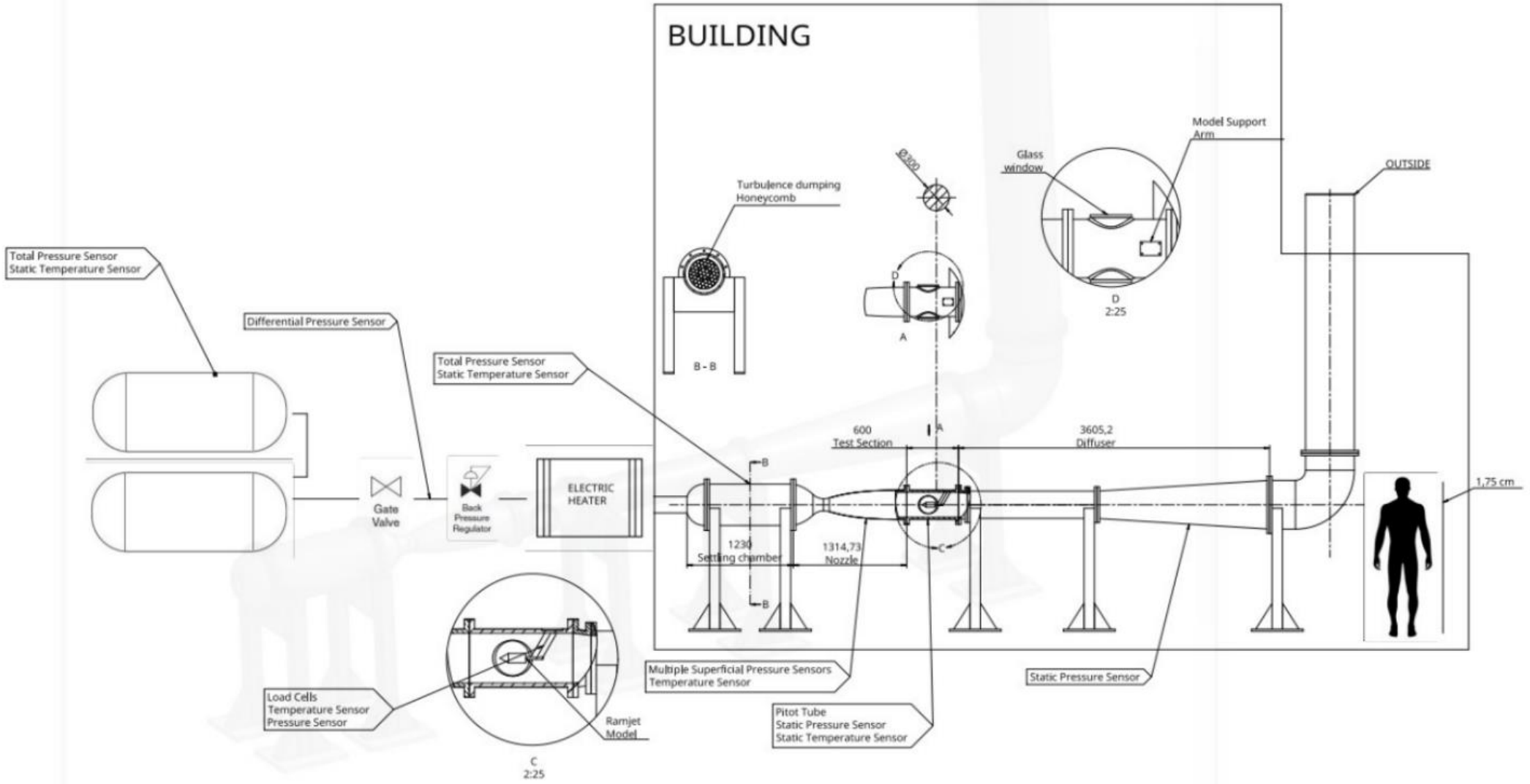
Reactive Flow, Corrected Design, moving mesh



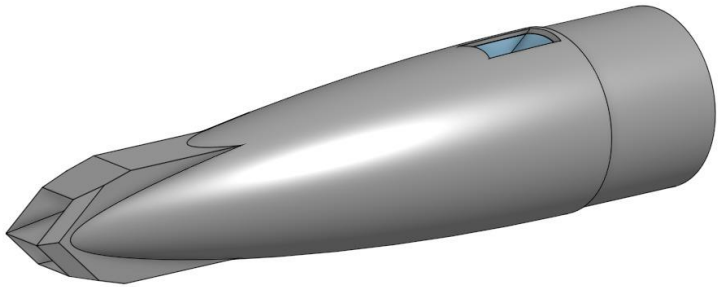


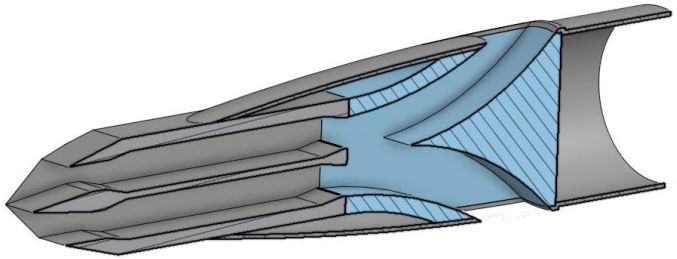


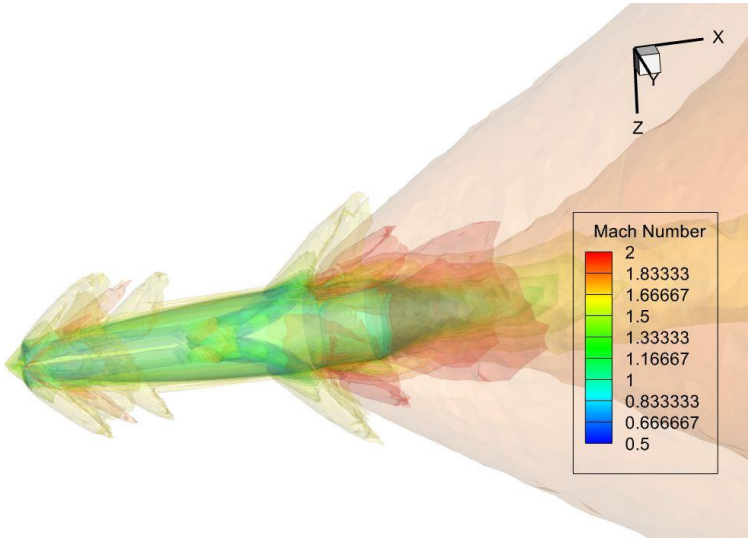
HYPERSIC AIRBREATHING VEHICLES GROUND TEST: WT DESIGN

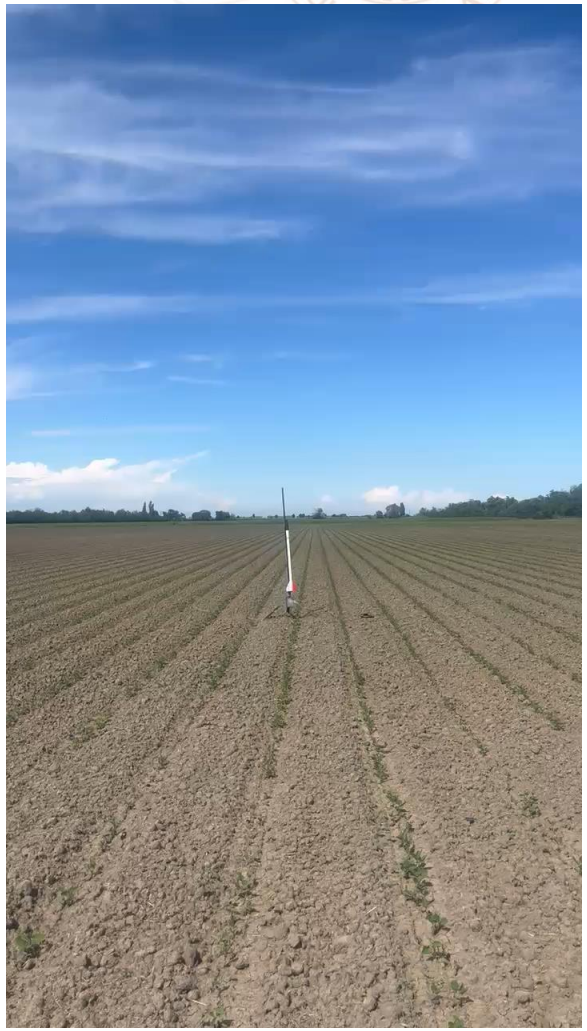


Next steps→ground and flight test (DAEDALUS 2026-2029)

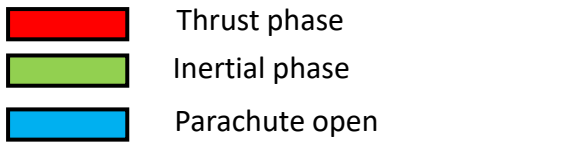








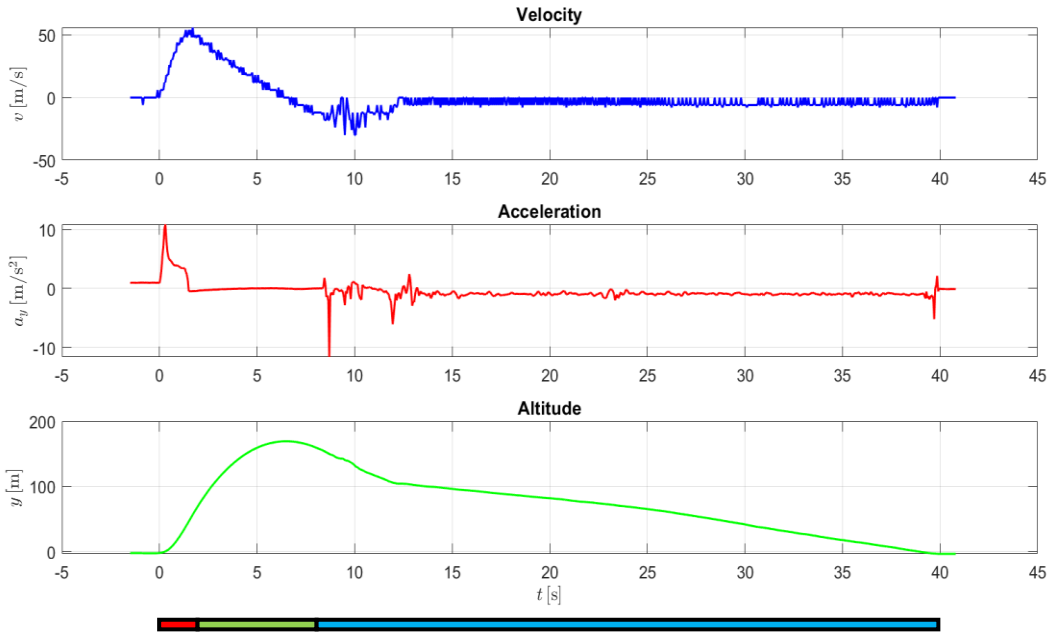
Parameter	Value	Unit
Rocket		
Lift-off mass	0.386	kg
Drag coefficient, C_d	0.68	–
Diameter	0.050	m
Engine		
Average thrust	23.0	N
Burn time	1.50	s
Delay time	7.00	s
Total engine mass	0.084	kg
Propellant mass	0.042	kg
Total impulse	34.5	N·s
Performance		
Maximum altitude	171	m
Maximum velocity	57.2	m/s



Thrust phase

Inertial phase

Parachute open



PROPULSIONE IBRIDA PROGETTO MIUS

Requisiti di missione del motore MIUS (uppere stage):

- Cluster di 6 motori
- Spinta totale del cluster $F_{tot} = 84$ kN
- Spinta unitaria motore $F_i = 14$ kN
- Tempo di burnout $t_b = 90$ s
- Impulso specifico tra $I_{sp_{min}} = 290$ s e $I_{sp_{max}} = 340$ s
- Ossidante: LH_2O_2
- Combustibile: HTPB/Paraffina

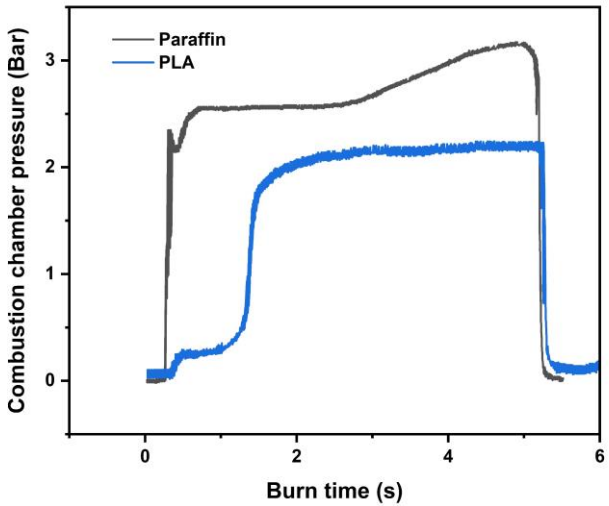
accesso autonomo allo spazio su orbite basse, con capacità di carichi variabili da 650 kg a 150 kg a seconda della quota, da piattaforma marina

→Questa configurazione permette di raggiungere orbite con inclinazione compresa tra 55° e 90°, incluse le orbite eliosincrone, e quindi di accedere a profili di missione che non sono coperti dalle future basi di lancio del Nord Europa, orientate prevalentemente verso orbite polari e sun-synchronous.

DOVE SIAMO CON LA PROPULSIONE IBRIDA?

Azienda / Programma	Nazione	Veicolo / Motore	Tipo di missione	Payload / Obiettivo	Stato
Innospace	Corea del Sud	Hanbit-Nano	lanciatore orbitale	~90 kg LEO	primo lancio 2025 fallito
Gilmour Space	Australia	Eris (motori Sirius)	lanciatore orbitale	~300 kg LEO	in sviluppo
HyImpulse	Germania	SL-1	lanciatore orbitale	~500 kg LEO	in sviluppo
DeltaV Space Technologies	Turchia	Hybrid rocket engine	dimostratore spaziale	dimostrazione accensione nello spazio	test riuscito
Virgin Galactic	USA	SpaceShipTwo	suborbitale	turismo spaziale	operativo
Reaction Research Society / università	USA	vari dimostratori	sounding rockets	ricerca	test vari
Nammo + università europee	Norvegia	motori ibridi sperimentali	sounding rocket	ricerca	dimostratori
DLR + università tedesche	Germania	dimostratori LOX-paraffina	ricerca	test tecnologici	sperimentale
ISRO / programmi accademici	India	motori ibridi sperimentali	sounding rockets	ricerca	test
CNSA / università	Cina	dimostratori ibridi	ricerca	sounding rockets	sperimentale

OCCORRE MIGLIORARE PRESTAZIONI – COMBUSTIONE – SCALABILITÀ



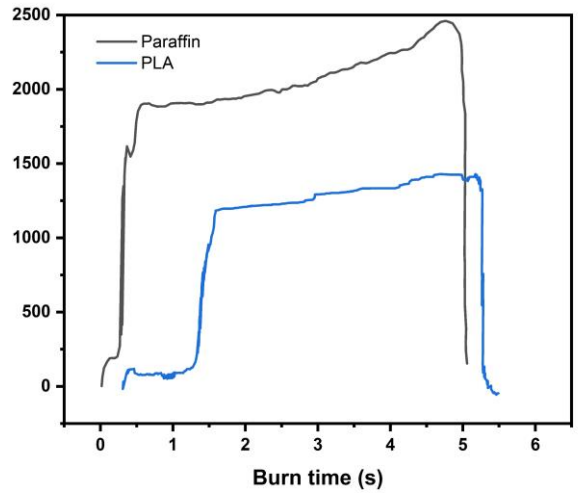
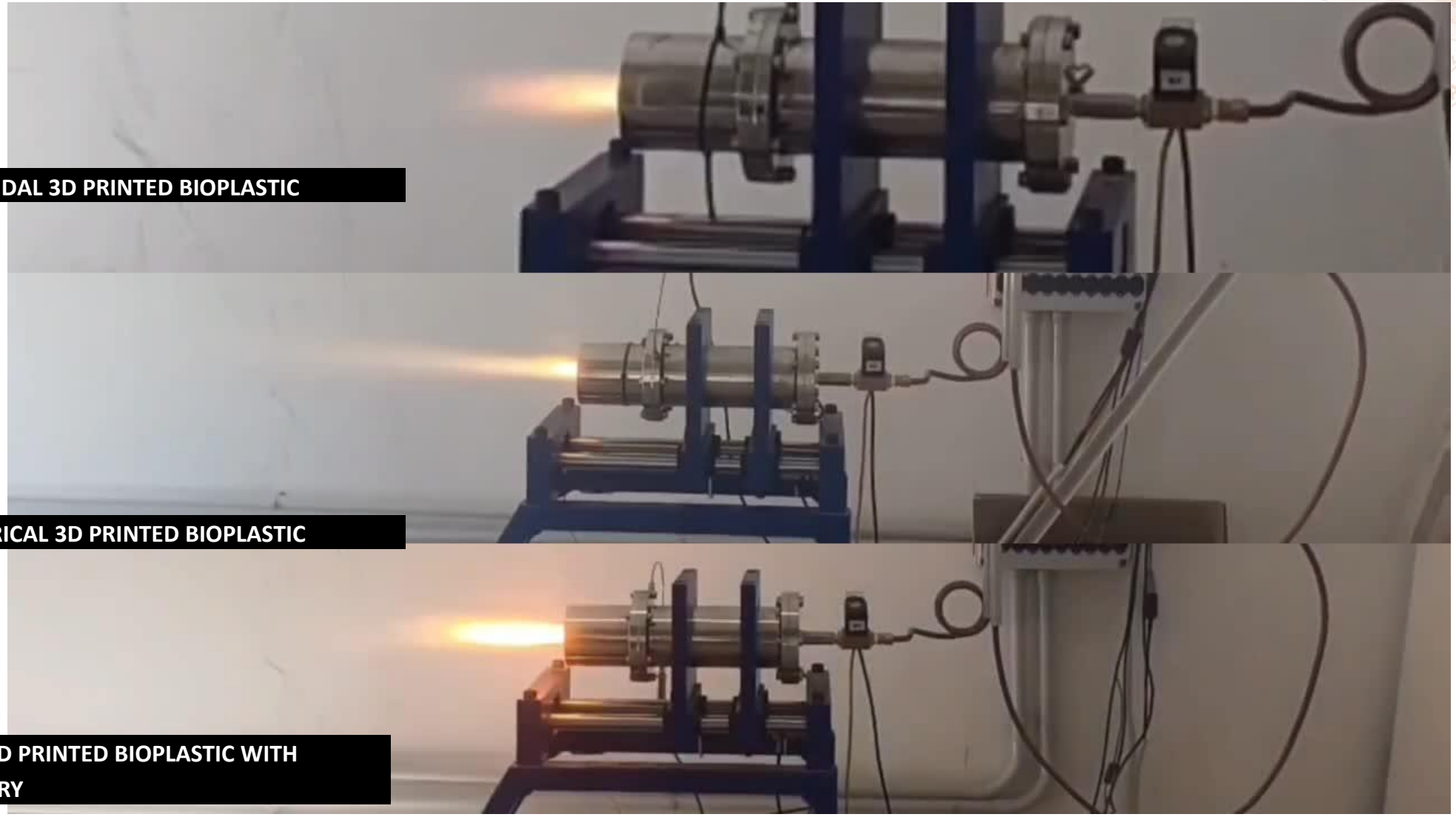


Table 1: Comparison of Parameters for Paraffin and PLA

Parameter	**Paraffin**	**PLA**
Final diameter d [m]	0.0383	0.0316
Regression rate $\dot{r}$ [m/s]	0.0008	0.0002
Port area A_p [m^2]	0.000916	0.000745
Oxidizer mass flux G_{ox} [kg/(m^2·s)]	15.2889	18.7891

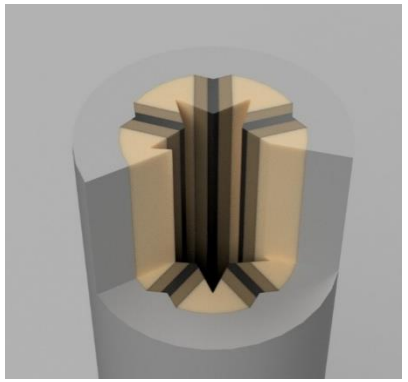
PARAFFIN COMPLITELY DEFORMED AFTER THE FIRST TEST→ INVESTIGATE PARAFFIN/HTPB BLENDED
INVESTIGATE DIFFERENT GEOMETRY AND MATERIALS FOR PLA

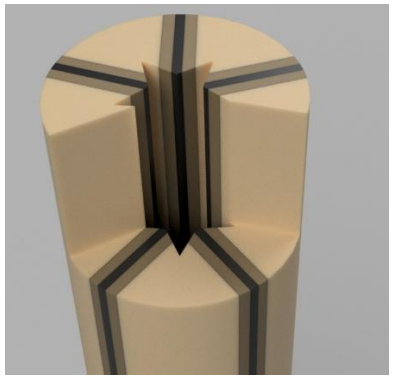


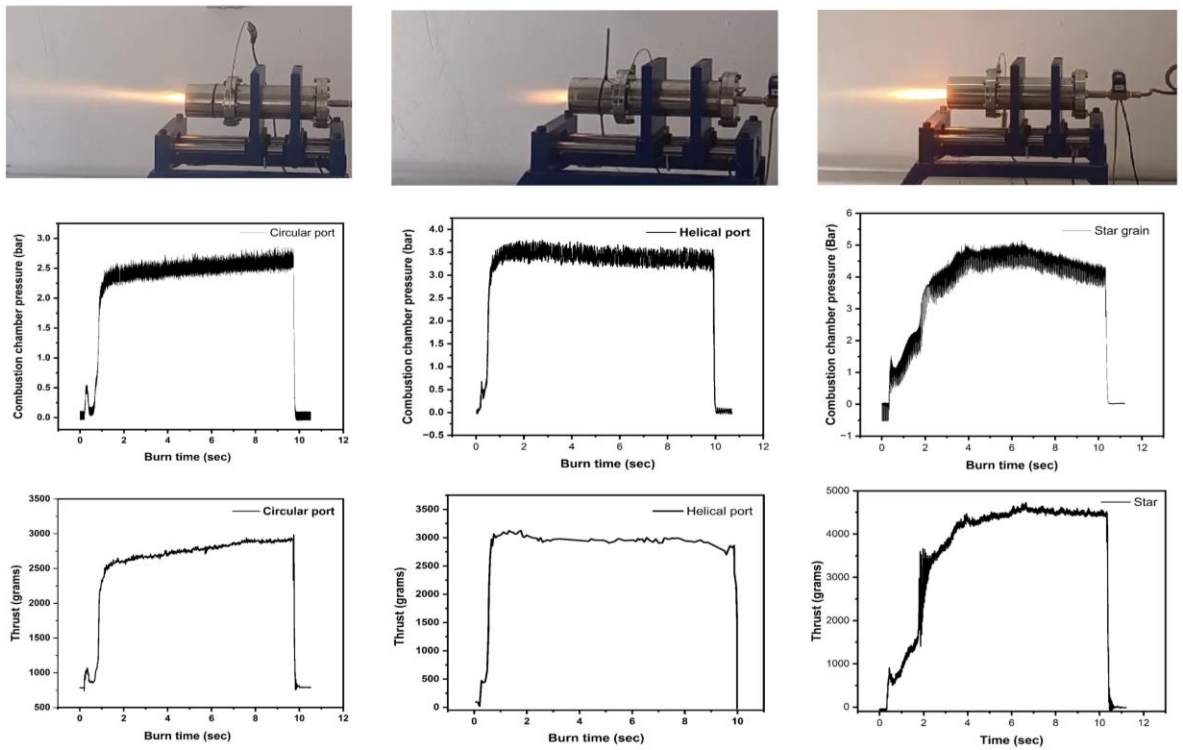
HELICOIDAL 3D PRINTED BIOPLASTIC

CYLINDRICAL 3D PRINTED BIOPLASTIC

MULTI-MATERIAL 3D PRINTED BIOPLASTIC WITH COMPLEX GEOMETRY





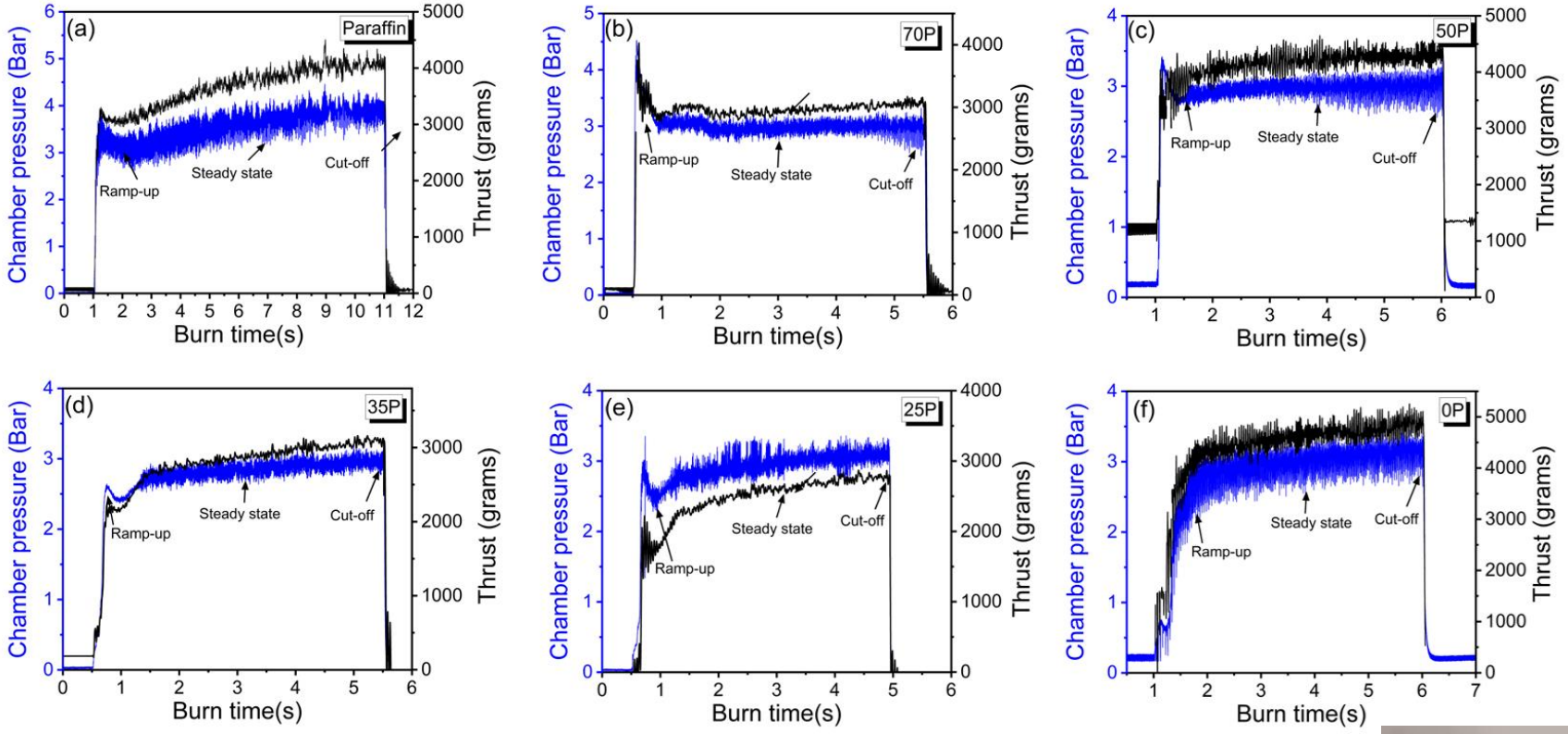


Regression rate data from ballistic test evaluation motor

Parameter	Circular Port	Helical Port	Star Multi Grain
Final (equivalent) diameter (d_e) (m)	0.0316	0.0369	0.0398
Regression rate ($\dot{r}$) (m/s)	0.0002	0.0003	0.0005
Port area (A_p) (m^2)	0.000745	0.000880	0.000957
Oxidizer mass flux (G_{ox}) ($kg/m^2 \cdot s$)	18.7891	20.4639	25.0824

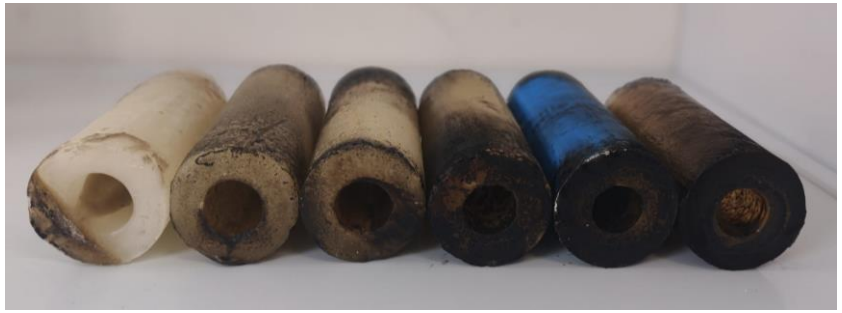
Thrust increase from Circular to Helicoidal to Star→ Combination of different geometries to modulate thrust

NEW PLA FORMULATION WITH OH ADDITION IS NOW UNDER INVESTIGATION



Combustion chamber pressure and thrust profile for 100P (a), 70P (b), 50P (c), 35P (d), 5P (e), and 0P (f) combustion with gaseous oxygen/

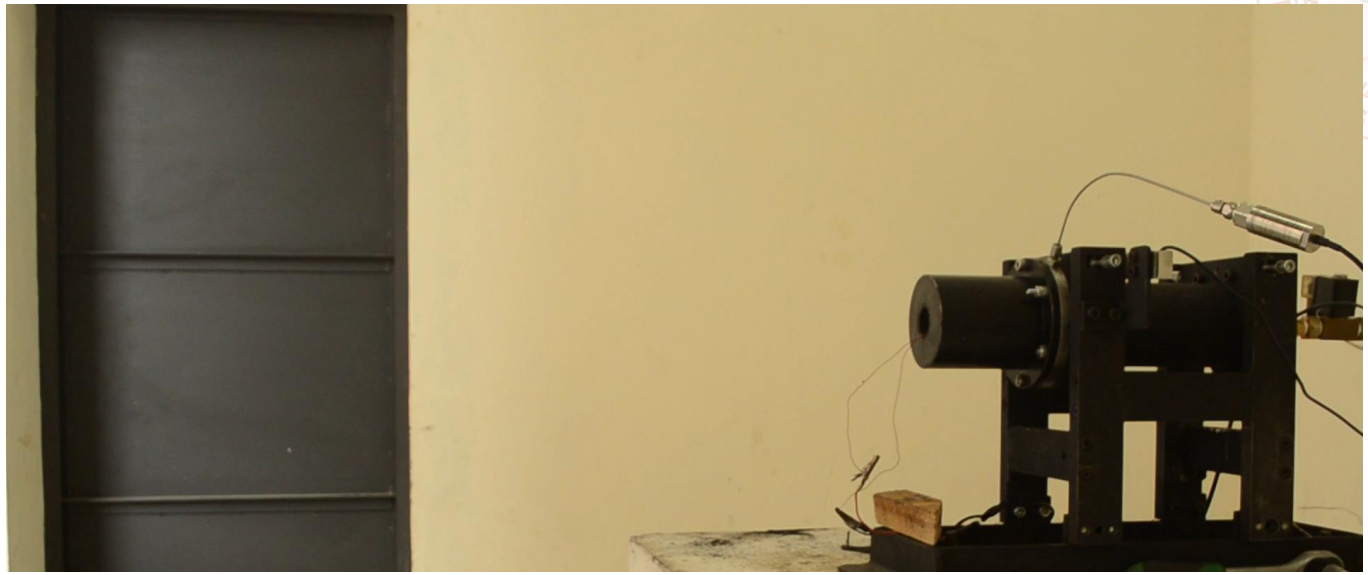
Fuel	Gox [kg/(m²·s)]	Regression rate [mm/s]	Final port diameter [mm]	Calculated O/F
100 P	25.25	0.9	47.8	1.4
70 P	35.40	0.3	33.5	4.0
50 P	25.36	0.3	33.4	2.9
35 P	30.52	0.3	33.3	3.6
25 P	30.24	0.4	33.6	3.3
0 P (100 HTPB)	27.56	0.4	33.8	3.1



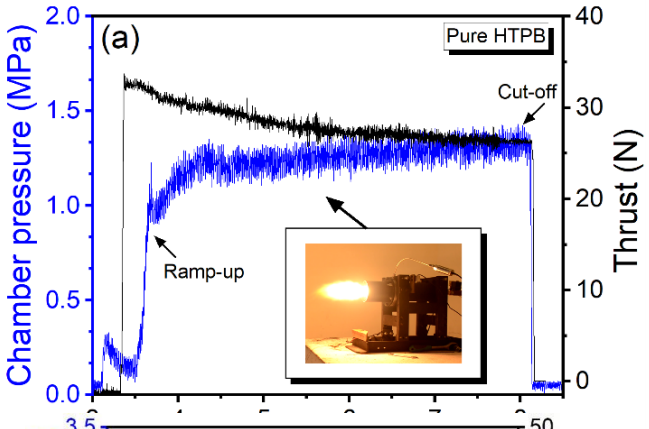
HTPB MORE EXPENSIVE THAN PARAFFIN: HIGHER COMBUSTION EFFICIENCY, HIGHER MECHANICAL PROPERIERTIES

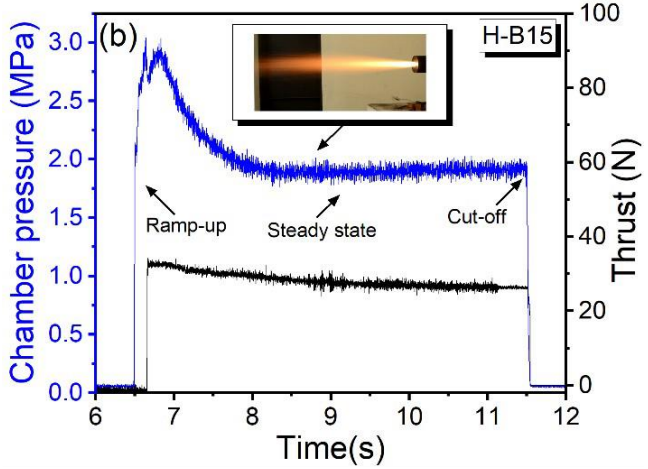
Investigate effects of highly-energetic additives on solid Ramjet engines performance

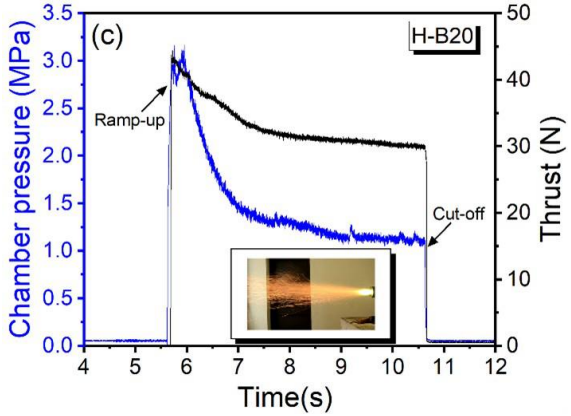
Pure HTPB with Oxygen

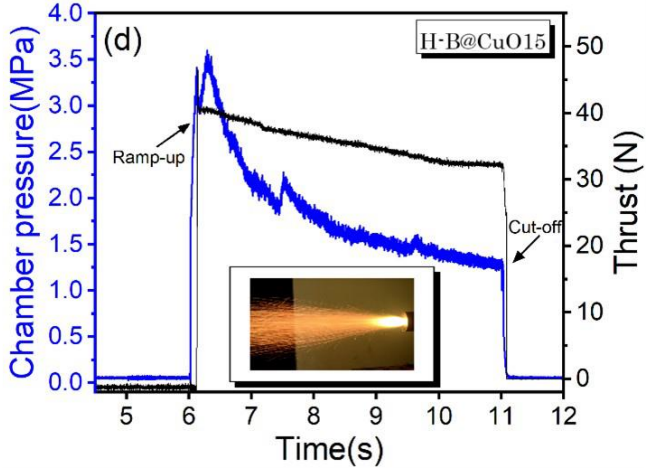


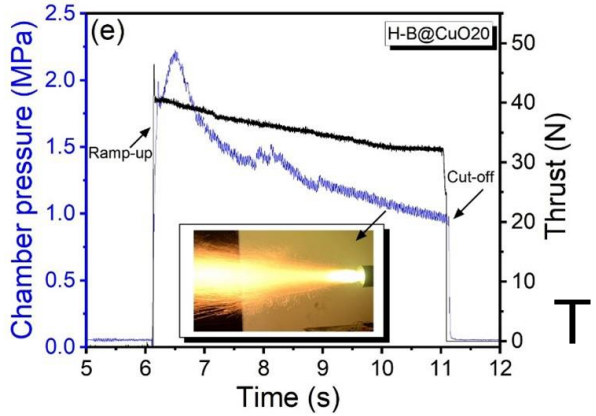
75 HTPB + 20% Boron + 5% CuO

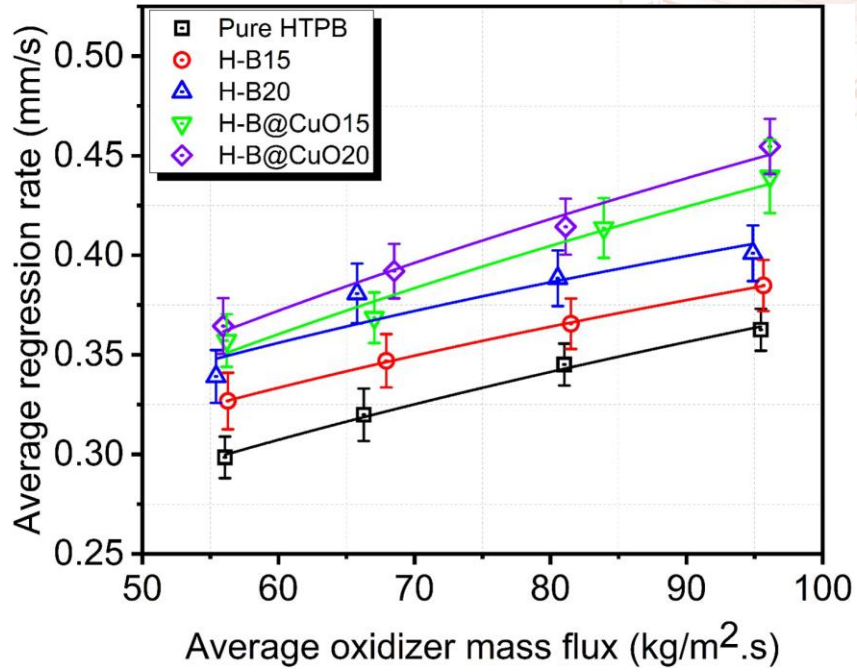












Sample	Regression rate coefficient (a)	Regression rate Exponent (n)	Rate Law $\dot{r} = aG_{ox}^{n}$ (mm/s)
Pure HTPB	0.06	0.36	$\dot{r} = 0.06\, G_{ox}^{0.36}$
H-B15	0.09	0.30	$\dot{r} = 0.09\, G_{ox}^{0.30}$
H-B20	0.11	0.28	$\dot{r} = 0.11\, G_{ox}^{0.28}$
H-B@CuO15	0.06	0.40	$\dot{r} = 0.06\, G_{ox}^{0.40}$
H-B@CuO20	0.07	0.41	$\dot{r} = 0.07\, G_{ox}^{0.41}$

Theoretical model for experimental data with O2 to other oxidizers

Conclusioni

l’accesso allo spazio rappresenta oggi un elemento fondamentale per la competitività tecnologica e industriale delle nazioni.

L’Europa dispone già di capacità consolidate attraverso Ariane e Vega,

l’Italia svolge un ruolo importante in questo ecosistema

lo sviluppo di tecnologie avanzate come:
- sistemi airbreathing
- motori ibridi
- nuove architetture di lancio

può rappresentare un’opportunità significativa per rafforzare la posizione italiana nel settore spaziale europeo.

GRAZIE

PROGRAMMI EUROPEI-ESA-ASI

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

- 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.
- **HTO** possibile solo per WR ≤ 4.
- 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.