

Università Degli Studi di Padova - Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Modellazione del rientro atmosferico di una biocapsula su Marte e analisi dei principali carichi aerotermodinamici

Analisi 2DOF della dinamica di discesa, aerotermodinamica TPS e limiti fisici dell'Entry, Descent and Landing (EDL)

Tutor Universitario:
Prof. Giacomo Colombatti

Laureando:
Giovanni Zoletto

Tema

Rientro atmosferico, Aerotermodinamica,
Modello numerico, Missione su Marte

Metodo

Simulatore 3DOF in MATLAB con
modello atmosferico NASA Glenn

Il Contesto Marziano e la Sfida dell'EDL

Il Paradosso Marziano

- Pressione al suolo: **~600 Pa** (<1% della Terra)
- Atmosfera rarefatta ma sufficiente a generare riscaldamento ipersonico
- TPS sollecitato da flussi termici elevati in condizioni di bassissima densità

Altitude-Velocity Cliff

- Da **5.600 m/s** a **<100 m/s**: il **99%** dell'energia cinetica dissipata in soli **30–40 km** di altitudine efficace
- Margine verticale drasticamente inferiore al rientro terrestre

Confronto con la Terra

- Su **Marte**: assenza di stratosfera densa → nessun "ammortizzatore" naturale
- Stessa energia da dissipare in finestra spazio-temporale **3–5× più ristretta**
- Precisione del profilo di volo critica per il successo EDL

Architettura del Simulatore 2DOF

Modello Dinamico — Punto Materiale

Equazioni del moto su geometria sferica marziana — 4 variabili di stato:

1

Velocità = v

Equilibrio tra le forze in
direzione della velocità

2

FPA = γ

Angolo della traiettoria
di volo

3

Quota = h

Componente verticale
della velocità integrata

4

Downrange = s

Distanza percorsa
sulla superficie

Atmosfera NASA Glenn — Modello a Due Strati

Temperatura $T=T(h)$

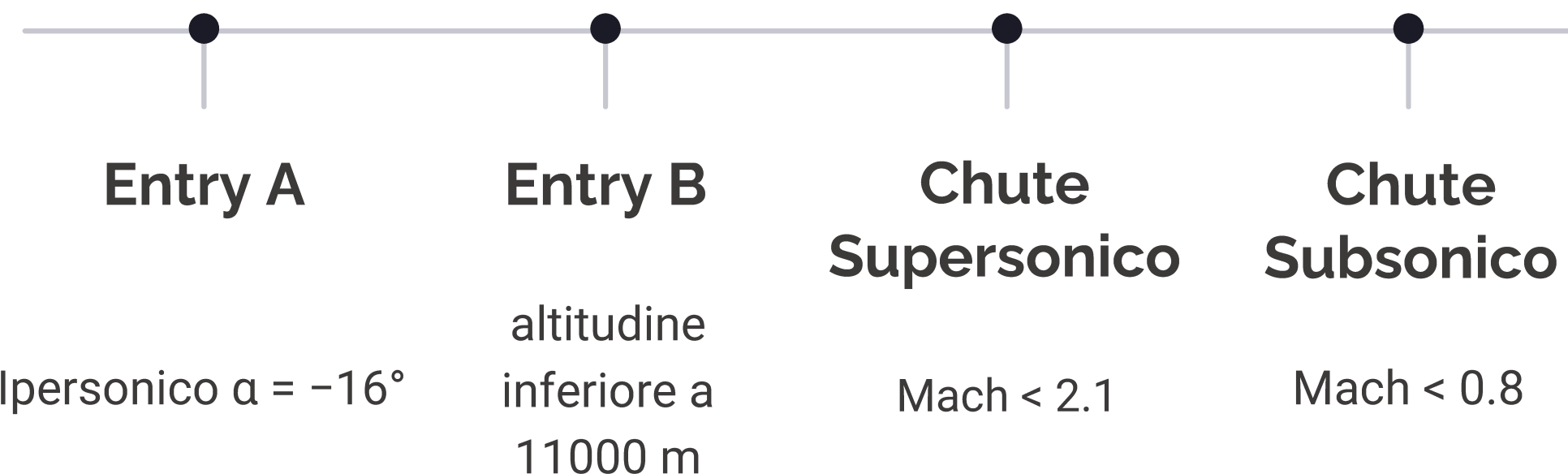
Gradiente per strato $\rightarrow$ velocità
del suono locale $a(h)$

Pressione e Densità

$\rho = \rho(P)$, $P=P(h)$

Legge barometrica a tratti $\rightarrow$
input aerodinamica

Fasi di Discesa



Transizioni imposte su condizioni di Mach e quota.

Aerodinamica dei Corpi Tozzi

Geometria MSL — Aeroshell Cono-Sfera 70°

Diametro

$D = 4.5 \text{ m}$

Raggio di
Naso

$R_n = 1.125 \text{ m}$

Semi-
angolo

70° cono-sfera

Coefficienti Aerodinamici — Regime Ipersonico

Coefficiente	Simbolo	Valore
Forza Assiale	C_A	1.55
Forza Normale	C_N	-0.15
Portanza/ Resistenza	L/D	0.24

Trasformazione Body → Wind

Resistenza C_D

$$C_D = C_A \cos(\alpha) + C_N \sin(\alpha)$$

$\alpha = -16^\circ$: Forza assiale
domina

Portanza C_L

$$C_L = -C_A \sin(\alpha) + C_N \cos(\alpha)$$

Segno di C_A determinato
dall'offset del baricentro

Equilibrio Statico — Trim a $\alpha = -16^\circ$

- Le **zavorre fuoriasse** generano un offset del CG, modificando il braccio della risultante aerodinamica e consentendo il trim a $\alpha \approx -16^\circ$.
- $L/D = 0.24$** : sufficiente per lifting entry e modulazione termica
- $C_A \approx 1.55$ domina: 90% resistenza da pressione frontale, non da attrito

Guida di Rientro

Lifting Entry per Equipaggi Umani

Il rientro balistico produrrebbe picchi fino a **15g**, incompatibili con la sopravvivenza umana.
La **lifting entry** a $\alpha = -16^\circ$ riduce il carico a **<4.2g**.

Modulazione della Portanza

La portanza verticale è controllata dal bank angle σ :

$$L_{\text{vert}} = L \cos(\sigma)$$

- Con $\sigma = 65^\circ$: componente verticale al ~42% della portanza totale
- Profilo di discesa allungato, picco di decelerazione entro limiti sicuri

Manovra SUL — Straighten-Up and Level

Evento critico a **Mach 2.1**, prima del deploy del paracadute:

- 1 Espulsione Zavorre in Tungsteno**
Annullamento dell'offset di baricentro ($\Delta z \rightarrow 0$); rimossa la coppia picchiante che manteneva $\alpha = -16^\circ$.
- 2 Raddrizzamento ad $\alpha \approx 0^\circ$**
Simmetria aerodinamica ripristinata; la capsula si raddrizza spontaneamente.
- 3 Deploy Parachute DGB (Disc Gap Band)**
Capsula stabile a **Mach 2.1**; paracadute DGB ($D = 21.5$ m) espulso nella finestra sicura di pressione dinamica.

Aerotermodinamica e Protezione Termica

Flusso Termico di Ristagno — Modello Sutton-Graves

$$q_{conv} = C_{heat} \sqrt{\frac{\rho}{R_n}} v^3$$

- **C_{heat}** : costante riscaldamento CO₂ marziana
- **$R_n = 1.125$ m**: raggio di naso
- Dipendenza **v^3** : termine dominante a velocità ipersonica

Proprietà TPS (thermal protection shield)

Proprietà PICA	Valore
Densità	270 kg/m ³
Conducibilità termica k	0.06 W/mK
Spessore nominale	60 mm
T parete esterna max	952K (@ t = 178.1 s)
T parete interna max	30.33°C

Modello Termico a 2 Nodi

Nodo 1 - Strato Esterno PICA

- Assorbe flusso convettivo e radiativo
- Ablazione per sublimazione e pirolisi

Nodo 2 — Parete Interna

- Accoppiato al Nodo 1 via legge di Fourier integrata
- Condizione di priorità su decelerazione e modulazione dell'area

295.8
kW/m²

Flusso Termico Max
Picco a t = 92.4 s, quota 41.2 km

0.944
mm

Ablazione TPS
Consumo totale PICA nel
profilo simulato

952 K

T Esterna Max
Parete esterna max

Modulazione dell'Area Efficace

Logica del controllore

Durante il rientro, viene imposto un controllo sull'area efficace aerodinamica (A_{eff}) per limitare carico-g e temperatura:

- g-load elevato $\rightarrow$ riduzione di A_{eff}
- temperatura elevata $\rightarrow$ aumento di A_{eff}

Flusso di controllo

1 Area Controller

Input: g-load, temperatura interna , temperatura esterna e flusso termico convettivo $\rightarrow$ Area comandata

2 Lag $\tau = 8\text{ s}$

Ritardo nella modifica dell'area efficace per simulare il tempo di attivazione degli attuatori

3 Retroazione

Drag, Lift e velocità aggiornano g-load e T, chiudendo il loop

Trade-off fisico

Aumento dell'area

$\downarrow T_{picco} \cdot \uparrow g\text{-load}$

Diminuzione dell'area

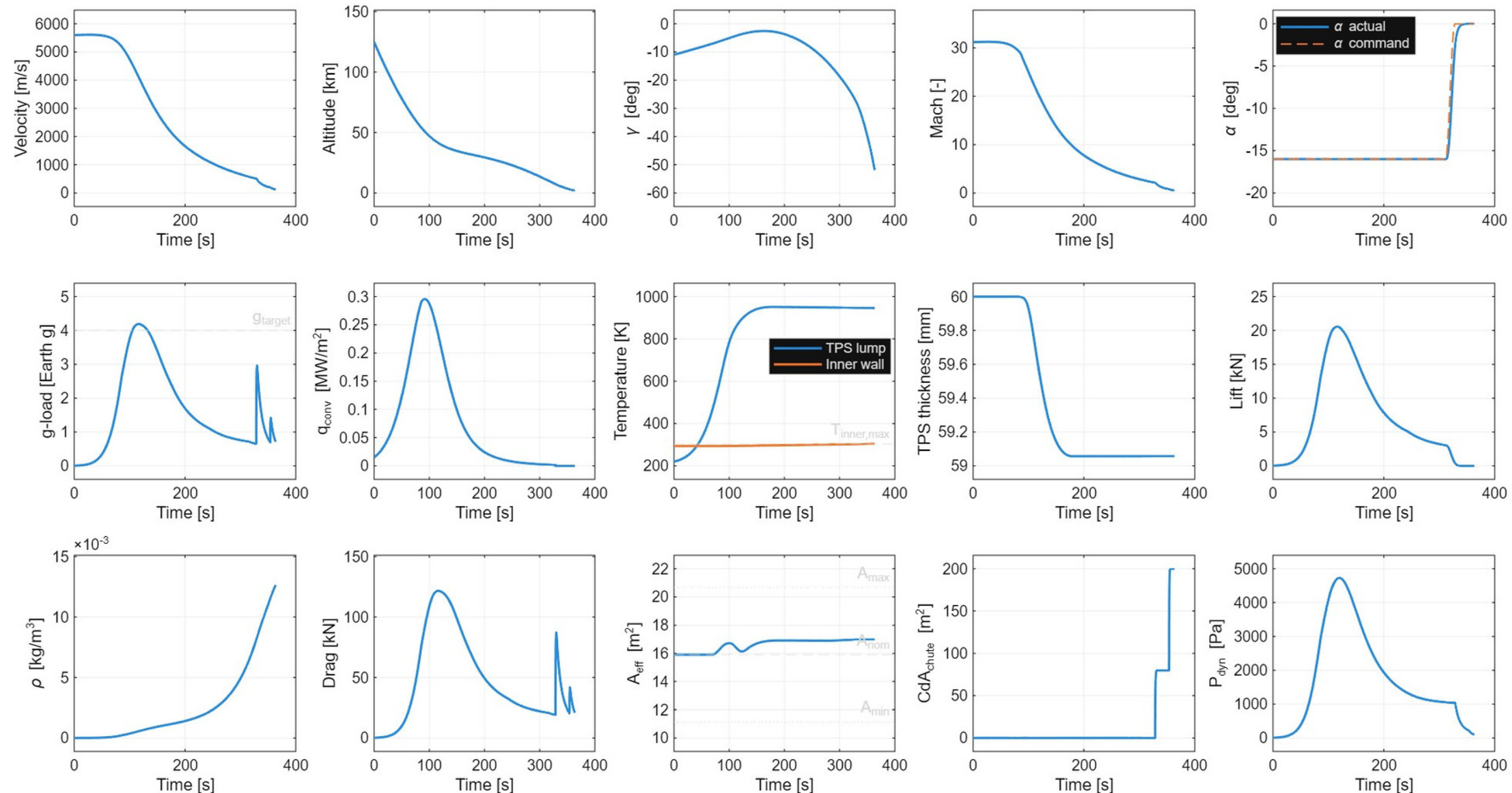
$\downarrow g\text{-load} \cdot \uparrow \text{durata termica}$

Compromesso ottimale

Il controllore adatta l'area efficace in tempo reale
automaticamente

Grafici e quantità di interesse

MSL-like 70 deg sphere-cone - Traiettoria, Carichi Aerotermici e Termica TPS



Risultati della Simulazione di Rientro

Fase / Evento	t [s]	h [m]	v [m/s]	Mach	α [°]	Parametri Chiave
Entry Interface (EI)	0.0	125.000	5.600	31.2	-16.0	Inizio discesa ipersonica ($\gamma_0 = -11.0^\circ$)
Picco Flusso Termico	91.4	50986	5027	27.33	-16.0	$q_{\text{conv,max}} = 295.8 \text{ kW/m}^2$, $T_{\text{ext}} = 699\text{K}$
Picco di Decelerazione	116.1	41410	4118.9	20.83	-16.0	g-load max = 4.19 g
Temperatura Massima Esterna	178.1	31581	2075.8	9.84	-16	$T_{\text{ext,max}} = 952 \text{ K (678}^\circ \text{ C)}$
Fine Fase Entry A	311.6	11.000	592.1	2.51	-16	Ingresso finestra quota paracadute ($h \leq 11 \text{ km}$)
Manovra SUL & Deploy Chute	328.4	7228	505.4	2.10	-2.8	Raddrizzamento assetto, espulsione paracadute DGB ($D = 21.5 \text{ m}$)
Fine Chute Supersonico	350.5	3082	194.7	0.80	0.0	Transizione al regime subsonico di frenata (deploy paracadute subsonico)
Arresto Simulazione	368.4	2.000	124.3	0.51	0.0	$T_{\text{in,max}} = 30.33^\circ\text{C}$, ablazione TPS = 0.943mm

Limiti Fisici e Aerodinamici

Finestra Operativa - Paracadute DGB

- Pressione dinamica: **400–750 Pa** (max assoluto: 785 Pa)
- Numero di Mach al deploy: **1.5 – 2.1**
- Quota di deploy: **~8 – 11 km**
- Superare 785 Pa → **shock di strappo**: rottura di componenti critiche prima del gonfiaggio

Budget di Quota per la Frenata

- Dal deploy (Mach 2.1, $h \approx 7.2$ km) al regime subsonico: **almeno 5 km** di spazio verticale necessari
- Decelerazione da ~ 500 m/s a velocità subsonica
- Vincolo geometrico critico per l'espansione a masse maggiori

Meccanismi di Instabilità

- **Choking sonico a Mach >2.1** : flusso nel gap anulare raggiunge condizioni soniche – gonfiaggio impossibile
- **Collasso vela transonico (Mach 0.8–1.2)**: oscillazioni di pressione causano instabilità di scia → collasso della vela
- **Scalabilità – limite per missioni umane**: missioni umane con risorse richiedono 20 t di massa; il paracadute DGB scalato richiederebbe $D > 50$ m, strutturalmente impraticabile

Il paracadute marziano da solo è insufficiente per carichi superiori a ~ 3.3 tonnellate. Questa è la barriera fisica fondamentale che separa l'EDL robotico dall'EDL umano su Marte.

1 Validazione del Simulatore 2DOF

- Riproduce profili di volo di Curiosity e Perseverance
- Parametri chiave (**picco termico, decelerazione, quota deploy**) in accordo con vincoli fisici
- **Struttura modulare** per fasi → riconfigurabile per scenari alternativi

2 Significato della simulazione

- Il rientro simulato rappresenta un **EDL di emergenza** previsto come **fall-back** di un sistema più complesso.
- Lo scopo è mostrare i **limiti** delle tecnologie attuali e analizzare i **parametri critici** di funzionamento.

Prospettive Future

- **SSRP** (SuperSonic Retro-Propulsion): retro-propulsione supersonica
- **HIAD** (Hypersonic Inflatable Aerodynamic Decelerators): scudi gonfiabili ipersonici
- Entrambe le direttrici in **sviluppo attivo** da NASA e SpaceX

Matrice di Scalabilità EDL - Missione Robotica vs. Umana

Parametro	Robotica	Umana
Massa atterraggio	3.3 t	20–40 t
Decelerazione max ammissibile	~15 g	< 5 g
Sistema frenata primario	DGB 21.5 m	SSRP + HIAD
L/D di rientro	0.24	> 0.30 (obiettivo)
TPS richiesto	PICA 60 mm	TPS attivo + PICA-X
Guida di rientro	Lifting passivo	Guidance attiva GNC

Ringraziamenti

Desidero esprimere la più sincera gratitudine alla Commissione di Laurea per l'attenzione dedicata alla valutazione di questo lavoro e per il contributo scientifico fornito durante il percorso accademico. Un ringraziamento speciale al **Prof. Giacomo Colombatti**, relatore Accademico per la disponibilità e i preziosi suggerimenti metodologici che hanno orientato lo sviluppo del simulatore e l'analisi dei risultati.

Candidato

Giovanni Zoletto

Relatore

Prof. Giacomo Colombatti

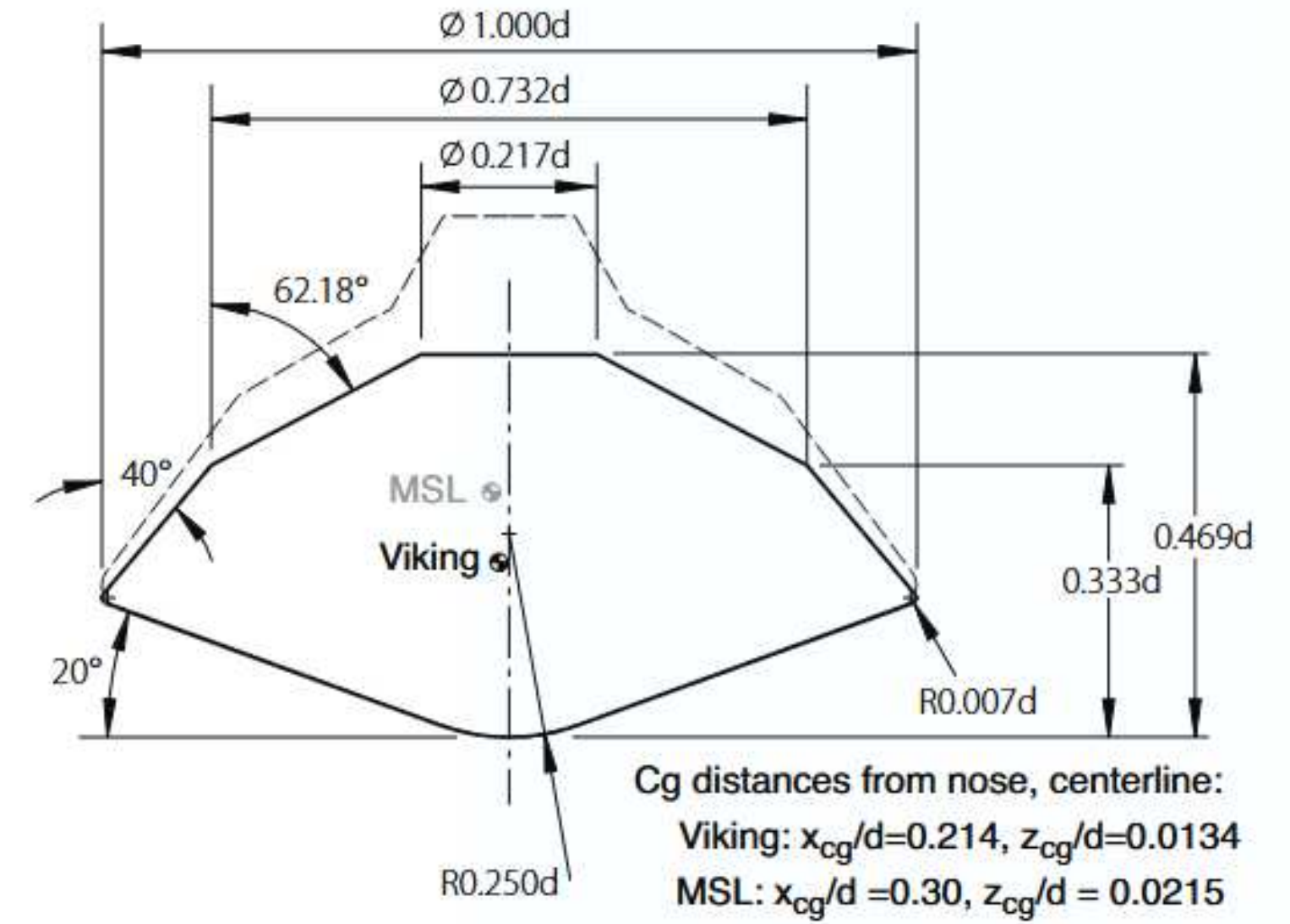
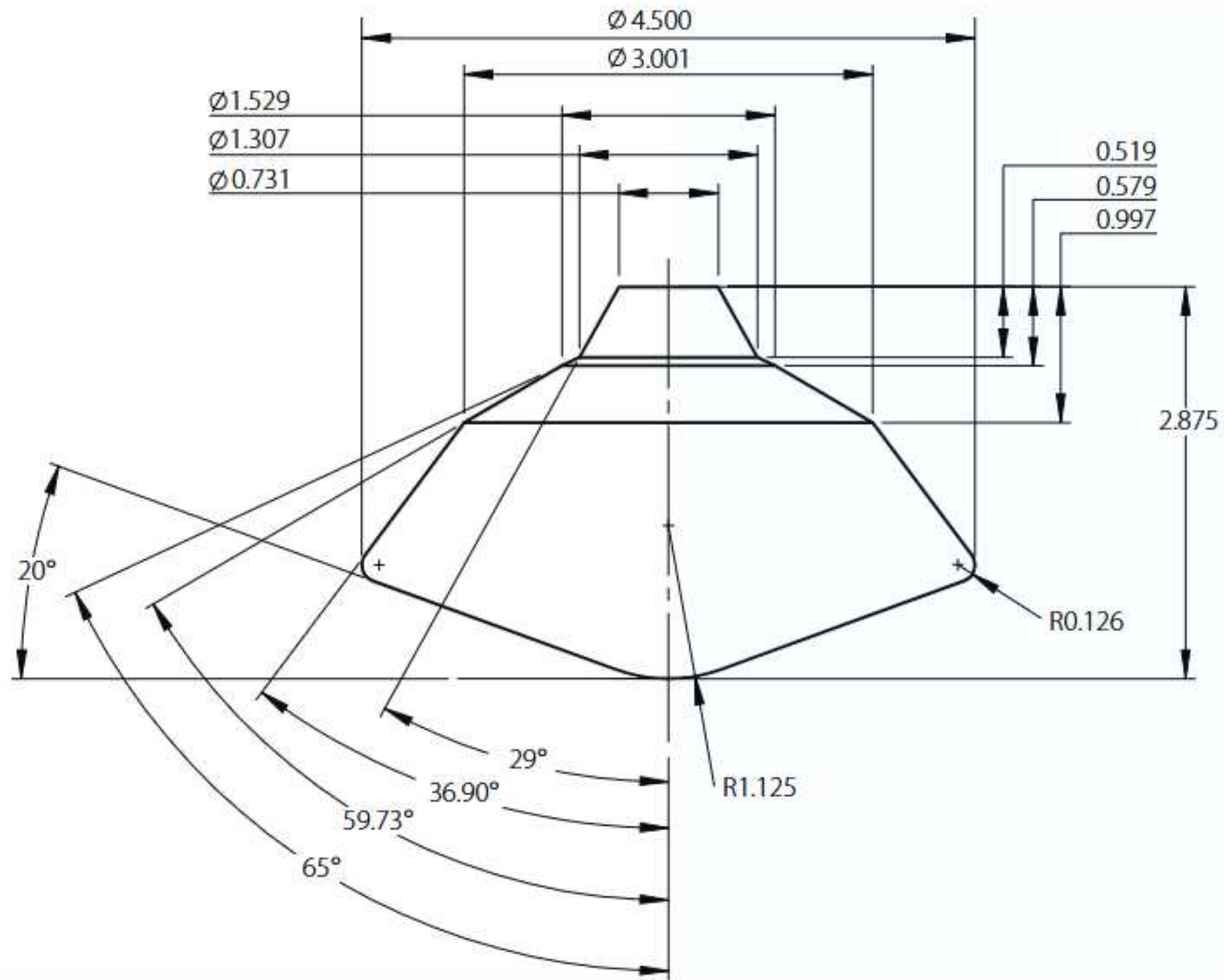


Figure 1. MSL and Viking geometries, Viking/MSL comparison scaled to unit diameter



