

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

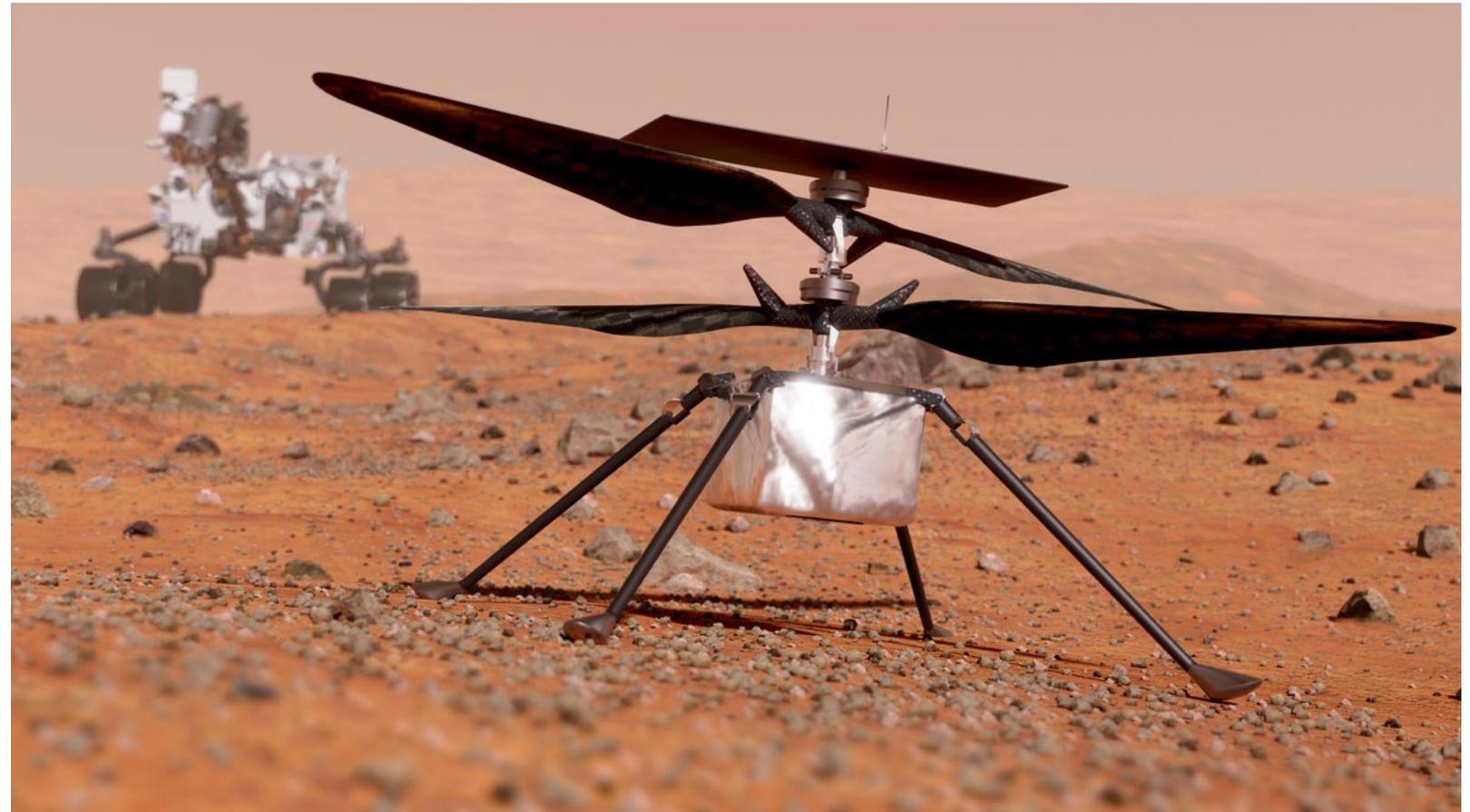
***Relazione per la prova finale  
«UAV in ambiente marziano:  
analisi dinamica e ricadute progettuali»***

Tutor universitario: Prof. Colombatti Giacomo

Laureando: *Salvato Marco*

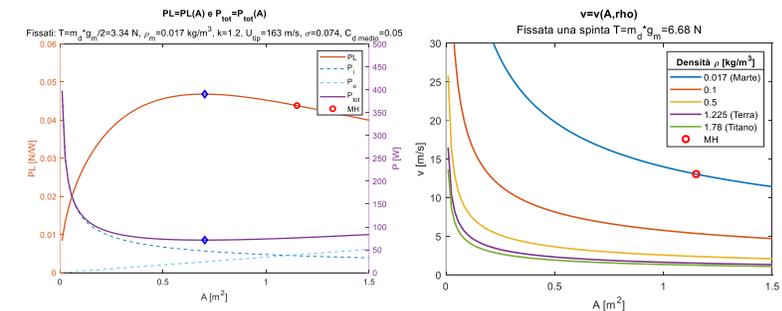
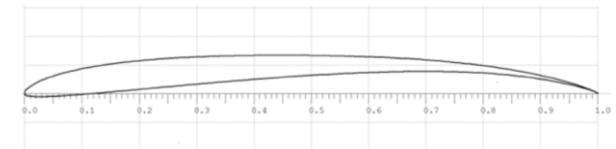
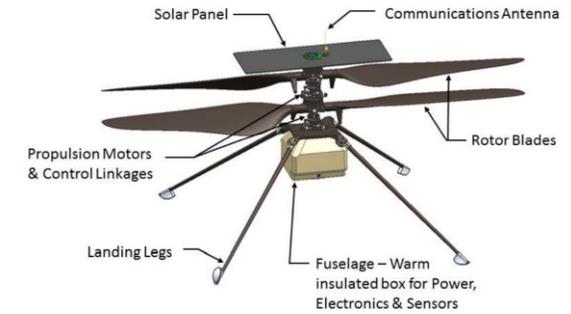
Padova, 13/03/2024

# Mars Helicopter e il volo marziano



Credit: <https://cosmosmagazine.com/space/nasas-ingenuity-mars-helicopter-is-alive/>

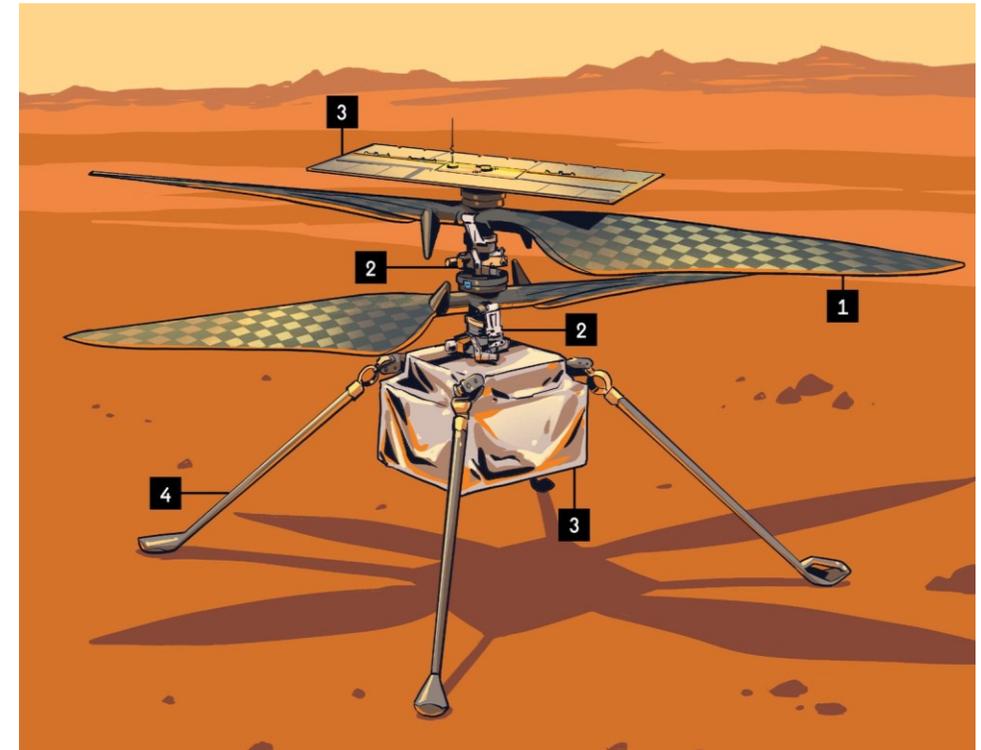
- Sintetica descrizione del velivolo
- Studio della dinamica del mezzo
- Analisi dinamica del rotore
- Ambiente operativo marziano e ricadute progettuali
- Futuri sviluppi e confronto con un drone terrestre



→ Dimostrazione tecnologica

1. Rotori coassiali controrotanti ( $D=1.21$  m)
2. Piatti oscillanti indipendenti
3. Batteria 35 Wh e pannello solare
4. Fusoliera e massa totale ( $m_d=1.8$  kg)

Velocità ( $V_c=2$  m/s) e autonomia di volo (90 s)



www.dii.unipd.it

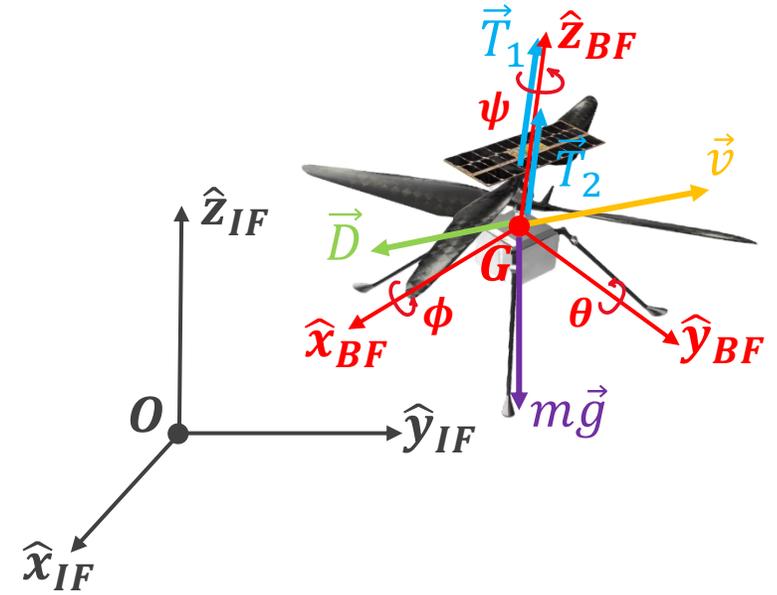


Credit:  
<https://www.popularmechanics.com/space/moon-mars/a35353442/ingenuity-mars-helicopter/>

Credit:  
[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rotors\\_of\\_the\\_Mars\\_Helicopter\\_Ingeniuty.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Rotors_of_the_Mars_Helicopter_Ingeniuty.jpg)

Ipotesi:

- Struttura del drone come corpo rigido  $I_G = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}_{BF}$
- Inertial frame (IF) e Body frame (BF)
- Assenza di vento
- Piccoli angoli di pitch e roll  $\rightarrow \vec{\omega}_B = \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}_{BF} \approx \begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix}_{IF}$



Siano:

$$\vec{x} = \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}_{IF} \quad \vec{\theta} = \begin{Bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{Bmatrix}_{IF} \quad \vec{\omega}_B = \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}_{BF} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\phi & S\phi C\theta \\ 0 & -S\phi & C\phi C\theta \end{bmatrix}_{IF \rightarrow BF} \begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix}_{IF}$$

$$\vec{T}_i = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_i \end{Bmatrix}_{BF} \quad \vec{D} = \begin{Bmatrix} \frac{1}{2}\rho K_{DxIF} \dot{x}^2 \\ \frac{1}{2}\rho K_{DyIF} \dot{y}^2 \\ \frac{1}{2}\rho K_{DzIF} \dot{z}^2 \end{Bmatrix}_{IF} \quad \vec{P} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m_d g \end{Bmatrix}_{IF}$$

$$\vec{\tau}_{Ri} = \begin{Bmatrix} \tau_{Ri\phi} \\ \tau_{Ri\theta} \\ \tau_{Ri\psi} \end{Bmatrix}_{BF} \quad \vec{\tau}_D = \begin{Bmatrix} \frac{1}{2}\rho K_{\tau D\phi} p^2 \\ \frac{1}{2}\rho K_{\tau D\theta} q^2 \\ \frac{1}{2}\rho K_{\tau D\psi} r^2 \end{Bmatrix}_{BF}$$

Matrici di rotazione:

$$R_{IF \rightarrow BF} = R_\phi R_\theta R_\psi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C\phi & S\phi \\ 0 & -S\phi & C\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\theta & 0 & -S\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ S\theta & 0 & C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C\psi & S\psi & 0 \\ -S\psi & C\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_{IF \rightarrow BF} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\theta S\psi & -S\theta \\ (-C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi) & (-C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi) & S\phi C\theta \\ (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi) & (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi) & C\phi C\theta \end{bmatrix}$$

$$R_{BF \rightarrow IF} = R_{IF \rightarrow BF}^{-1} = R_{IF \rightarrow BF}^T$$

- Dinamica traslazionale: (equazione scritta rispetto a IF)

$$\frac{d\vec{P}}{dt} = m_d \vec{\ddot{x}} = R_{BF \rightarrow IF}(\sum_i^n \vec{T}_i) + \vec{D} + m_d \vec{g}$$

In componenti: 
$$\begin{cases} m_d \ddot{x} = (\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \sum_i^n T_i + \frac{1}{2}\rho K_{Dx_{IF}} \dot{x}^2 \\ m_d \ddot{y} = (\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \sum_i^n T_i + \frac{1}{2}\rho K_{Dy_{IF}} \dot{y}^2 \\ m_d \ddot{z} = (\cos\phi \cos\theta) \sum_i^n T_i + \frac{1}{2}\rho K_{Dz_{IF}} \dot{z}^2 - m_d g \end{cases}$$

- Dinamica rotazionale: (equazione scritta rispetto a BF)

$$\frac{d\vec{L}_G}{dt} = \vec{M}_G \quad \text{dove: } \vec{L}_G = I_G \vec{\omega}_B + \sum_i^n (I_R \vec{\omega}_{Ri} + m_R l^2); \quad \vec{M}_G = \sum_i^n \vec{l}_i \times \vec{T}_i + \sum_i^n \vec{\tau}_{Ri} + \vec{\tau}_D$$

$$I_G \dot{\vec{\omega}}_B = -\vec{\omega}_B \times I_G \vec{\omega}_B - \sum_i^n (\vec{\omega}_{Ri} \times I_R \vec{\omega}_B) + \vec{M}_G$$

In componenti: 
$$\begin{cases} I_{xx} \dot{p} = r q (I_{yy} - I_{zz}) + \sum_i^n ((-1)^i \omega_{Ri} I_{Ryy} q) + \tau_{R1\phi} + \tau_{R2\phi} + \frac{1}{2}\rho K_{\tau_{D\phi}} p^2 \\ I_{yy} \dot{q} = r p (I_{zz} - I_{xx}) - \sum_i^n ((-1)^i \omega_{Ri} I_{Rxx} p) + \tau_{R1\theta} + \tau_{R2\theta} + \frac{1}{2}\rho K_{\tau_{D\theta}} q^2 \\ I_{zz} \dot{r} = p q (I_{xx} - I_{yy}) + \tau_{R1\psi} - \tau_{R2\psi} + \frac{1}{2}\rho K_{\tau_{D\psi}} r^2 \end{cases}$$

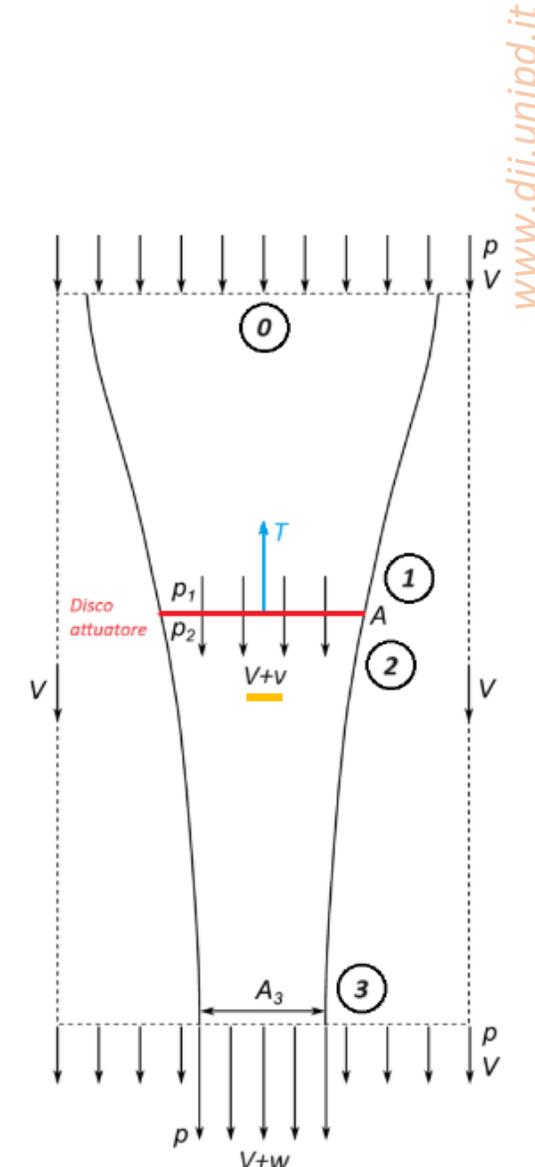
L'elica, ruotando, accelera una portata d'aria (scia) e riceve una spinta per reazione. → *Ipotesi verosimile*: rotore in condizione di hover (flusso in arrivo con  $V=0$ )



## Momentum Theory

- Obiettivo: modello della scia e stima della **potenza indotta**.
  - *Ipotesi*: flusso ideale, **disco attuatore**, swirl nella scia trascurato.
- Fornisce la potenza indotta del rotore ideale

$$T = 2\dot{m}v = 2\rho Av^2 \quad v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad P_{i_{id}} = Tv = T\sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$



La potenza richiesta dai rotori reali è maggiore di quella ideale:

## Blade Element Theory

Considera la geometria delle pale → Forze risultanti dall'integrale delle forze agenti sulle sezioni.

→ Espressione della potenza richiesta più accurata: ( $V=0$ )

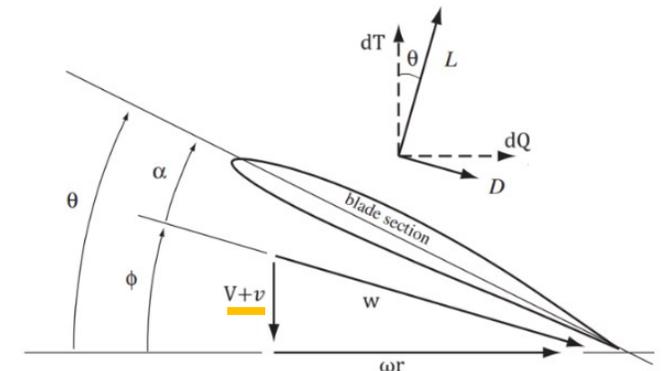
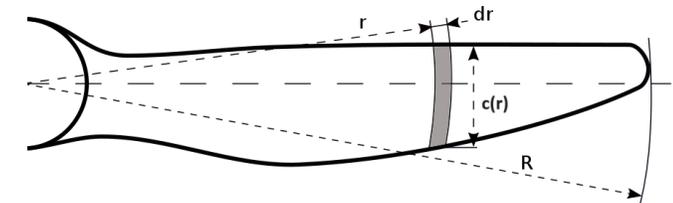
$$P = P_i + \underline{P_o} = \underline{kT} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} + \rho A (\omega R)^3 \sigma \frac{C_d}{8} \quad \text{dove} \quad \sigma = \frac{A_b}{A} = \frac{N\bar{c}}{\pi R}$$

Parametri di prestazione:

- Disk Loading:  $DL = \frac{T}{A}$
- Power Loading:  $\underline{PL} = \frac{T}{P}$

Power component	%
Ideal induced power	65 to 75 %
Profile power	15 to 25 %
Nonuniform inflow	6 %
Swirl in the wake	less than 1 %
Tip losses	3 %

Credit: [https://en.wikipedia.org/wiki/File:Propeller\\_blade\\_BET.svg](https://en.wikipedia.org/wiki/File:Propeller_blade_BET.svg)



L'atmosfera marziana impone condizioni operative totalmente nuove e molto complesse per il volo, radicalmente differenti da quelle terrestri.

Caratteristiche dell'atmosfera: miscela di gas (95% CO<sub>2</sub>, 2.7% N<sub>2</sub>, 2% Ar)

		Marte ("m")	Terra ("e")	Rapporto
Densità, $\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	0.017	1.225	0.014
Temperatura, T	[K]	(-50° C) 223	(15° C) 288	0.77
Costante specifica del gas, R	[J/(kg K)]	188.9	287	0.66
Rapporto dei calori specifici, $\gamma$		1.289	1.4	0.92
Viscosità dinamica, $\mu$	[N s/m <sup>2</sup> ]	1.13*10 <sup>-5</sup>	1.75*10 <sup>-5</sup>	0.65
Pressione, P	[Pa]	716.60	1013250	7*10 <sup>-4</sup>
Accelerazione di gravità alla superficie g	[m/s <sup>2</sup> ]	3.71	9.81	0.38

→ Quindi: bassissima densità, bassa temperatura, minore costante del gas

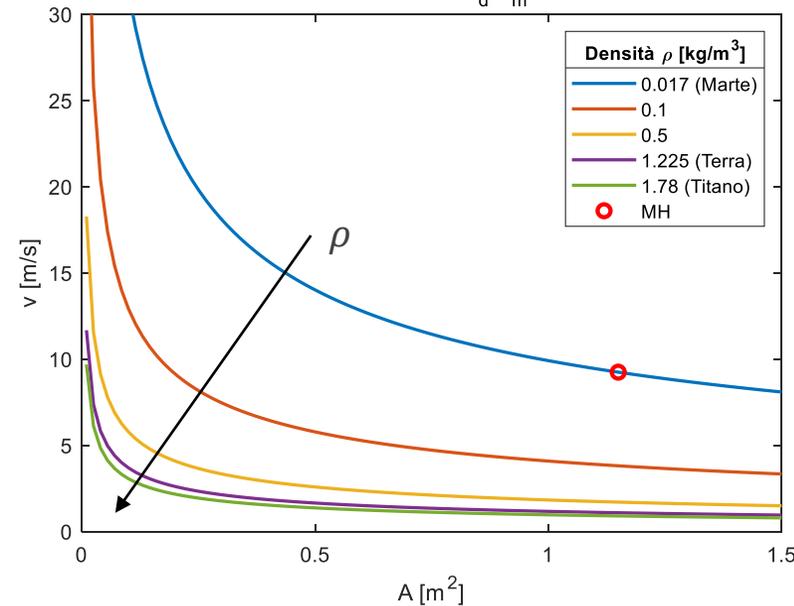
**Bassa densità:** a parità di spinta, dev'essere elaborata una portata volumetrica maggiore rispetto alla Terra → 2 possibilità:

- Accelerare maggiormente la portata d'aria. Dalla M.T.:

$$T = 2\rho Av^2 \rightarrow v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

$v=v(A,\rho)$

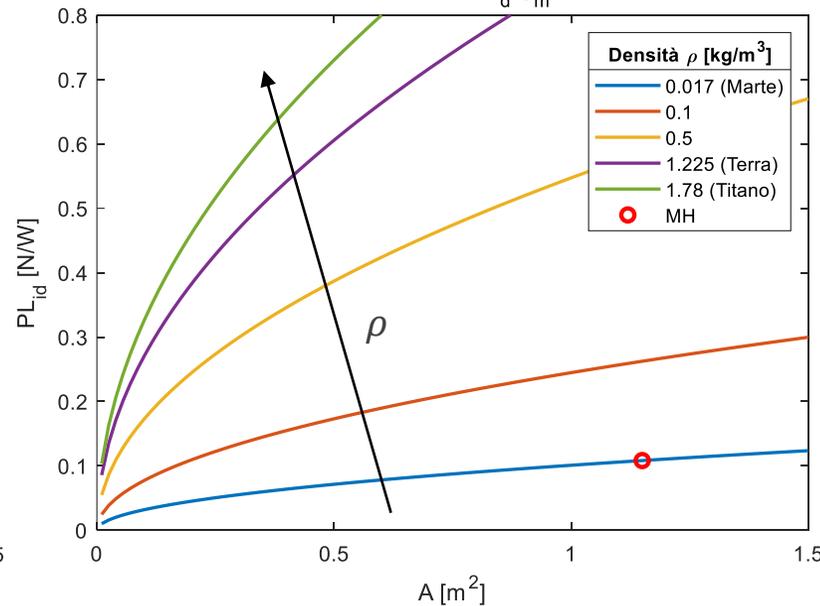
Fissata una spinta  $T=m_d \cdot g_m / 2 = 3.34 \text{ N}$



$$PL_{id} = \frac{T}{P_{iid}}$$

$PL_{id}=f(A,\rho)$

Fissata una spinta  $T=m_d \cdot g_m / 2 = 3.34 \text{ N}$

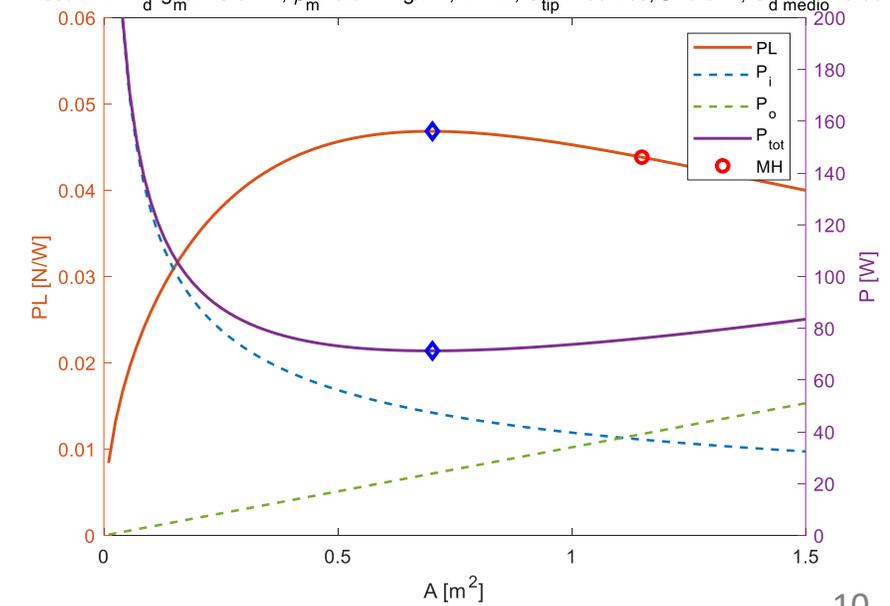


- Aumentare l'area del disco (raggio). Dalla B.E.T.:

$$\frac{T}{P} = \frac{T}{kT \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} + \rho A (\omega R)^3 \frac{\sigma C_d}{8}}$$

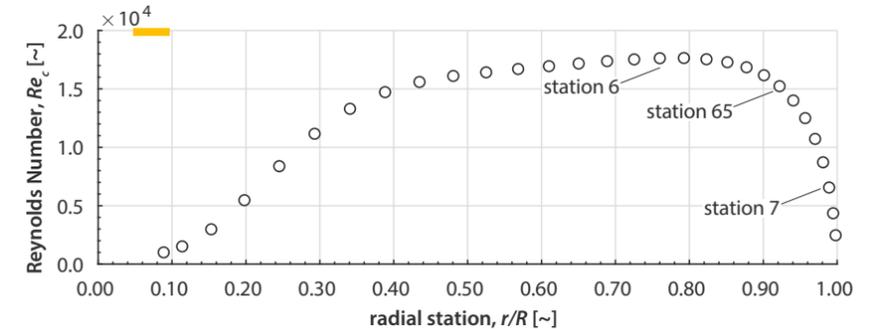
$PL=PL(A)$  e  $P_{tot}=P_{tot}(A)$

Fissati:  $T=m_d \cdot g_m / 2 = 3.34 \text{ N}$ ,  $\rho_m = 0.017 \text{ kg/m}^3$ ,  $k=1.2$ ,  $U_{tip} = 163 \text{ m/s}$ ,  $\sigma=0.074$ ,  $C_{d\text{ medio}} = 0.05$



**Bassa densità:** → Numeri di Reynolds bassi e ultra-bassi → Dinamica del flusso differente (regime laminare).

	c [m]	U [m/s]	Re
Tip (=0.9R)	0.06	163	$1.5 \cdot 10^4$
Root (=0.1R)	0.12	16.5	$3 \cdot 10^3$



**Bassa temperatura e minore costante specifica del gas R:**

→ Velocità del suono minore:  $a_m = \sqrt{\gamma_m R_m T_m} = 233 \text{ m/s} = 68.5\% a_e$

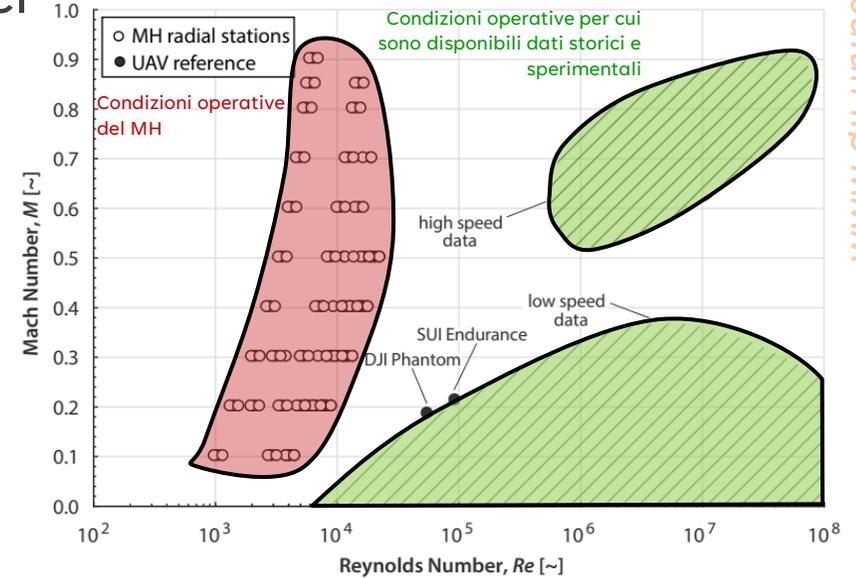
Impone ulteriori ostacoli alla generazione di spinta, limitando ( $U_{tip} = \omega R$ ):

- Raggio del disco (area, già limitata dagli ingombri)
- Regime di rotazione

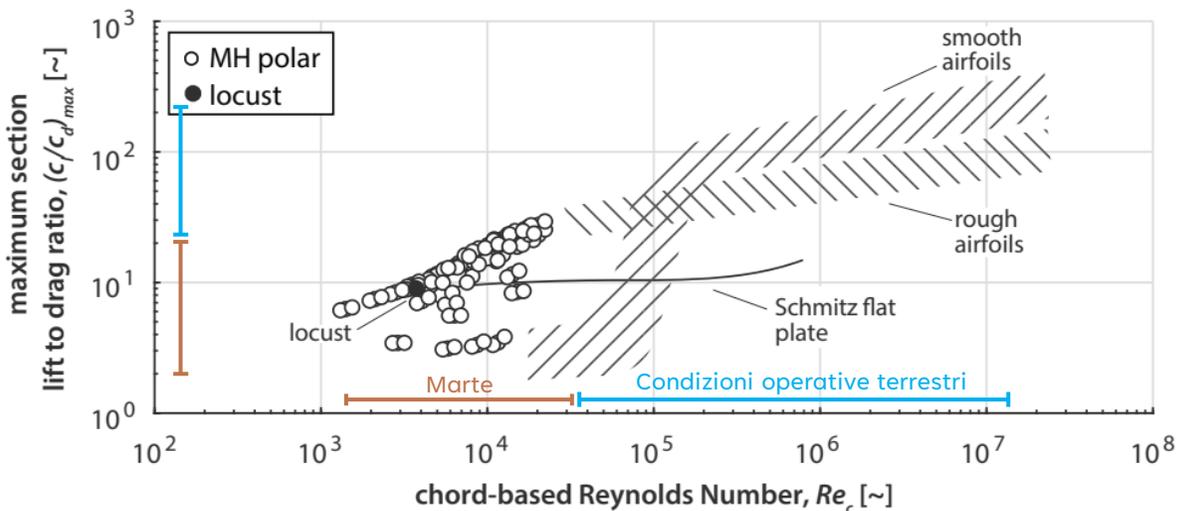
→ Scelta di progetto:  $M_{tip} \leq 0.7 \rightarrow U_{tip} = M_{tip} a_m \approx 163 \frac{\text{m}}{\text{s}} \rightarrow rpm_{lim} = \frac{U_{tip}}{R} \frac{2\pi}{60} \approx 2600 \text{ rpm}$

**Reynolds bassi e Mach elevati: mancanza di dati storici e sperimentali.** → Dai test sui profili alari è emerso:

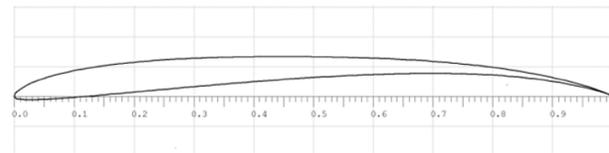
- I profili convenzionali terrestri per regimi subsonici non sono adatti. Grosso spessore → alto drag e immediato distacco S.L. laminare.
- I profili più performanti sono molto sottili (simili a lastre piane) e con leggera curvatura.



www.dii.unipd.it



CLF5605



$$C_{D\ medio} = 0.05$$

$$C_{L\ medio} \approx \frac{C_T}{\sigma} * 6 = 0.1 * 6 = 0.6$$

$$C_{L\ medio} / C_{D\ medio} \approx 12 \text{ (bassa!)}$$

Prossime missioni



+23% di efficienza  $C_L/C_D$

Obiettivi per il futuro: trasporto di un **payload**, maggiore autonomia di volo. → **Strategie**: ottimizzare i profili per  $M_{tip} \sim 0.9$  e per aumentare l'efficienza.

Interpolando i dati del MH e del AMH → massa a vuoto del drone in funzione della massa del payload e dell'autonomia di volo. Siano:

$$a := \frac{m_{a vuoto}}{t_{volo}} = \frac{(m_{totale} - m_{payload})}{t_{volo}}$$

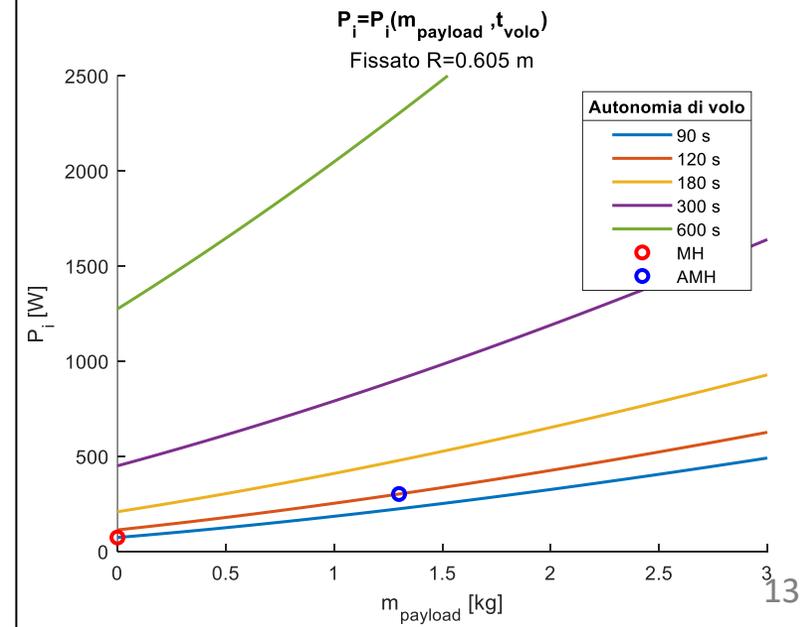
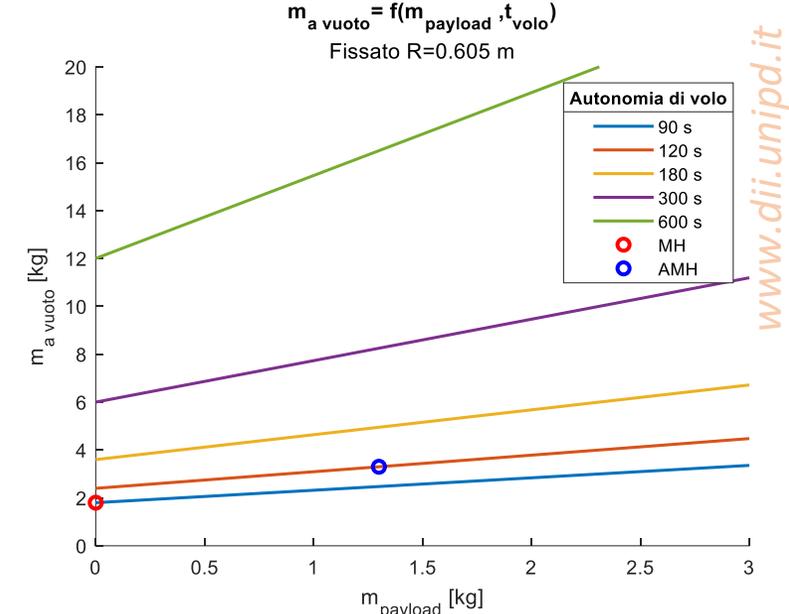
$$b := \frac{a_{AMH} - a_{MH}}{m_{payload AMH} - m_{payload MH}} = 0.0577 \text{ s}^{-1}$$

$$\rightarrow m_{a vuoto} = \left( b \cdot m_{payload} + \frac{m_{totale MH}}{t_{volo MH}} \right) \cdot t_{volo}$$



Conceptual Advanced Mars Helicopter (AMH)

	Mars Helicopter	Advanced Mars Helicopter
Massa totale [kg]	1.8	4.6
Massa payload [kg]	0	1.3
Autonomia in hover [s]	90	120
Raggio rotori [m]	0.605	0.605
Numero rotori	2	2
	coassiali	coassiali
Mach al tip (velocità al tip)	(163 m/s) 0.7	(186 m/s) 0.8
Regime di rotazione [rpm]	2575	2900
Disk loading [N/m <sup>2</sup> ]	716.60	7*10 <sup>-4</sup>
Solidità «totale»	0.148	0.248
Blade loading (C_T/Solidità)	0.1	0.115



Per comprendere quanto le condizioni operative marziane impattino sull'efficienza del velivolo, viene proposto il seguente confronto:

→ Come esempio di drone terrestre si considera un DJI Phantom 4



	c [m]	U [m/s]	Re
Tip (=0.9R)	0.012	76	6.4*10 <sup>4</sup>
Root (=0.1R)	0.025	7.6	1.3*10 <sup>4</sup>

	DJI Phantom 4
Massa totale [kg]	1.38
Massa payload [kg]	0.2
Autonomia in hover [min]	28
Raggio rotori [m]	0.12
Numero rotori	4
Mach al tip (velocità al tip)	(76 m/s) 0.22
Regime di rotazione [rpm]	6000
Solidità	0.1
C <sub>d</sub> medio	0.03

→ Il «coefficiente (di prestazione) generale» intende dare un quadro complessivo dell'efficienza del mezzo in relazione alla massa di payload e all'autonomia di volo. Indica la *potenza media da fornire affinché 1 kg di payload possa volare per 1 minuto*:

$$C_{gen} = \frac{P_{tot}}{m_{payload} t_{volo}}$$

Raggio [m]	0.12	0.605	0.605
Area totale rotori [m <sup>2</sup> ]	0.18096	2.2998	2.2998
RPM	6000	2575	2900
C <sub>d</sub> medio	0.03	0.05	0.04
Solidità (singolo rotore)	0.1	0.074	0.124
Massa totale [kg]	1.38	1.8	4.6
Massa payload [kg]	0.2	0.05	1.3
Autonomia in hover [min]	28	1.5	2
-----	0	0	0
<u>Disk Loading [N/m<sup>2</sup>]</u>	74.813	2.9037	7.4206
<u>Velocità indotta [m/s]</u>	5.5259	9.2414	14.773
Potenza indotta [W]	89.771	74.057	302.55
<u>P<sub>i</sub> [%]</u>	71.587	48.559	65.838
Potenza di profilo [W]	35.631	78.454	156.99
<u>P<sub>o</sub> [%]</u>	28.413	51.441	34.162
<u>Potenza totale [W]</u>	125.4	152.51	459.54
<u>Power Loading [N/W]</u>	0.10796	0.043787	0.037137
<u>Coefficiente generale [W/(kg s)]</u>	<u>22.393</u>		<u>176.74</u>

Phantom 4 (Terra)

MH (Marte)

AMH (Marte)

A Gennaio 2024 una pala del Mars Helicopter si è danneggiata durante un atterraggio. Report missione:

- 5 voli inizialmente programmati
- 72 voli compiuti, 130 minuti in volo, 17 km coperti



Credit: <https://mars.nasa.gov/news/9540/after-three-years-on-mars-nasas-ingenuity-helicopter-mission-ends/>

- Wayne Johnson, Rotorcraft Aeromechanics
- NASA/TM—2020–220485, Mars Science Helicopter Conceptual Design. (2020)
- NASA Ames Research Center, Jet Propulsion Laboratory, An Advanced Mars Helicopter Design
- Witold J. F. Koning, Wayne Johnson, Brian G. Allan, Generation of Mars Helicopter Rotor Model for Comprehensive Analyses
- Colin P. Coleman, Ames Research Center, Moffett Field, California, A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research
- Jet Propulsion Laboratory, NASA Ames Research Center, Guidance and Control for a Mars Helicopter
- Jet Propulsion Laboratory, NASA Ames Research Center, Improved Mars Helicopter Aerodynamic Rotor Model for Comprehensive Analyses
- Veritasium, Mars helicopter, <https://www.youtube.com/watch?v=GhsZUZmJvaM>
- <https://www.dji.com/it/phantom-4-pro-v2/specs>
- M Islam et al 2017 IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 270 012007
- Hamel, T. & Mahony, Robert & Lozano, R. & Ostrowski, Jim. DYNAMIC MODELLING AND CONFIGURATION STABILIZATION FOR AN X4-FLYER. (2002)
- H. Bouadi, M. Bouchoucha, M. Tadjine, MODELLING AND STABILIZING CONTROL LAWS DESIGN BASED ON BACKSTEPPING FOR AN UAV TYPE-QUADROTOR. (2007)
- Rousseau, Gauthier. (2019). Optimal trajectory planning and predictive control for cinematographic flight plans with quadrotors.
- Mars Ingenuity Helicopter, 3D Model, <https://mars.nasa.gov/resources/25043/mars-ingenuity-helicopter-3d-model/>