Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale «Analisi delle forze aerodinamiche in ambiente marziano»

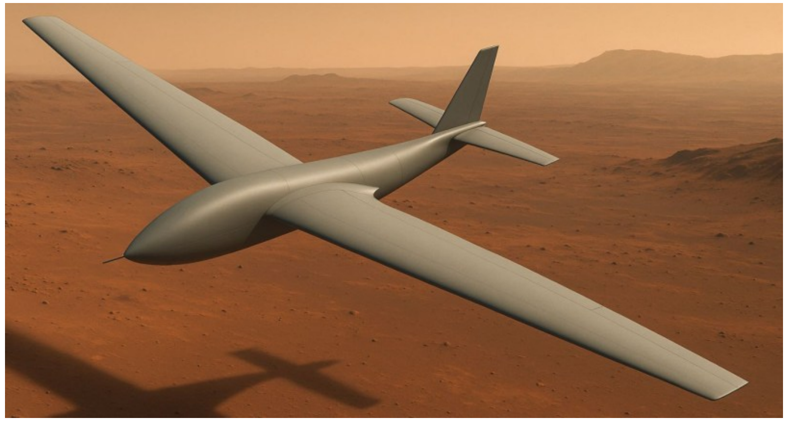
Tutor universitario: Prof. Francesco Picano

Laureando*: Francesco Mantovan*

Padova, 15/07/2026

ROVER
- Ottima risoluzione
- Regione limitata

SATELLITE
- Scarsa risoluzione
- Ampia regione

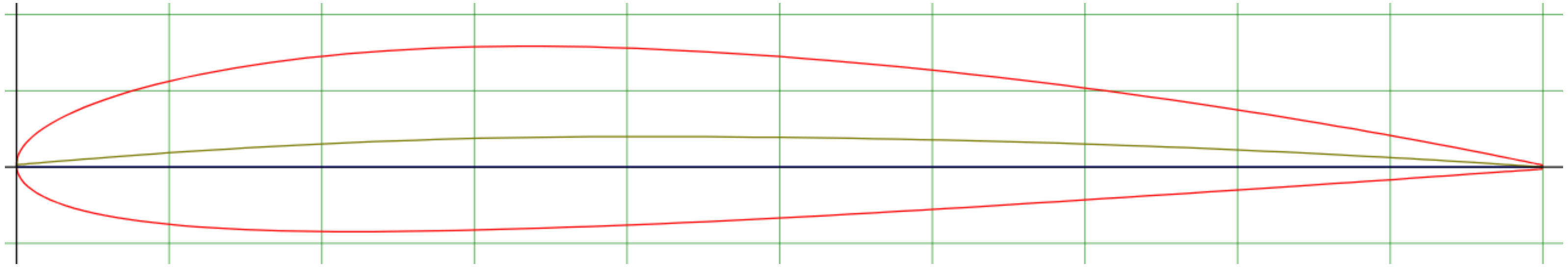


DRONE
- Buona risoluzione
- Ampia regione

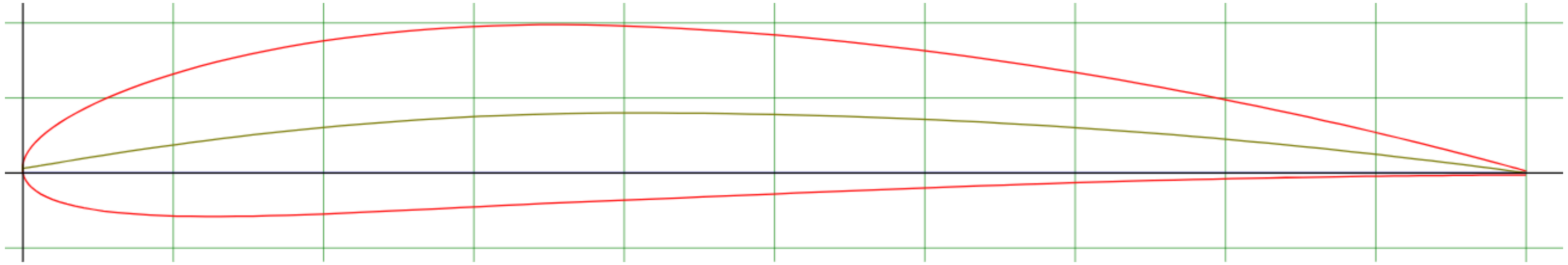
OBIETTIVI DEL LAVORO

- Il presente lavoro si propone di analizzare le forze aerodinamiche in questo ambiente ostile, approfondendo le caratteristiche dell'atmosfera marziana e valutando il comportamento di diversi profili alari (NACA 2412 e 4412) per determinare la fattibilità e l'efficienza di un volo in un mondo così diverso dal nostro.

  - **NACA 2412**



  - **NACA 4412**



ATMOSFERA E GRAVITÀ MARZIANA

Molecule	Abundance	Method of detection
CO_2	95.32%	Viking mass spectrometry
CO	0.8%	Ground-based IR & mm spectroscopy, SAM/Curiosity mass spectrometry
H_2O	15–1500 ppmv	In-orbit IR spectroscopy
N_2	2.7%	SAM Curiosity mass spectrometry
^{40}Ar	1.6%	SAM Curiosity mass spectrometry
$^{36,38}Ar$	5.3 ppmv	Viking mass spectrometry
Ne	2.5 ppmv	Viking mass spectrometry
Kr	0.3 ppmv	Viking mass spectrometry
Xe	0.08 ppmv	Viking mass spectrometry
O_2	0.14%	Ground-based visible + SAM/curiosity mass spectrometry + sub-mm spectroscopy
O_3	10–350 ppbv	In-orbit UV spectroscopy
H_2O_2	10–40 ppbv	Ground-based IR and sub-mm spectroscopy
CH_4	0–30 ppbv 0.7 ppbv (background) + 7 ppbv (transient source)	Ground-based IR spectroscopy SAM/curiosity mass spectrometry

- Pressione (p): 797.2 Pa
- Temperatura (T): 208.15 K (-65 °C)
- Massa Molecolare (MM): 43.6107 $\frac{kg}{kmol}$
- Costante dei Gas (R): 8314.46 $\frac{J}{kmol \cdot K}$

Legge dei Gas Ideali

$$\rho = \frac{p \cdot MM}{R \cdot T} = 0.02009 \ \frac{kg}{m^3}$$

Modello di Chapman-Epskog

$$\mu_i = 2.6693 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{\sqrt{MM_i \cdot T}}{\sigma^2 \cdot \Omega_i}$$

Equazione di Herninge Zipperer

$$\mu = \frac{\sum_i \mu_i x_i \sqrt{MM_i}}{\sum_i x_i \sqrt{MM_i}} = 1.18939 \cdot 10^{-5} \ Pa \cdot s$$

- Costante gravitazionale (G): $6.674 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$
- Massa (m): $6.417 \cdot 10^{23}$kg
- Raggio (r): 3395.5 km

Legge di Gravitazione Universale

$$g = \frac{G \cdot m}{r^2} = 3.7136 \ \frac{m}{s^2}$$

CARATTERISTE DELL'AEROPLANO E NUMERO DI REYNOLDS

PARAMETRI AEROPLANO:

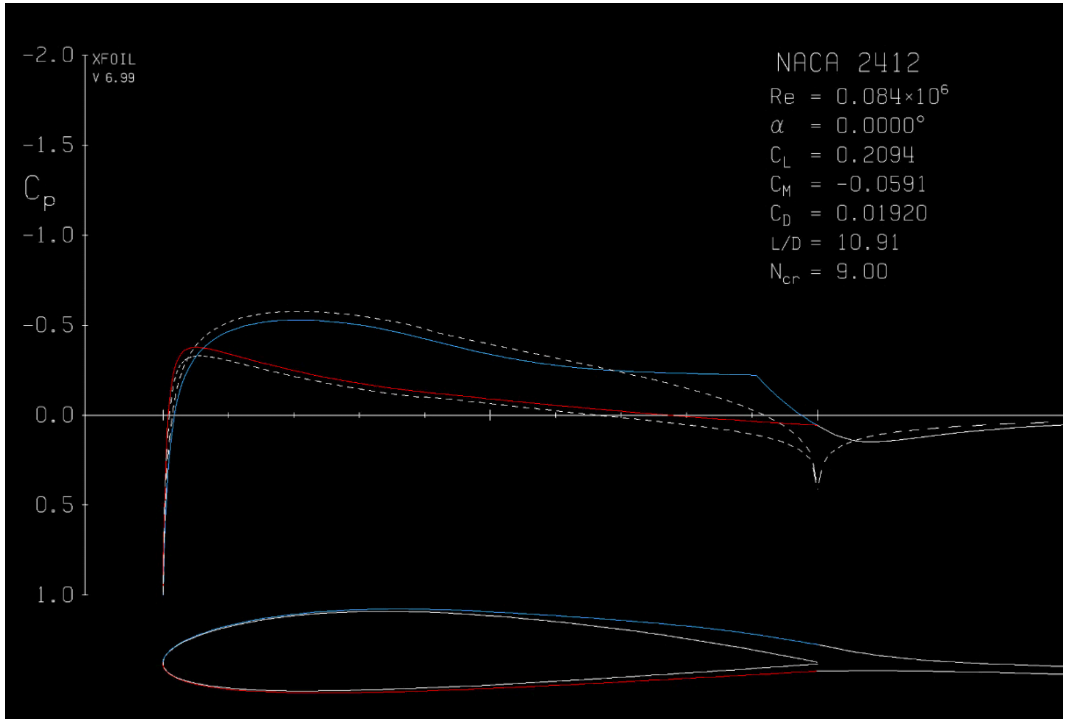
- Velocità (V_∞): $50\,\frac{m}{s}$
- Corda (c): 1m
- Massa (m): 5kg
- Profilo NACA: 2412 e 4412
- Angolo d'attacco: 0

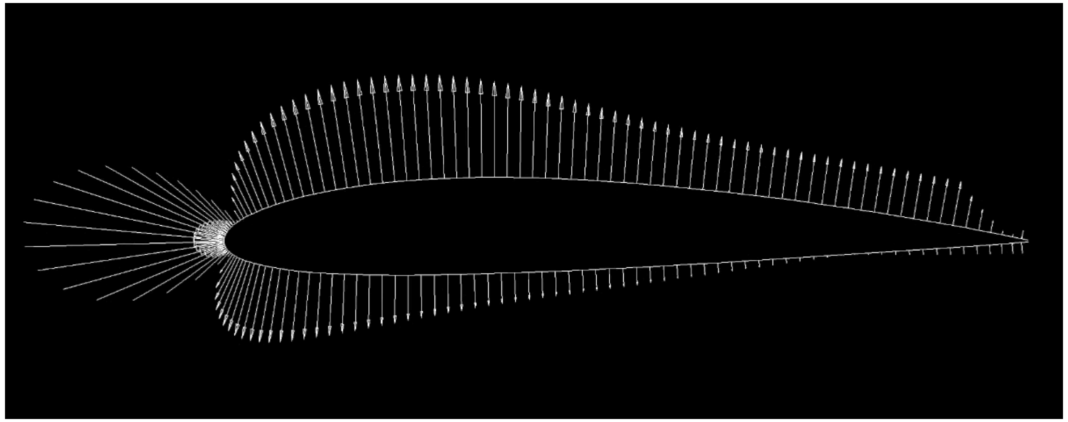
PARAMETRI AMBIENTALI:

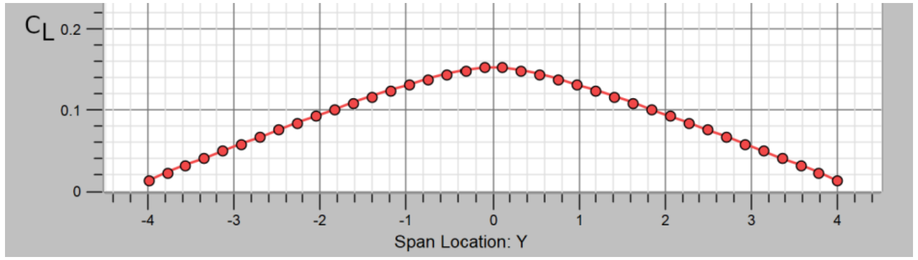
- Densità atmosferica (ρ): $0.02009\frac{kg}{m^3}$
- Viscosità atmosferica (μ): $1.18939 \cdot 10^{-5}$ Pa $\cdot$ s
- Gravità (g): $3.7136\ \frac{m}{s^2}$

- $Re = \frac{\rho \cdot V_\infty \cdot c}{\mu} = 84455.0568$
- $P = m \cdot g = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot b \cdot c \cdot c_L = 18.568N$

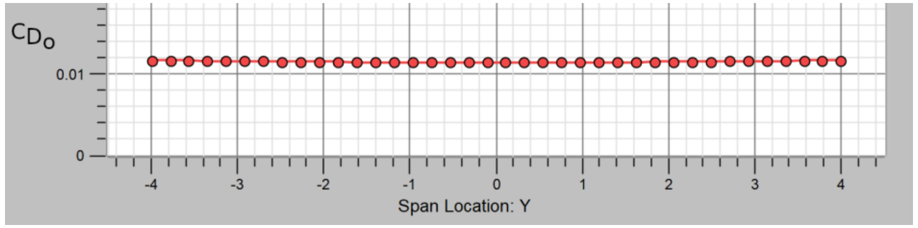
PROFILO NACA 2412



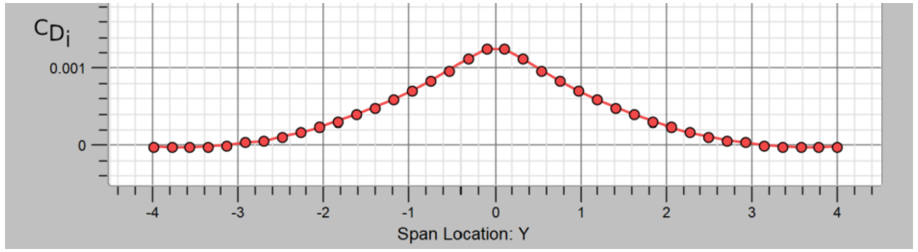




$c_L = 0.09$ $\qquad$ $b = 8.2155\text{m}$



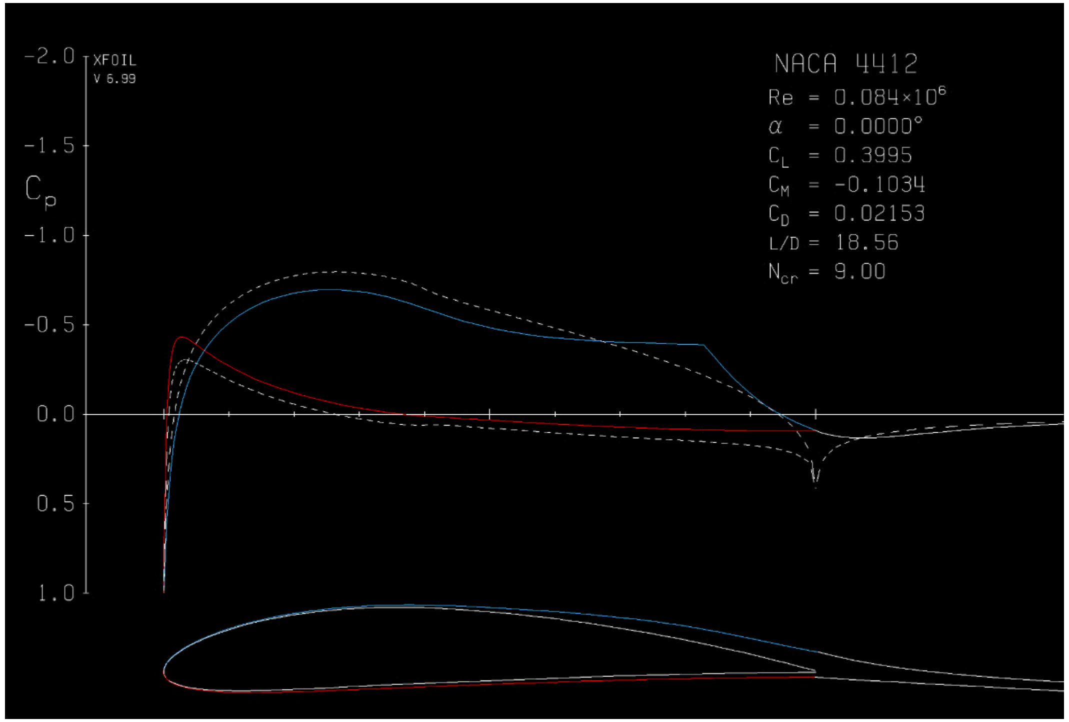
$c_{D_O} = 0.01155$ $\qquad$ $D_O = 2.3829N$

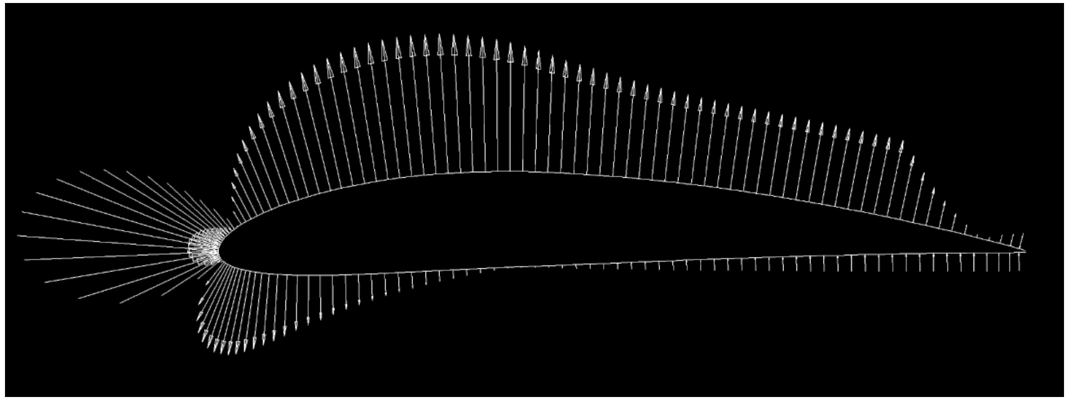


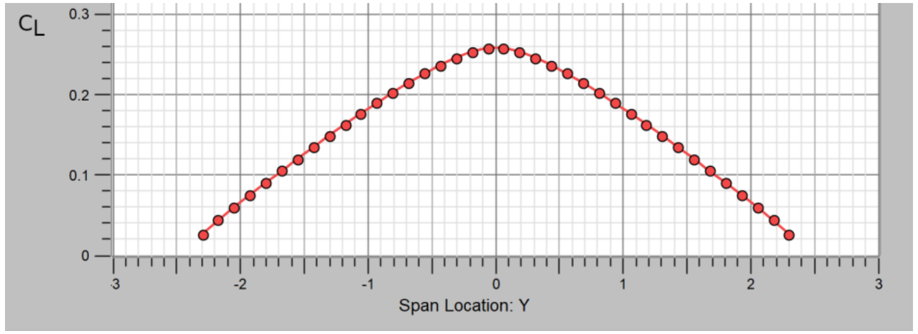
$c_{D_i} = 0.0003813$ $\qquad$ $D_i = 0.07867N$

$D = 3.46157\text{N}$

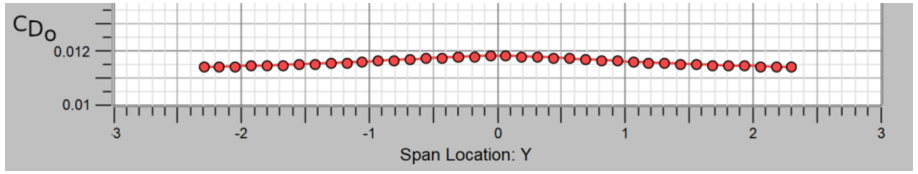
PROFILO NACA 4412



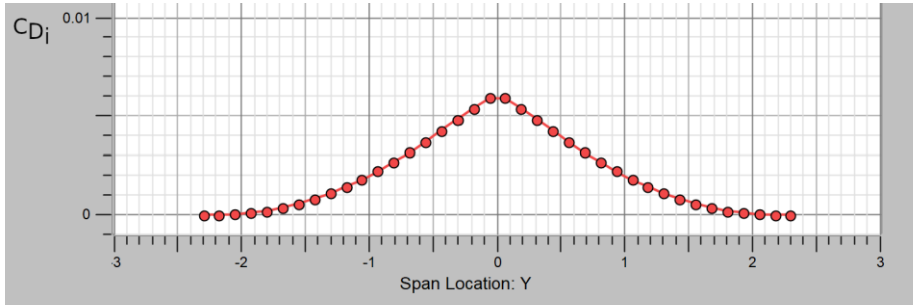




$c_L = 0.1565$ $b = 4.7243\text{m}$



$c_{D_O} = 0.0116$ $D_O = 1.3762N$



$c_{D_i} = 0.001995$ $D_i = 0.2367N$

D = 1.6129N

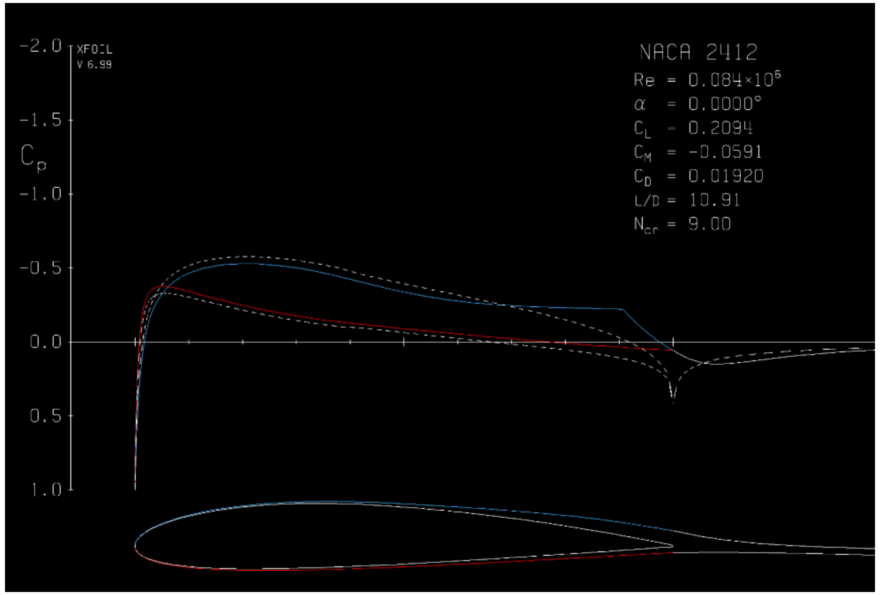
PARAMETRI TERRESTRI E NUMERO DI REYNOLDS

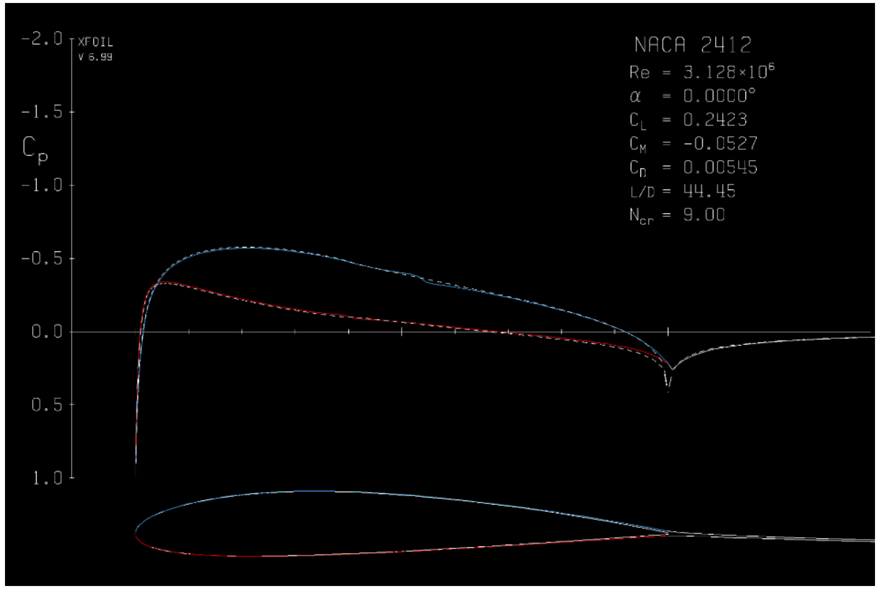
PARAMETRI AEROPLANO:
- Velocità (V_∞): $50\,\frac{m}{s}$
- Corda (c): 1m
- Massa (m): 5kg
- Profilo NACA: 2412 e 4412
- Angolo d'attacco: 0

PARAMETRI AMBIENTALI:
- Densità atmosferica (ρ): $1.2563\,\frac{kg}{m^3}$
- Viscosità atmosferica (μ): $1.9952 \cdot 10^{-5}$ Pa · s
- Gravità (g): $9.8067\,\frac{m}{s^2}$

- $Re = \frac{\rho \cdot V_\infty \cdot c}{\mu} = 3148305.9342$
- $P = m \cdot g = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2 \cdot b \cdot c \cdot c_L = 49.0335N$

CONFRONTO TERRESTRE NACA 2412





MARTE:
- b = 8.2155m
- $c_L = 0.09$
- $L = 18.568N$
- $c_{D_O} = 0.01155$
- $c_{D_i} = 0.0003813$
- $D_O = 2.3829\text{N}$
- $D_i = 0.007867N$
- $D = 3.46157N$
- $\frac{L}{D} = 5.364$

- $m = 5kg$
- $L = 49.0335N$

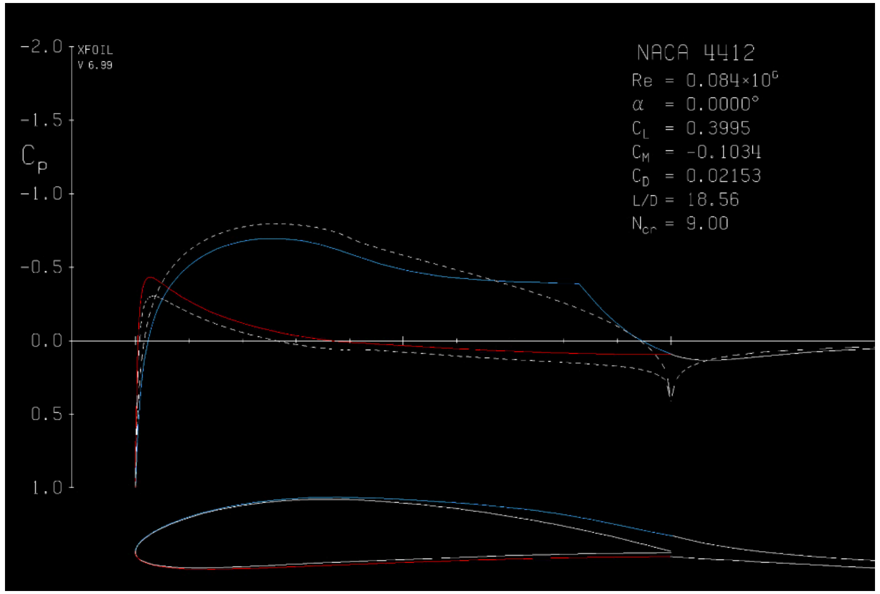
TERRA:
- b = 8.2155m
- $c_L = 0.089$
- $L = 1148.226N$
- $c_{D_O} = 0.006809$
- $c_{D_i} = 0.0003734$
- $D_O = 87.8457\text{N}$
- $D_i = 4.8274N$
- $D = 92.4731N$
- $\frac{L}{D} = 12.4169$

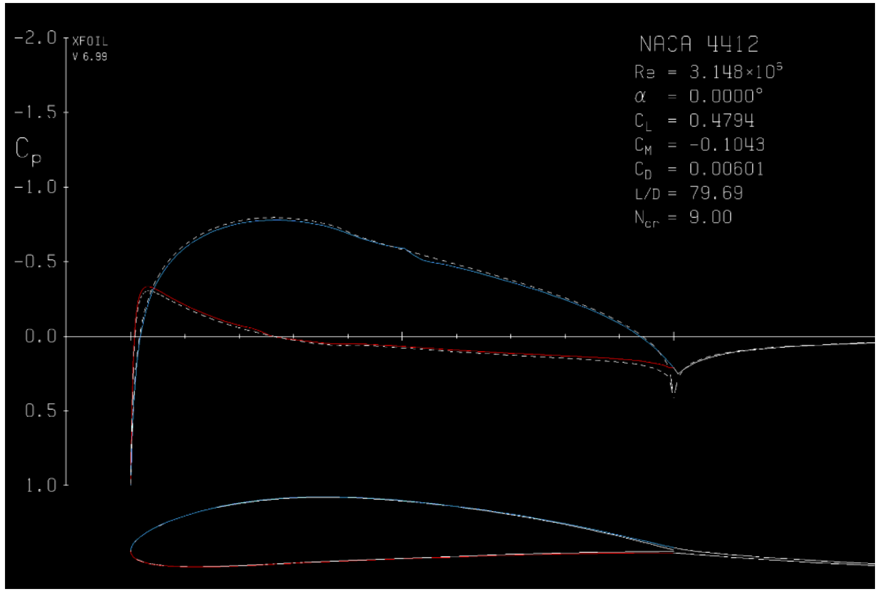
$\rightarrow$ $m = 5kg$

TERRA $\rightarrow$ $c_L = 0.03538$, b = 0.882535m

$\rightarrow$ $m = 117.0859kg$

CONFRONTO TERRESTRE NACA 4412





MARTE:
- b = 4.7243m
- $c_L = 0.1565$
- $L = 18.568N$
- $c_{D_O} = 0.0116$
- $c_{D_i} = 0.001955$
- $D_O = 1.3762N$
- $D_i = 0.02367N$
- $D = 1.6129N$
- $\frac{L}{D} = 11.5122$

→ $m = 5kg$

- $m = 5kg$
- $L = 49.0335N$

TERRA → $c_L = 0.05320$
b = 0.58687m

TERRA:
- b = 4.7243m
- $c_L = 0.1551$
- $L = 1150.6749N$
- $c_{D_O} = 0.007805$
- $c_{D_i} = 0.001959$
- $D_O = 57.9047N$
- $D_i = 14.5337N$
- $D = 72.4384N$
- $\frac{L}{D} = 15.8849$

→ $m = 117.3356kg$

CONCLUSIONI

Parametri	Terra	Marte
$\rho(kg/m^3)$	1.2563	0.02009
$\mu(Pa \cdot s)$	$1.9952 \cdot 10^{-5}$	$1.18939 \cdot 10^{-5}$
$g(m/s^2)$	9.8067	3.7136
Re	3148305.9342	84455.0568

- Marte, quindi, con la sua atmosfera, rappresenta un ambiente sfavorevole: diminuisce la forza di lift e aumenta quella di drag, portando quindi l'efficienza dei profili a livelli molto più bassi rispetto al caso classico, ovvero quello terrestre.

NACA 2412

$$\frac{L_{Marte}}{D_{Marte}} = 5.364$$

$$\frac{L_{Terra}}{D_{Terra}} = 12.4169$$

NACA 4412

$$\frac{L_{Marte}}{D_{Marte}} = 11.5122$$

$$\frac{L_{Terra}}{D_{Terra}} = 15.8849$$

- In definitiva, è possibile costruire un aereo in grado di volare in atmosfera marziana, ma è necessario tenere conto che, nonostante la minore gravità, la densità dell'aria sarà molto più bassa; di conseguenza, sarà necessario progettare ali molto più grandi oppure, in alternativa, rendere il velivolo più leggero.