

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria ...

***Relazione per la prova finale  
«Aerodinamica del lander a rotore  
Dragonfly e influenza di Titano sulle  
prestazioni»***

Tutor universitario: Prof. Francesco  
Picano

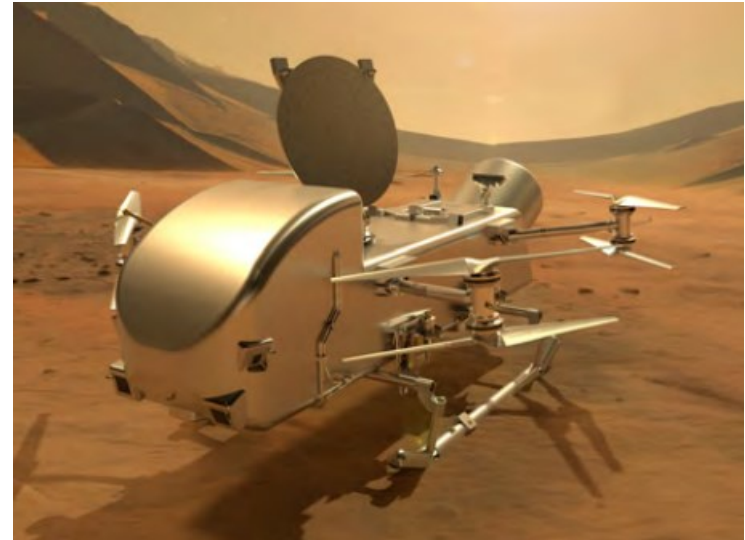
Laureando: *Giuseppe Sarra, 1226125*

Padova, 27/09/2024

Dragonfly è una missione del programma New Frontiers della NASA. Essa punta a far arrivare, nel 2034, un lander a rotore sulla superficie di Titano, la più grande luna di Saturno, per indagare la sua chimica prebiotica, la sua geologia e la sua atmosfera.

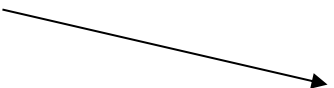
## *OBIETTIVI DELLO STUDIO:*


- Comprendere come i parametri ambientali di Titano vadano ad influire sulle prestazioni del velivolo;
- Analizzare come le forze in gioco influenzino la richiesta di potenza necessaria al volo;
- Comprendere il funzionamento del quadricottero all'interno di vari regimi di volo, in particolare quando esso si trova nel pericoloso Vortex State Ring;
- Illustrare le modalità di test che permettono lo sviluppo di un modello adatto al volo.

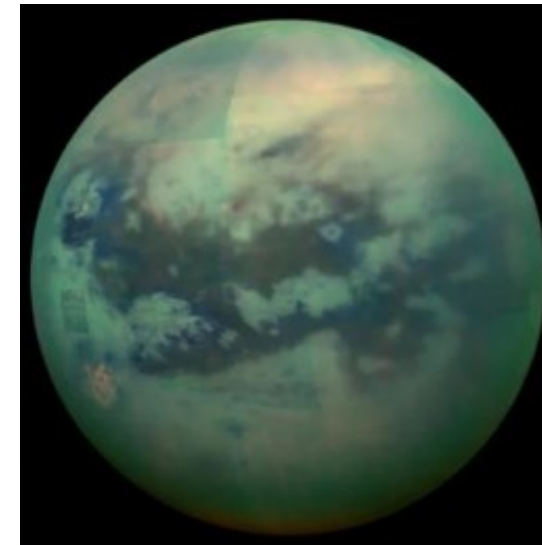


Il velivolo Dragonfly genererà la portanza necessaria al volo tramite 4 coppie di eliche assiali

Le condizioni al contorno imposte da Titano sono favorevoli al volo:

Minore densità:  Potenza necessaria al volo  
28 volte minore di quella  
Terrestre (a parità delle  
altre condizioni)

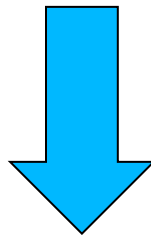
Atmosfera più densa: 



Parameter	Symbol	Titan	Earth	Titan/Earth
gravitational acceleration	$g$	$1.35 \text{ m s}^{-2}$	$9.81 \text{ m s}^{-2}$	0.14
atmospheric density	$\rho$	$5.428 \text{ kg m}^{-3}$	$1.225 \text{ kg m}^{-3}$	4.43
kinematic viscosity	$\nu$	$1.23 \times 10^{-6} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$	$1.46 \times 10^{-5} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$	0.084
sound speed	$a$	$195 \text{ m s}^{-1}$	$340 \text{ m s}^{-1}$	0.57

### Numero di Mach:

A partire dal coefficiente di portata del rotore si può ricavare il valore del numero di Mach riferito alla periferia delle pale. Questo è definito come il rapporto tra la velocità in questione e la velocità del suono nel mezzo.



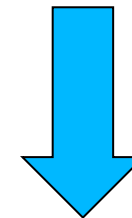
Nel nostro caso otteniamo  $Ma=0.18$  e siamo quindi nel caso di flusso incomprimibile

### Numero di Reynolds:

A partire dalla viscosità cinematica di Titano possiamo calcolare  $Re$  tramite la formula:

$$Re = \frac{v_t c_T}{\nu}$$

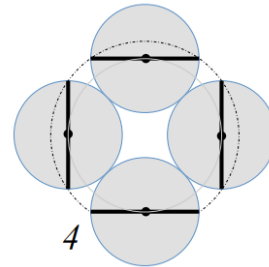
Si ottiene un valore di  $Re= 2 \cdot 10^6$



Prevalenza delle forze di tipo inerziale su quelle viscosi

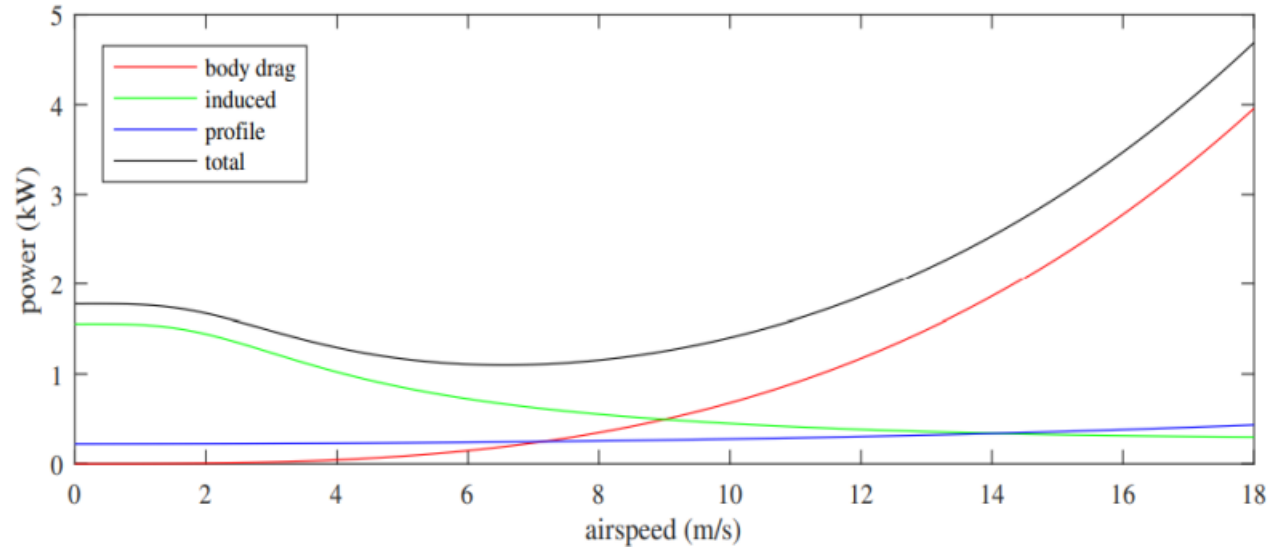
I vantaggi principali sono 3:

- Essendo la potenza ideale in caso di hover  $P_i = \sqrt{\frac{m^3 g^3}{2\rho A}}$ , la scelta progettuale più opportuna è quella che massimizza l'area al denominatore: ebbene, la soluzione migliore in questo caso è quella di utilizzare 4 rotori (o 4 coppie);

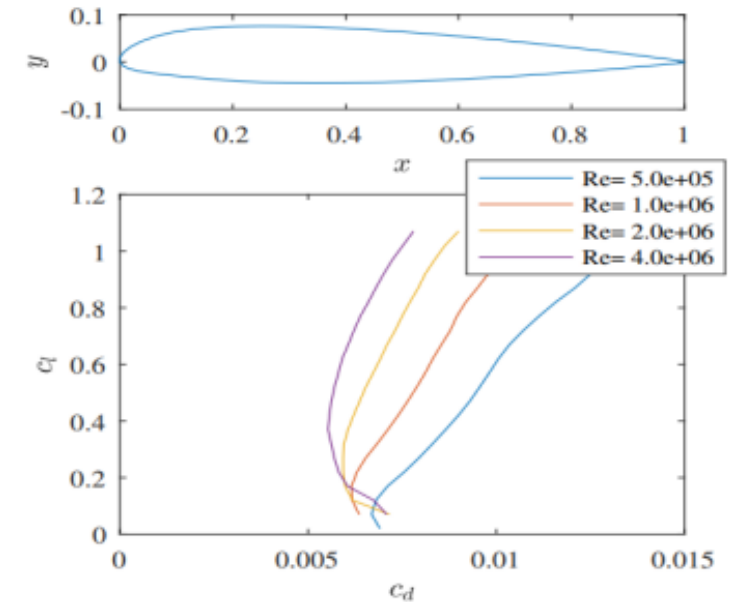


La circonferenza  
tratteggiata rappresenta  
lo scudo termico  
all'interno di cui deve  
entrare Dragonfly

- Ridondanza in caso di fallimento di un motore;
- Sistema dotato di minore inerzia, Sistema di controllo che lavora in condizioni più favorevoli.

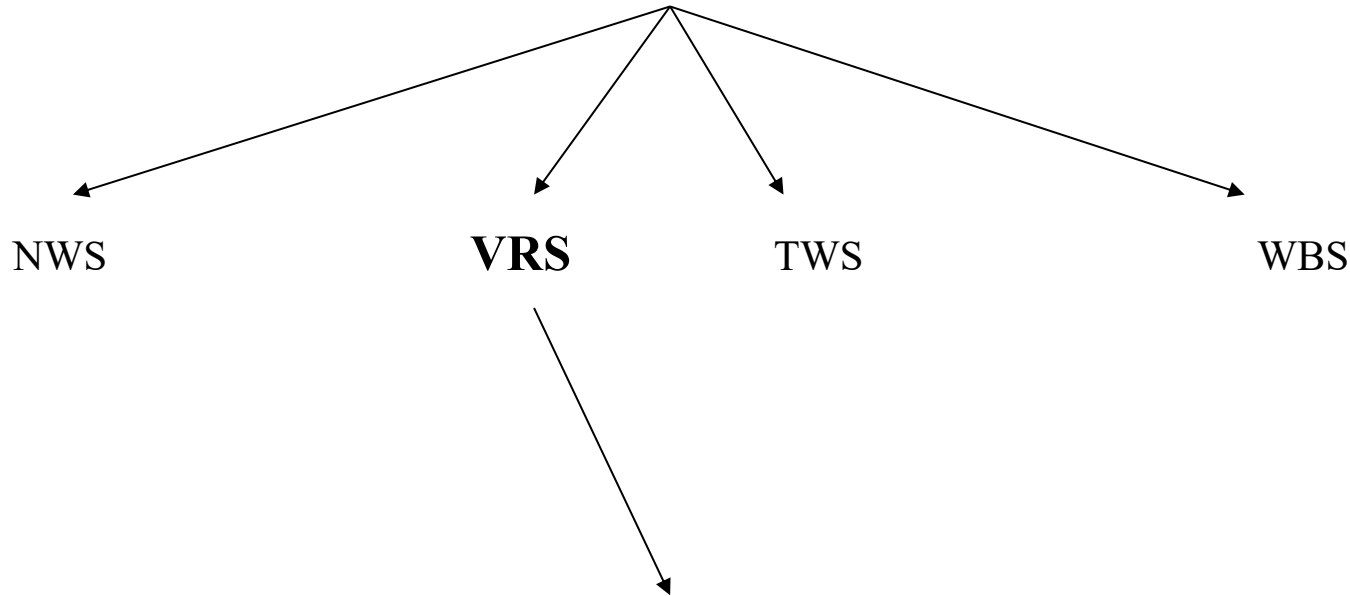


La potenza richiesta per il volo è la somma di potenza indotta, potenza parassita e potenza di profilo. In questo capitolo viene fornita una descrizione accurata di ogni termine di questa somma.

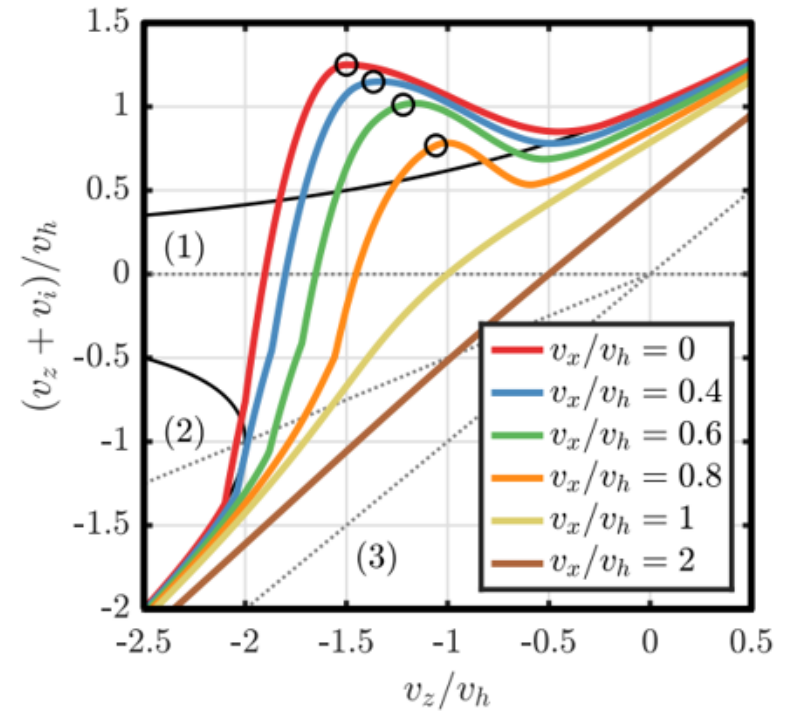


Rappresentazione e varie polari aerodinamiche del profilo alare NACA 23012, usato per ottenere i risultati di questa sezione.

Regimi di volo possibili:



Fenomeno aerodinamico molto insidioso in cui è previsto che Dragonfly si trovi per diversi secondi (fase TPF). Per la sua descrizione la teoria della Quantità di Moto non è valida, quindi si ricorre al modello empirico di Johnson



**Modello di Johnson**

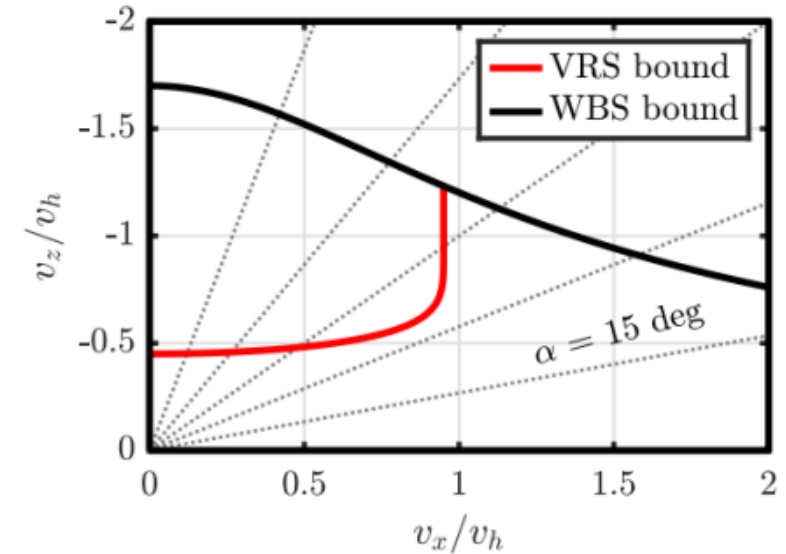
Valida per la descrizione del NWS e del WBS.  
Ci serve per poter arrivare alla formulazione della  
velocità indotta:

$$v_i = \frac{|Q|\Omega - T v_z - \rho A (\Omega R)^3 C_{P0}}{\kappa T}$$

E per poter delineare i confini di VSR e WBS:

$$\left(\frac{v_z}{v_h}\right)_{\text{VRS}} = \frac{v_{zN} + v_{zX}}{2} + \frac{v_{zN} - v_{zX}}{2} \left(1 - \left(\frac{v_x/v_h}{v_{xM}}\right)^2\right)^{0.2}$$

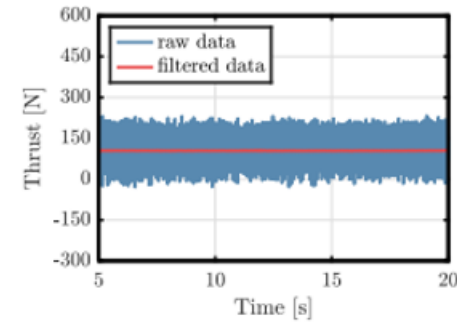
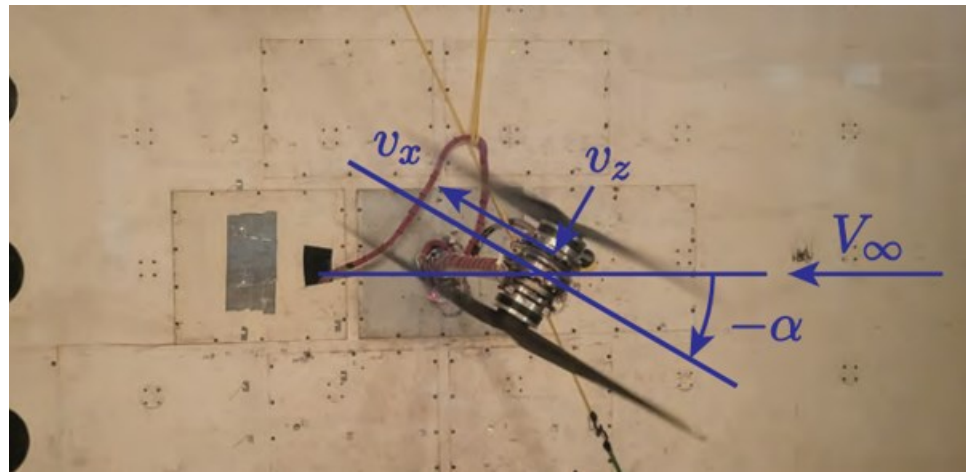
$$(v_z/v_h)_{\text{WBS}} = -1.7/\sqrt{1 + (v_x/v_h)^2}$$



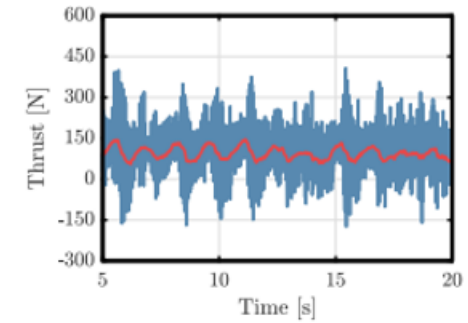


Test in galleria del vento a circuito chiuso, flusso continuo e pressione variabile; il fluido utilizzato è l'R-134a, che rispetto all'aria si avvicina di più al requisito di densità dell'atmosfera di Titano.

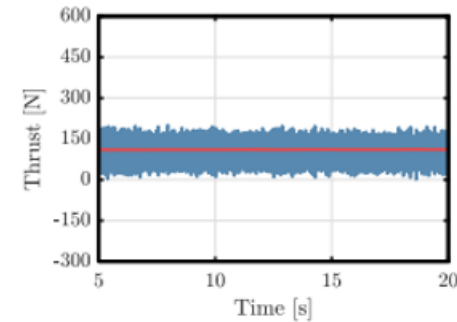
I test hanno riguardato sia la condizione di NWS sia quella di VRS.



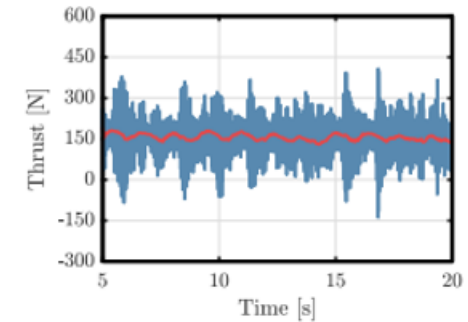
(a) upper rotor,  $\alpha = 9$  deg



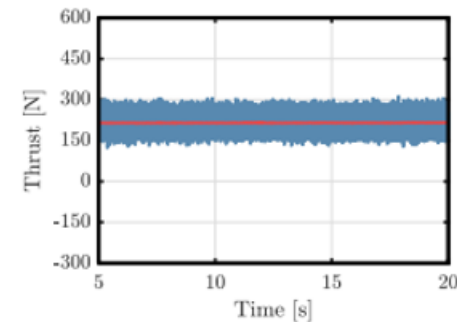
(d) upper rotor,  $\alpha = 60$  deg



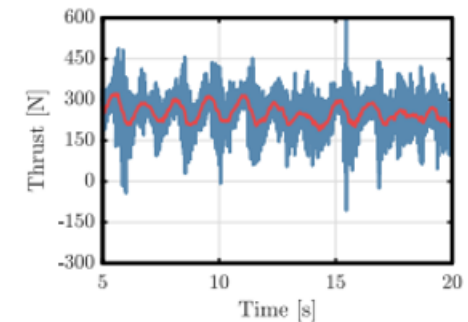
(b) lower rotor,  $\alpha = 9$  deg



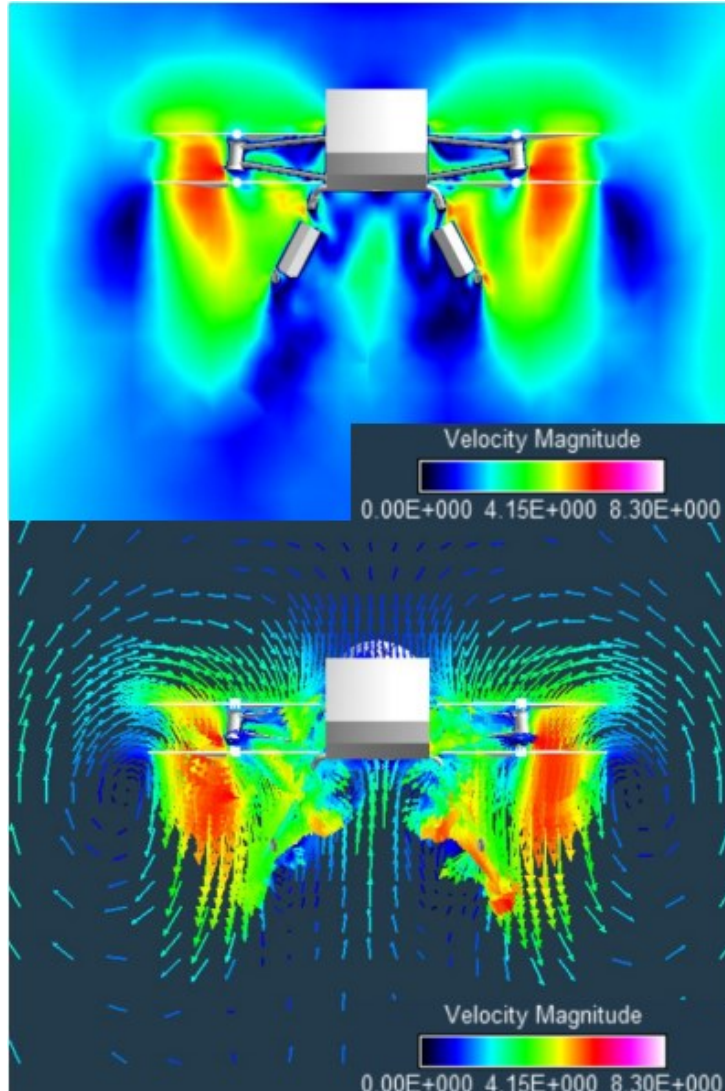
(e) lower rotor,  $\alpha = 60$  deg



(c) coaxial rotor,  $\alpha = 9$  deg

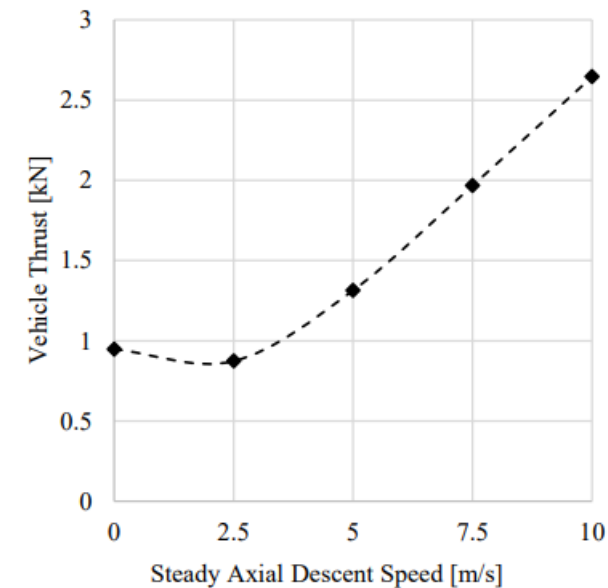


(f) coaxial rotor,  $\alpha = 60$  deg



Simulazioni di fluidodinamica computazionale (CFD) mostrano un minimo della portanza nelle condizioni di VRS (alla velocità di 2.5 m/s nella figura sotto).

Nell'illustrazione a sinistra si nota un flusso di aria attraverso i rotori (indice di un funzionamento normale) ma, tramite la rappresentazione delle linee di corrente, possiamo osservare la vicinanza al VRS.



Questa tesi fornisce una panoramica su quali siano i fondamenti teorici su cui si basa la progettazione di Dragonfly.

Inoltre fornisce risultati numerici che supportano le scelte fatte.

Infine, si pone come obiettivo di illustrare modalità di test volte a confermare i risultati ottenuti.