

Titolo di tesi:

Progettazione preliminare di un Vettore in Regime Subsonico

Preliminary Design of a Rocket in Subsonic Regime

Padova 13/07/2023

Con la seguente tesi, si vuole rappresentare i fattori principali che determinano il controllo di un vettore in volo in regime subsonico al limite della incomprimibilità del flusso. Seguentemente illustrati i principi per l'equilibrio, si farà uso di essi e di conoscenze maturate durante il percorso triennale per una progettazione preliminare di un vettore, con i seguenti requisiti:

- velocità di crociera: 0.3 Mach (≈ 102 m/s)
- Possibilità di effettuare controlli d'assetto



1_AIM-260 JATM di Lockheed Martin da "gagadget.com"

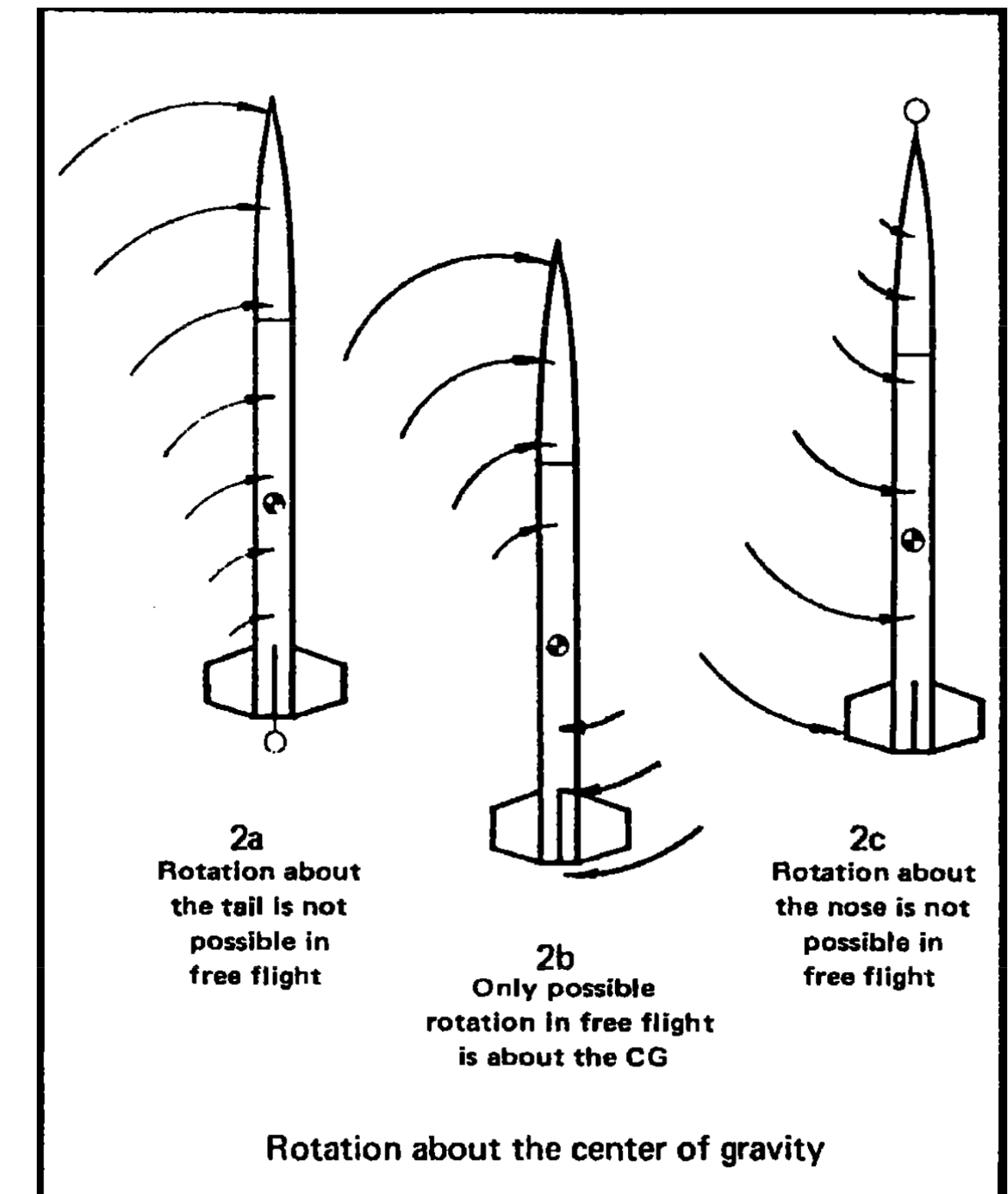
Per poter descrivere il controllo aerodinamico di un vettore è necessario definire a posteriori 2 punti fisici:

- **Centro di Gravità (G):**

- E' il punto di un corpo dove idealmente l'intera massa è concentrata, e la sua posizione in esso è determinata dalla posizione e massa di ogni elemento che compone il sistema.

- Inoltre è un punto fisico fondamentale per definire il controllo aerodinamico, in quanto attorno ad esso, l'intera massa del sistema ruota in condizione di volo libero.

(è possibile trascurare le ali nel calcolo del centro di gravità; questa approssimazione è utile per determinarne le loro posizioni, senza l'impiego di interazioni)

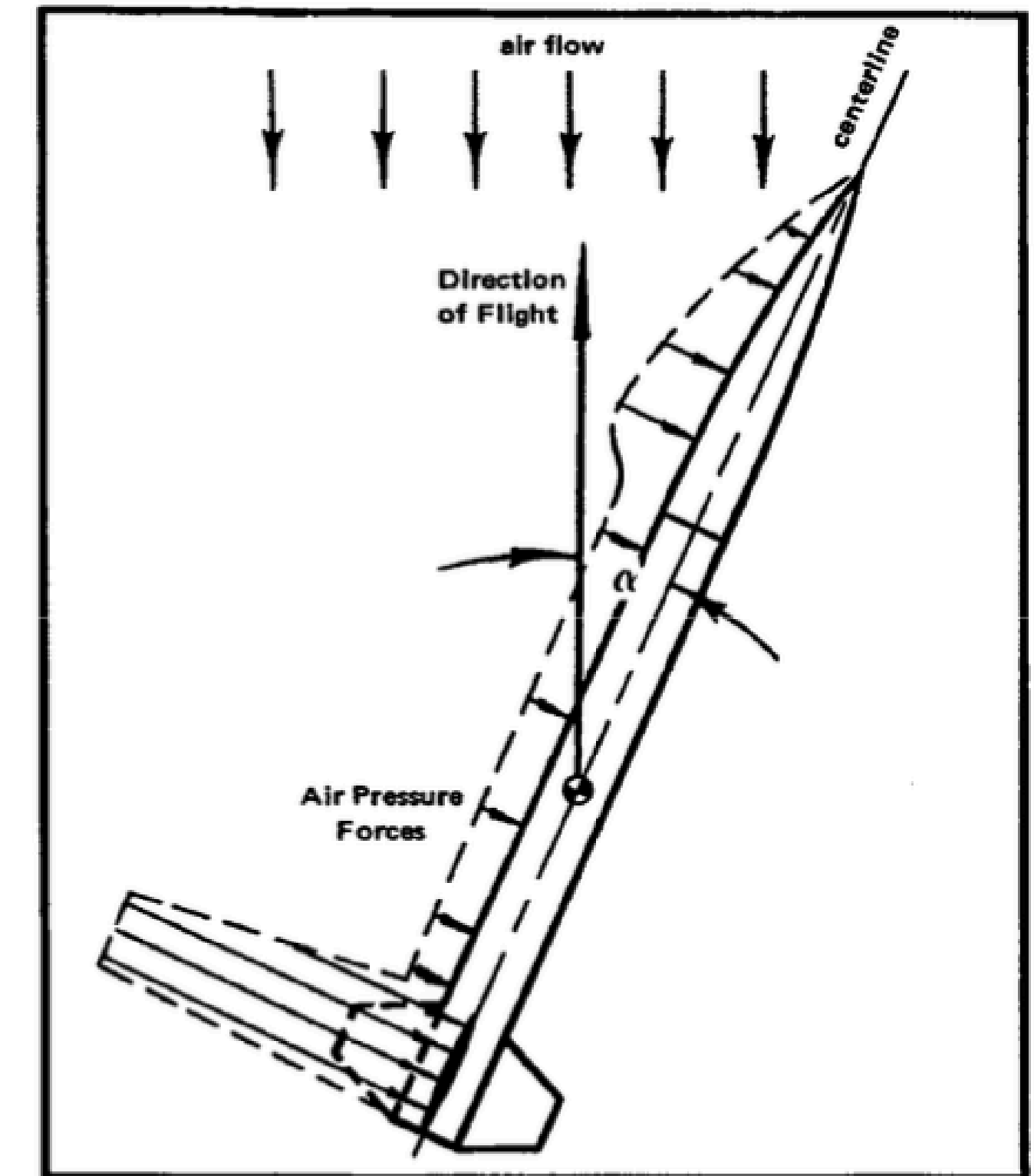


2_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

- **Centro di Pressione (Cp):**

- E' il punto di un corpo dove idealmente tutte le forze aerodinamiche sono concentrate, la sua posizione è determinata dalla geometria del corpo, e in particolare dagli elementi di controllo aerodinamico, le quali ali e assieme di coda.

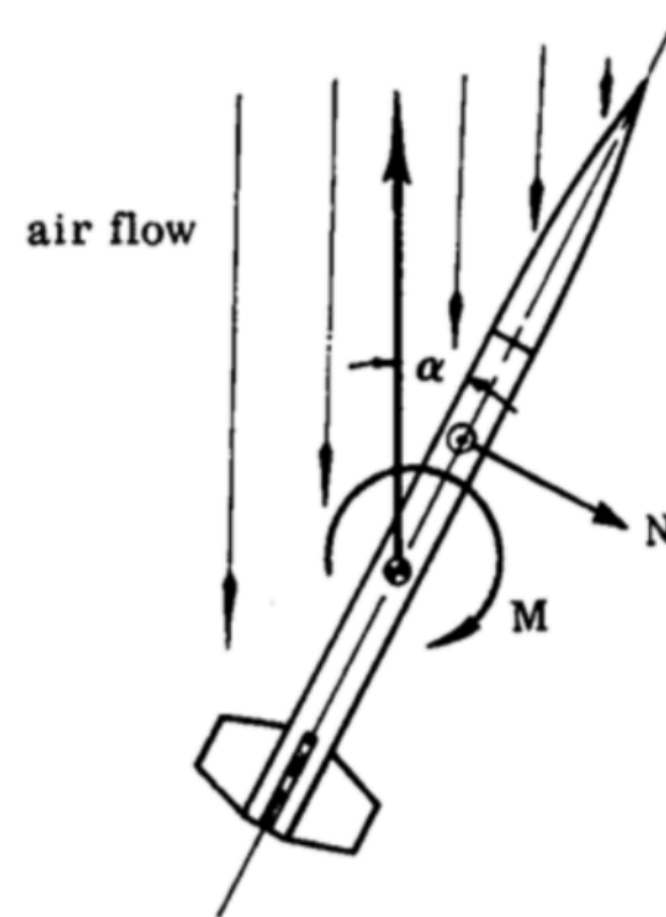
- La sua posizione non è fissa, in quanto la distribuzione di forze è funzione dell'assetto di volo, perciò varia; in genere il centro di pressione scorre in direzione di punta con il crescere del modulo dell'angolo di attacco.



3_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

• **Equilibrio Instabile:**

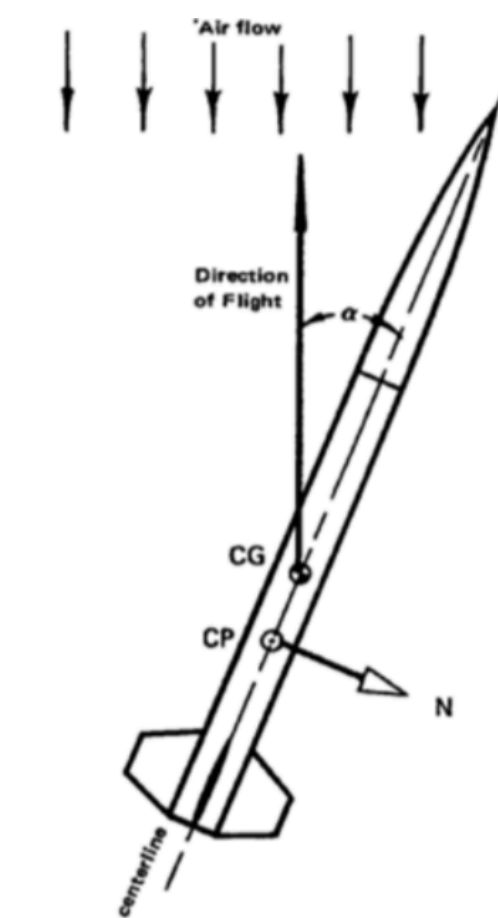
- Si verifica quando C_p è posto frontalmente a G
- A piccola perturbazione dell'angolo d'attacco si sviluppa un momento che tende a spinnare il vettore attorno a G , facendo perdere il controllo del velivolo.



4_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

• **Equilibrio Stabile:**

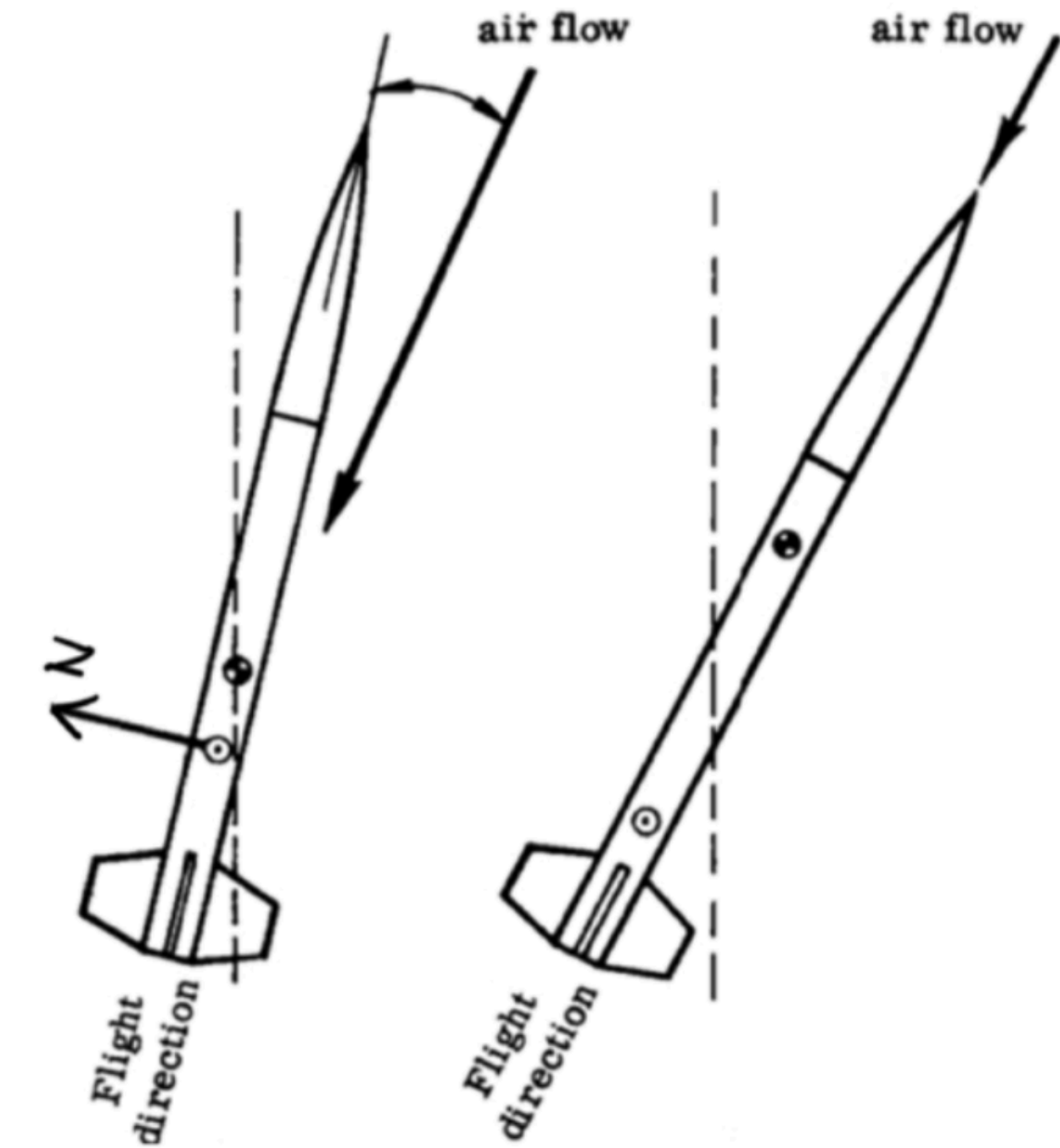
- Si verifica quando C_p è posto posteriormente a G
- A piccola perturbazione dell'angolo d'attacco si sviluppa un momento contrario al momento angolare del vettore, riportandolo in condizioni di volo di progetto.



5_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

La scelta ricade ovviamente nel creare una condizione di equilibrio stabile, ma qual'è la distanza da G migliore per il centro di pressione?

- La distanza non può essere troppo piccola, in quanto, come detto precedentemente con il variare dell'angolo d'attacco, C_p scorre avanti, e si incorrerebbe in una condizione di equilibrio instabile.
- La distanza non può essere nemmeno elevata, in quanto si creerebbe una condizione di stabilità elevata, che in condizioni di forti folate di vento, il flusso presenterà una direzione diversa da quella contraria di avanzamento, portando così ad un inarcamento della traiettoria.



6_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

Una buona regola dettata dall'esperienza è porre la distanza di C_p pari al diametro massimo del corpo centrale, in modo da evitare gli effetti sopra elencati

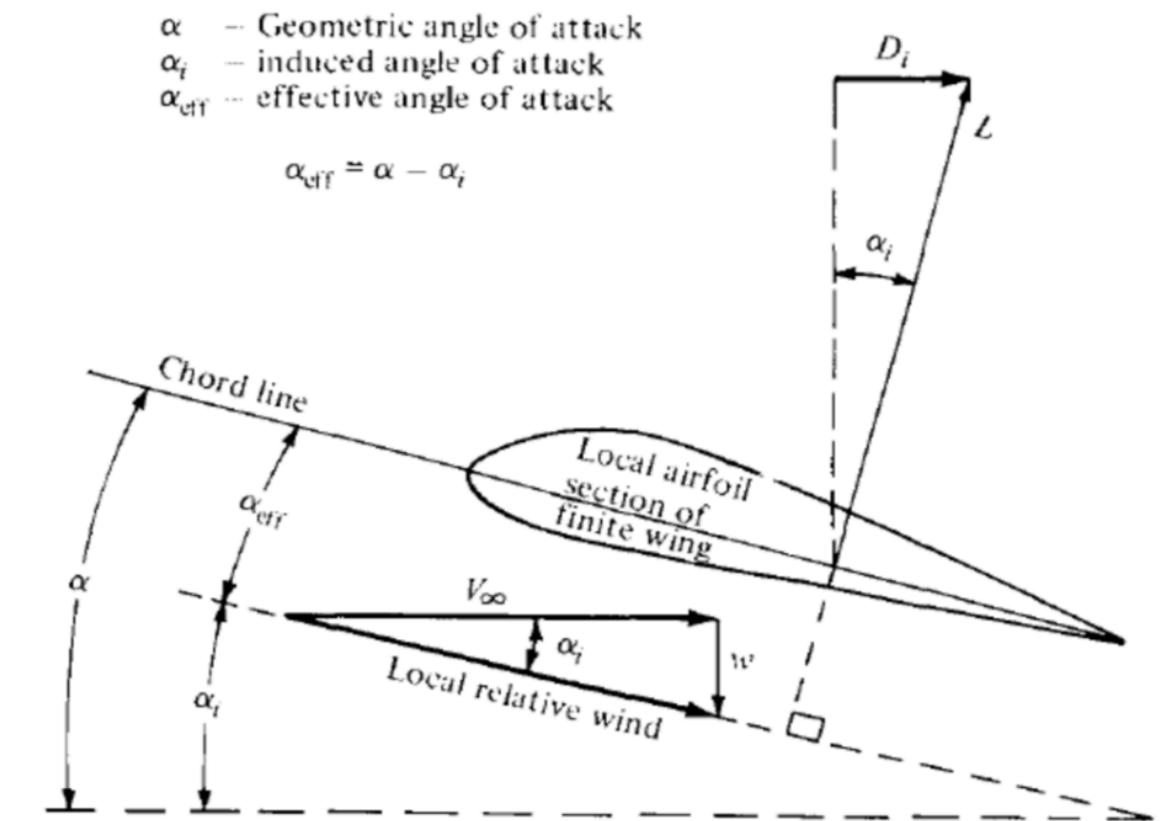
Gli obiettivi aerodinamici di missione sono:

- **Generazione di portanza $L=Mg$:** per soddisfare tale obiettivo si vuole impiegare una coppia di ali, a sezione simmetrica, che mediante flap provvedono il sostentamento dell'intero velivolo. La loro posizione sarà premura tenerla con il loro centro di pressione collettivo, coincidente con il centro di gravità del corpo, in modo tale da non generare alcun momento attorno a G, lasciando il controllo del velivolo al solo assieme di di coda.
- **Equilibrio stabile in tubo di flusso:** tale compito è dedicato ad un assieme di coda, che sarà formato da 4 pinne con sezioni simmetriche; la posizione dell'asieme dovrà essere tale da garantire che il centro di pressione tra corpo e assieme (non considerate le ali) sia pari al diametro massimo.
- **Controllo d'assetto:** le manovre di Yaw, Pitch e Roll sono coordinate dall'assieme di coda mediante variazioni dell'angolo di incidenza delle singole pinne. Tale tipologia di controllo porta all'impiego di bassi momenti, sia agli elementi aerodinamici (coda, ali) sia al corpo centrale, portando un beneficio strotturale, e all'impiego di minor materiale strotturale, ha di contrto di avere una bassa reattività alle azioni di controllo, in particolare al controllo laterale (Yaw)

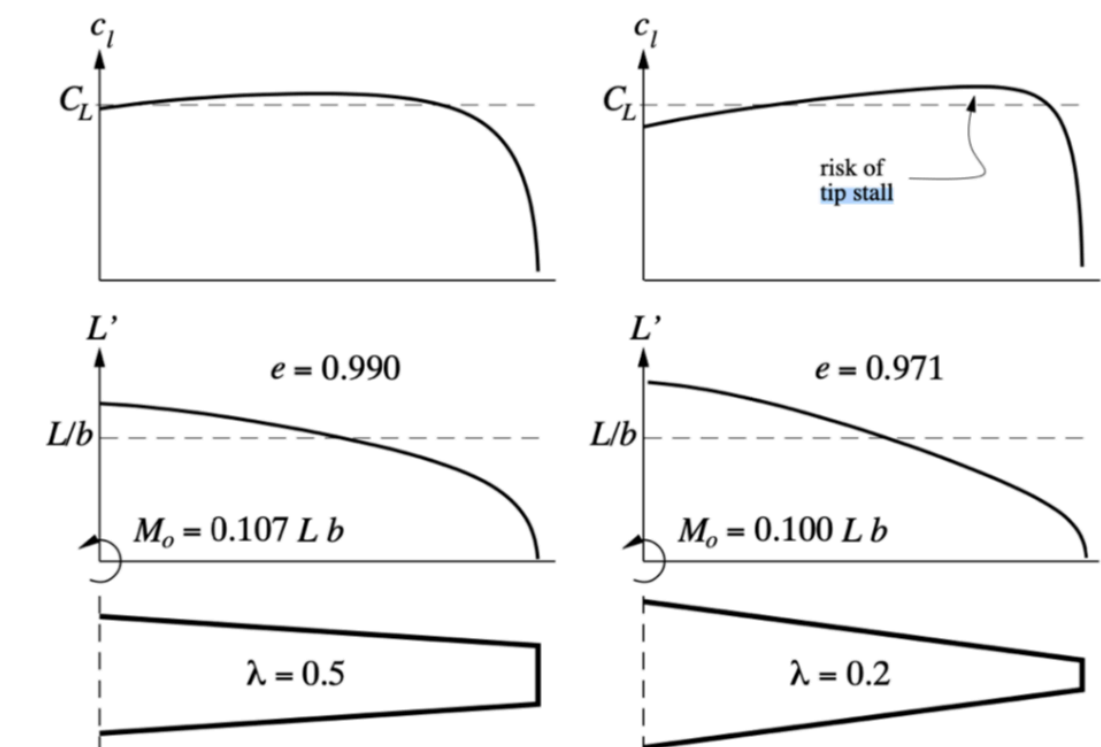
Scelta tipologia Ali:

Secondo la teoria di Prandtl-Lanchester dell'ala tridimensionale, lungo tutta la sezione alare si ha una distribuzione di vortici di uscita, che inducono una velocità di down-wash. Tale flusso di disturbo si somma al flusso indisturbato con il quale la sezione alare incide causando: una variazione dell'angolo di incidenza, e la generazione di una forza tangenziale al flusso indisturbato (Drag Indotto).

L'attrito indotto di una sezione alare è inversamente proporzionato dal grado di efficienza ($e \leq 1$) di essa; e secondo la teoria dell'ala tridimensionale, è possibile definire la geometria tale per cui l'ala abbia grado unitario, la geometria risultante è ellittica, ma per quanto efficiente, tale geometria presenta una manifattura complicata e costosa, una buona alternativa è l'impiego di un ala trapezoidale, che presenta gradi di efficienza $e \rightarrow 1$ e una manifattura meno costosa.



7_Variation Approach to the problem of the minimum induced drag of wings, M.T. Panaro, A. Frediani, F. Giannesi, E. Rizzo



8_Wing Taper Consideration, 2006

Prima di proseguire al dimensionamento delle parti è necessario avere i dati generali del corpo centrale. I dati scelti nel caso in esame sono dati simbolici appresi da modelli tipici del design in questione:

$$l \text{ (lunghezza)} = 4 \text{ m}; \quad d \text{ (diametro)} = 0.4 \text{ m}; \quad m \text{ (massa)} = 430 \text{ kg}; \quad X_G = l/3$$

Dimensionamento Ali:

$$L = mg = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S C_{l_w} \rightarrow S C_{l_w} = 0.6644 m^2$$

Ipotizzo flap installati all'85% della corda con inclinazione di 15°

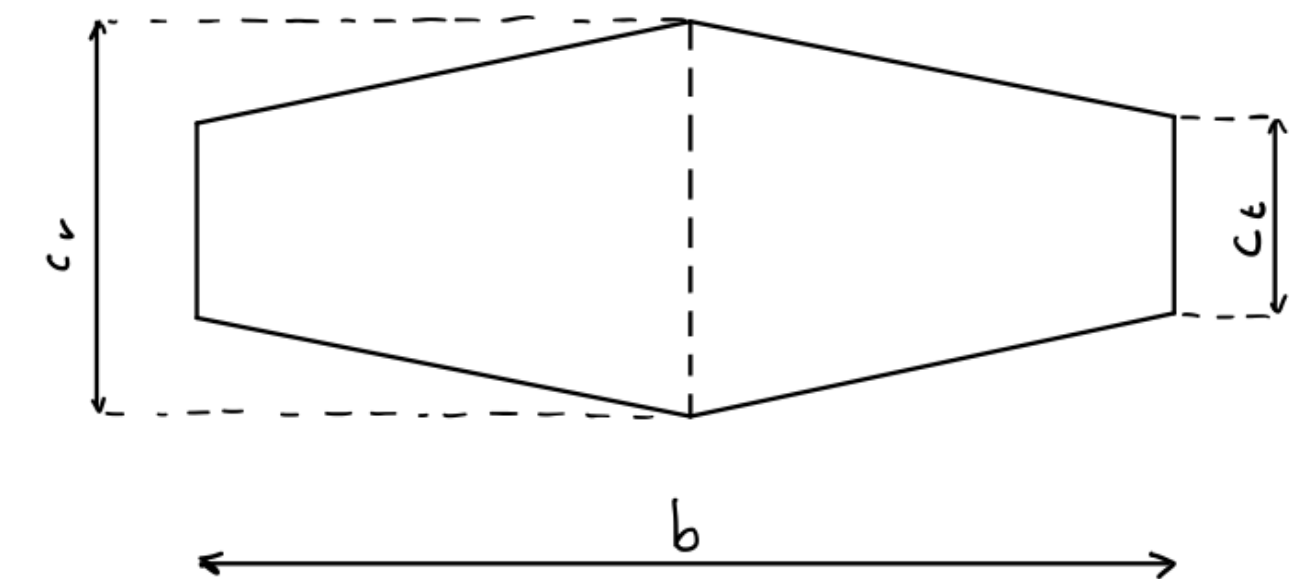
$$\alpha_{L=0} = \frac{-0.2617 \text{ rad}}{\pi} \int_{\cos^{-1}(1-2\frac{x}{c})}^{\pi} (1 - \cos(\theta)) d\theta = -0.126 \text{ rad}$$

Utilizzando formulazione di C_l di Prandtl-Lanchester per ala trapezoidale con rapporto di rastremazione 0.5 ($\tau=0.02$):

$$S C_{l_w} = b c_m \frac{2\pi}{1 + \frac{2(1+\tau)c_m}{b}} \alpha_{L=0} = 0.6644 m^2$$

Ipotizzando una corda media $C_m = 0.4 \text{ m}$ si ottengono le seguenti dimensioni d'ala

$$\begin{aligned} -b &= 2.726 \text{ m} \\ -Ar &= b/c_m = 6.815 \\ -S &= 1.09 \text{ m}^2 \\ -cr &= 0.533 \text{ m} \\ -ct &= 0.266 \end{aligned}$$



$Ar > 6 \rightarrow$ teoria di Prandtl-Lanchester valida

Progettazione Preliminare; Ali 9

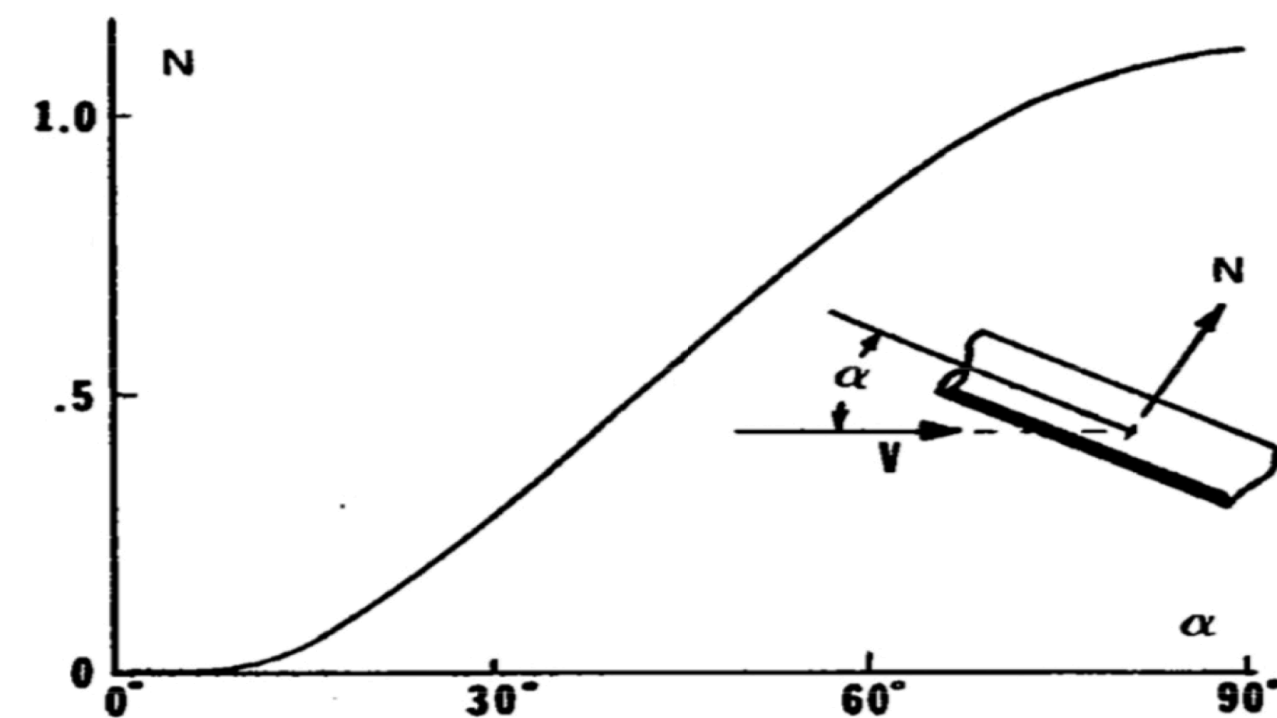
Componenti generatori di forza normale al flusso ad incidenza non nulla:

$$N = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 A_r \alpha C_{\alpha}$$

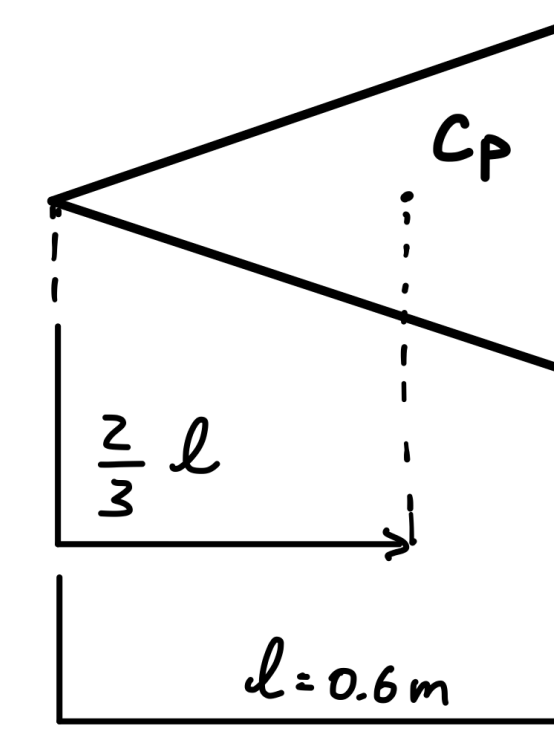
$$C_{\alpha} = C_{n,\alpha} + (C_{N\alpha})_f$$

-Corpo centrale: il corpo centrale come rappresentato in figura (g) non è generatore di forze normali per bassi gradi di incidenza, risulta quindi trascurabile nel problema dell'equilibrio

-Ogiva: ha lo scopo di ridurre gli attriti aerodinamici, per semplicità costruttive si è scelto un ogiva conica con le seguenti grandezze geometriche:



9_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman



0.4m

$$cd = 0.2$$

$$C_{n,\alpha} = 2$$

-Assieme di coda: utilizzato per trasportare il centro di pressione (delle sole forze che generano momento) posteriormente al centro di gravità, a distanza di diametro massimo del corpo centrale. Il dimensionamento, eseguito con le formule sottostanti, è dipendente dalla posizione dell'assieme, il quale, per evitare i disturbi di flusso connessi dalle ali anteriori, deve mantenere una distanza specifica da esse, tale distanza non è possibile da determinare con precisione senza un simulatore CFD, o tramite test empirici, si cerca comunque di mantenere una distanza sufficientemente grande.

$$C_{f,\alpha} = \frac{4n\left(\frac{s}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2l}{a+b}\right)^2}}$$

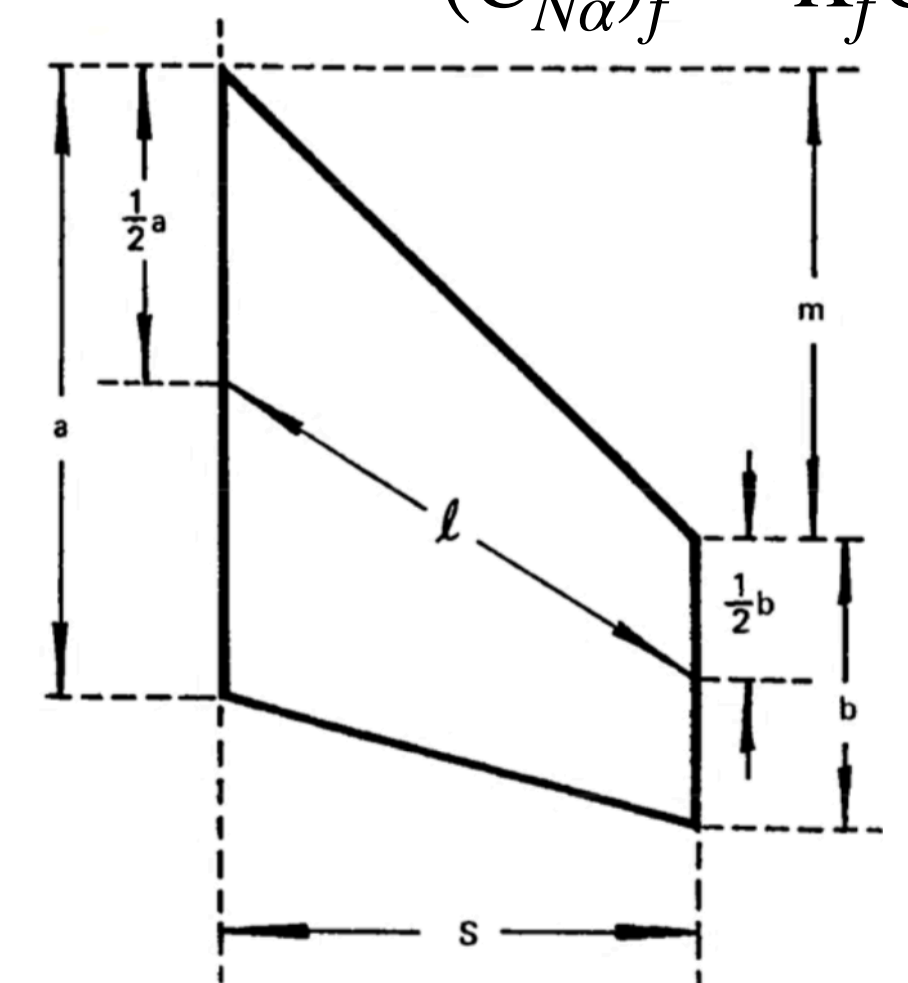
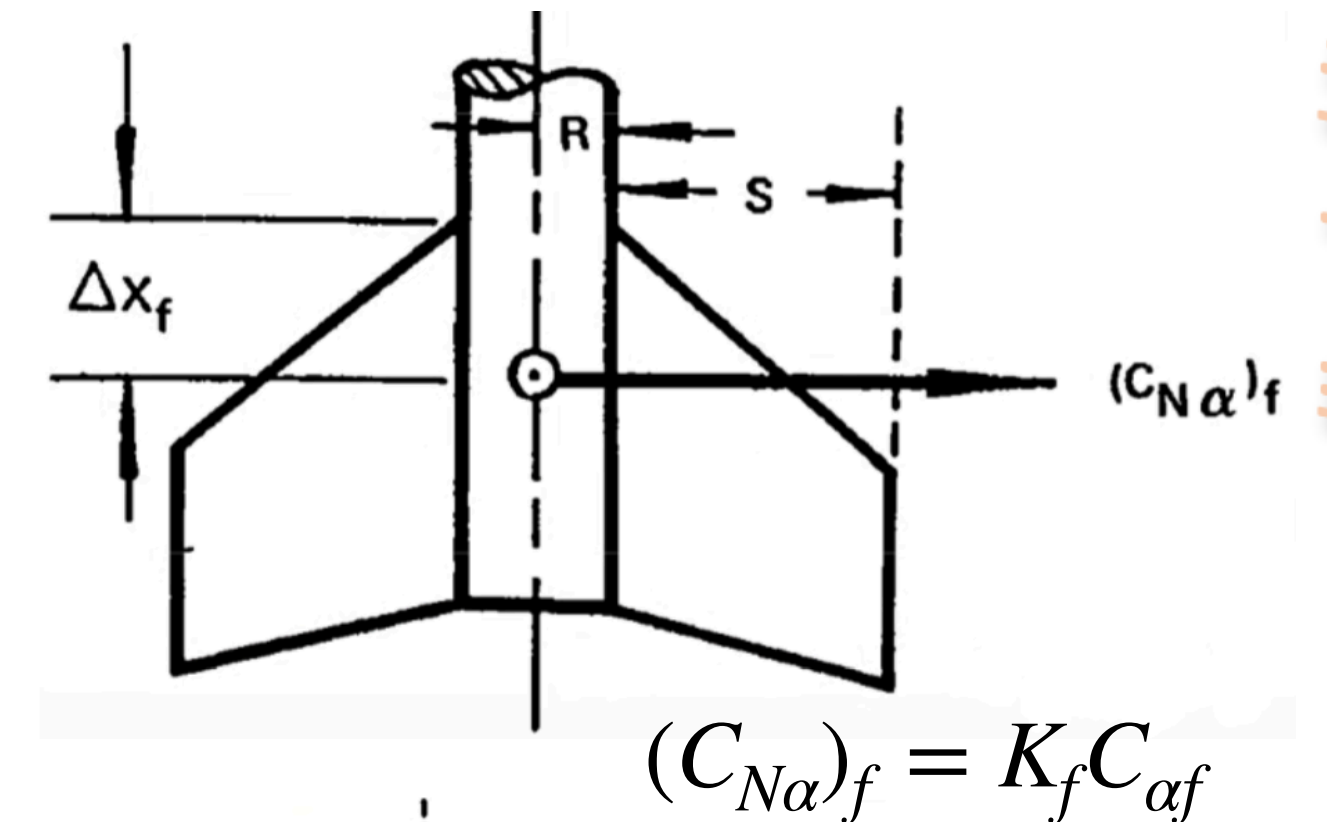
n: numero pinne

$$k_f = 1 + \frac{R}{S + R}$$

kf: termine correttivo dei disturbi del corpo centrale, per n=3-4

$$\Delta x_f = \frac{m(a + 2b)}{3(a + b)} + \frac{1}{6}\left(a + b - \frac{ab}{a + b}\right)$$

posizione Cp relativo all'assieme



10_Calculation the center of pressure of a model rocket, Centuri Engineering Company, James Borrowman

Equazione di Bilancio:

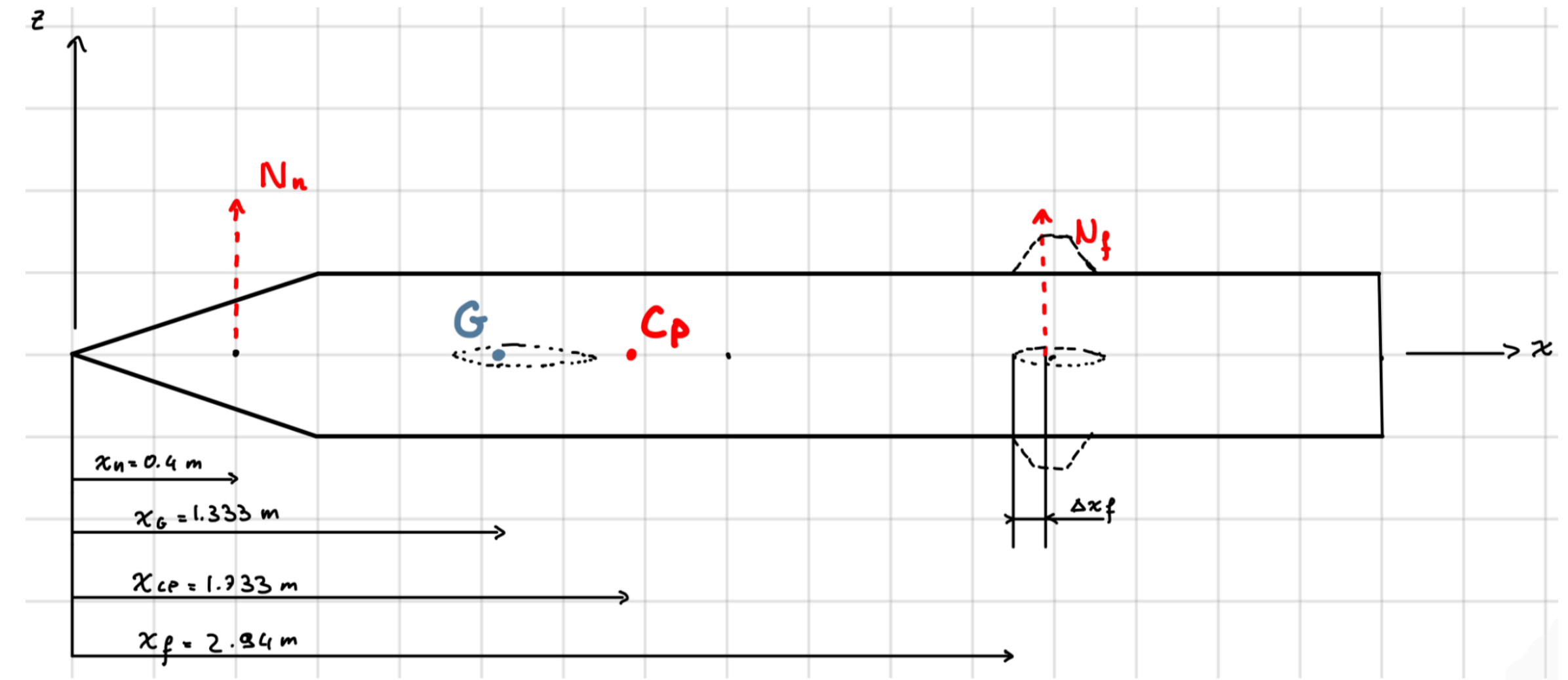
$$x_{cp} = \frac{x_n C_{n,\alpha} + (x_f + \Delta x_f)(k_f C_{f,\alpha})}{C_{n,\alpha}(k_f C_{f,\alpha})} = X_G + D_{max} = 1.733m$$

ponendo:

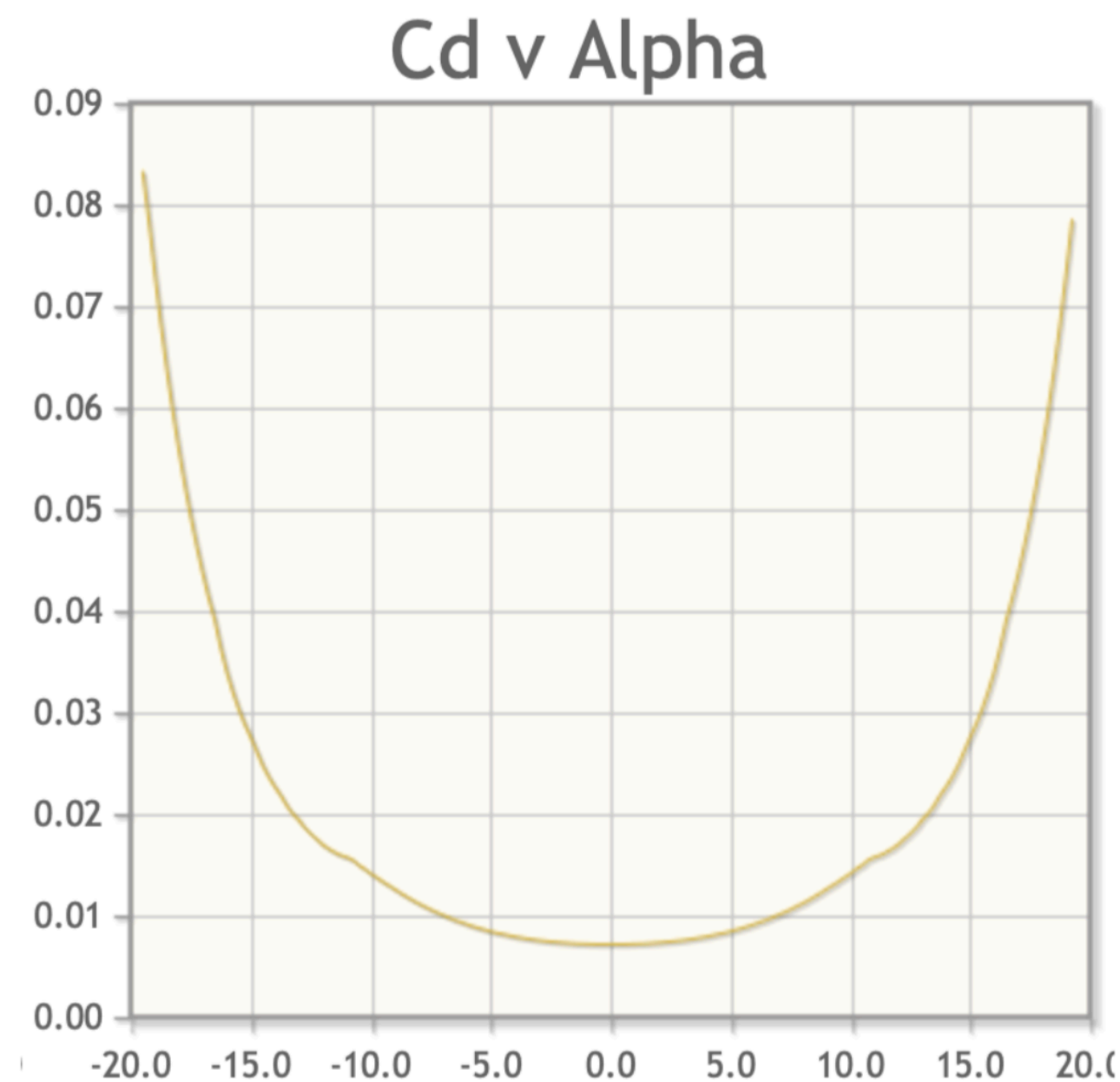
$$R = 0.2m, d = 0.4m, a = 0.15m, b = 0.1m, s = 0.2m, m = \frac{a - b}{2}, l = s, n = 4$$

Si ricava la distanza del bordo d'attacco delle pinne rispetto alla punta del vettore:

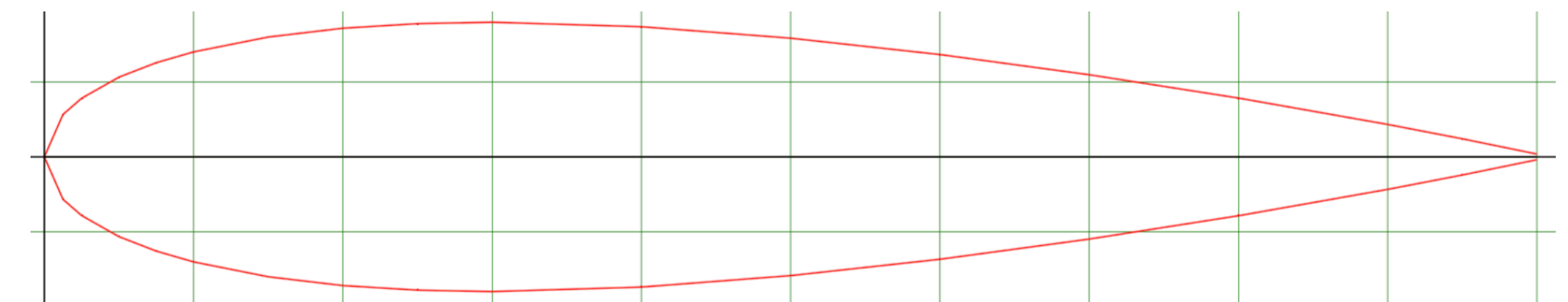
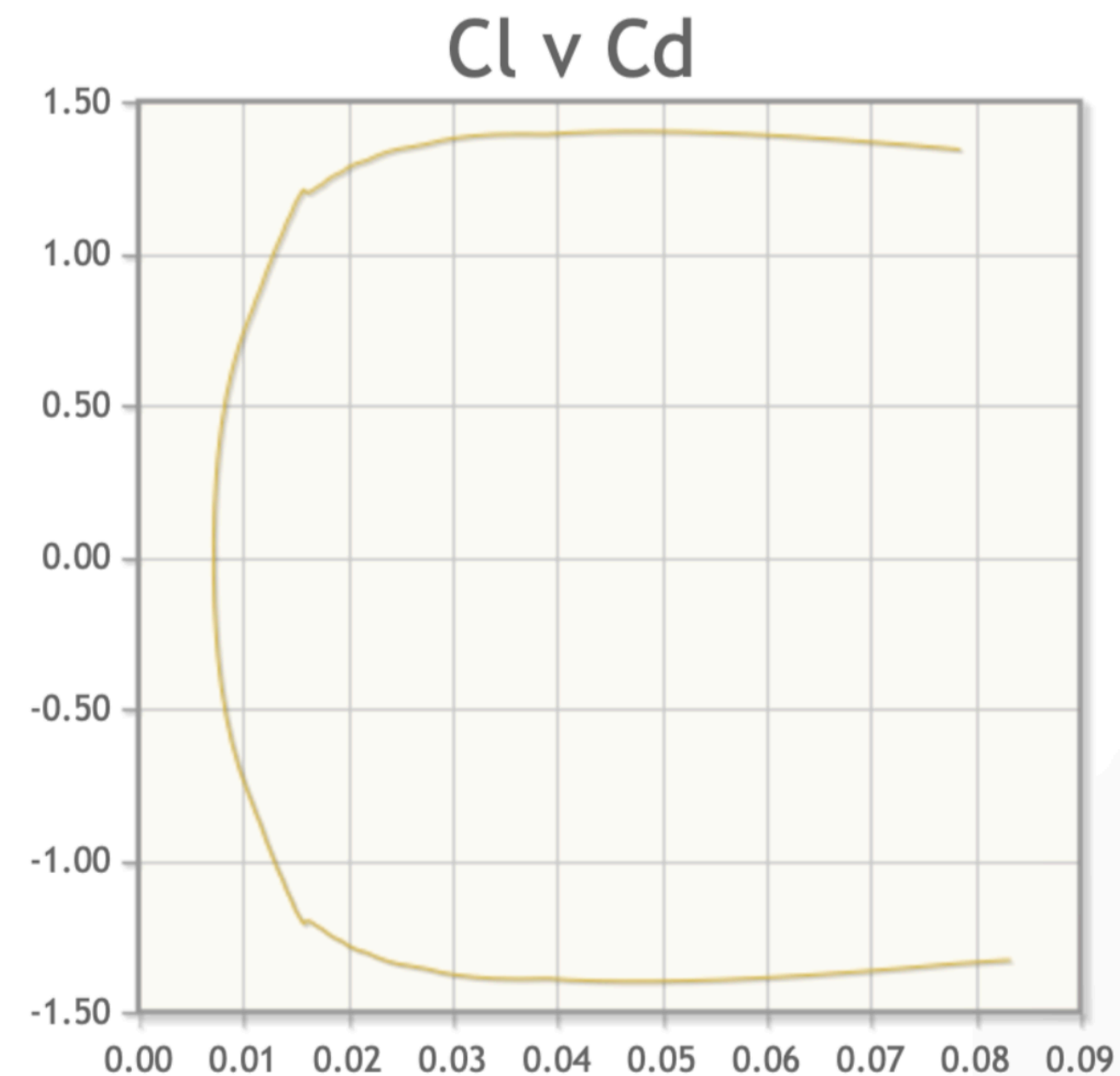
$$x_f = 2.94m$$



Essendo un problema a fluido incomprimibile, la scelta del profilo ricade nella famiglia NACA a 4 cifre, ed in particolare è scelto il **NACA 0018**, in quanto oltre alla richiesta di avere sezione simmetrica, si richiede una buona resistenza ai stalli ad alti gradi di incidenza, (soprattutto alle pinne, per effettuare manovre più reattive, devo applicare grandi angoli di incidenza).



11_” airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0018-il”, $Re > 1 E 6$,



12_” airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0018-il”

$$C_{d_{coda}} = 0.008$$

$$C_{d_{0,w}} = 0.015$$

Coefficiente attrito indotto ali:

$$Cd_{i,w} = \frac{C_{L,w}^2}{\pi A_r e} = 0.0175$$

Attrito Ali:

$$D_w = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 b_w c_{m,w} (Cd_{0,w} + Cd_{i,w}) = 224.9N$$

Attrito Coda:

$$D_{coda} = 2 \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 b_{coda} c_{m,coda} Cd_{coda} = 12.2N$$

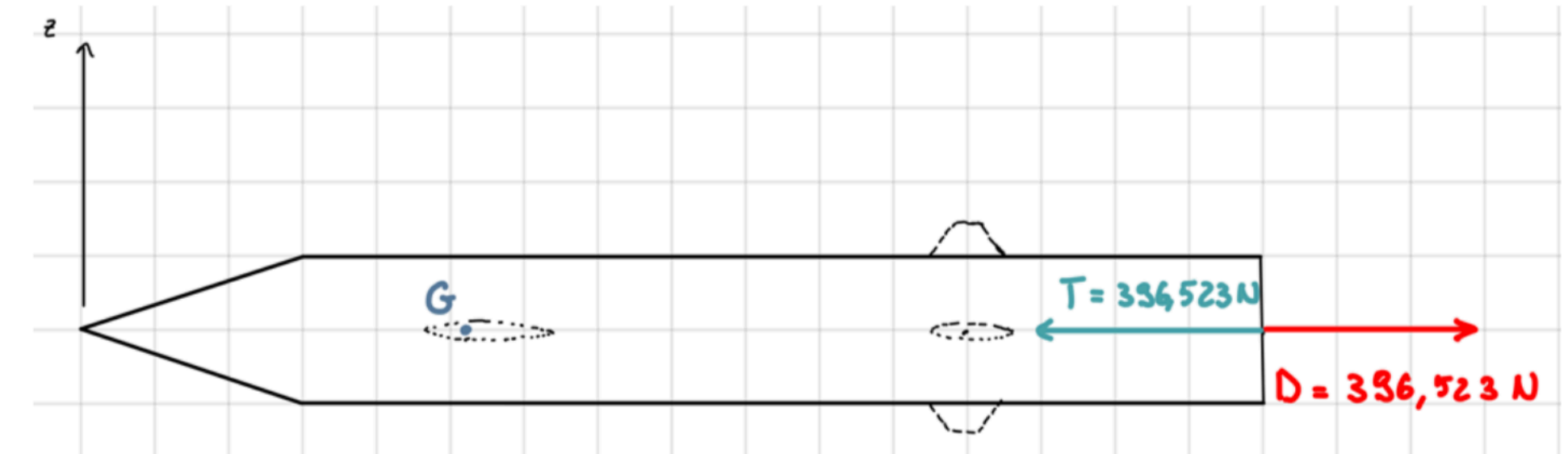
$$c_{m,coda} = 0.15m$$

$$b_{coda} = 0.8m$$

Attrito Corpo:

$$D_{corpo} = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A_r Cd_n = 159.423N$$

$$A_r = \frac{\pi d^2}{4} = 0.1256m^2$$



Attrito Totale:

$$D = D_w + D_{coda} + D_{corpo} = 396.523N$$

che porta a richiedere una Forza Propulsiva:

$$T = 396.523N$$

Per poter ricavare i flussi d'aria e di carburante necessari ad un motore RamJet impiego la legge della variazione della quantità di moto:

$$T = m_f w_f - m_1 w_1$$

1_Diffusore: ipotizzando velocità dopo diffusione $w_2=50$ m/s

$$0 = c_{a,p}(T_2 - T_1) + \frac{w_2^2 - w_1^2}{2} \rightarrow T_2 = 290.93K \quad p_2 = 1.049bar$$

2_Camera di combustione: Cherosene ($C_c=1967.8$ J/KgK, $(m_a/m_c+30\%)=18,98$,
 $H_{0,i}(t_0=15^\circ C)=43500$ KJ/Kg, $T_c=T_1=287$ K)

$$0 = \frac{m_a}{m_c} C_{a,p}(T_0 - T_2) + C_c(T_0 - T_c) - H_{0,i} + \left(\frac{m_a}{m_c} + 1\right) c_{a,p}(T_3 - T_0) \rightarrow T_3 = 2458.21K$$

3_Ugello:

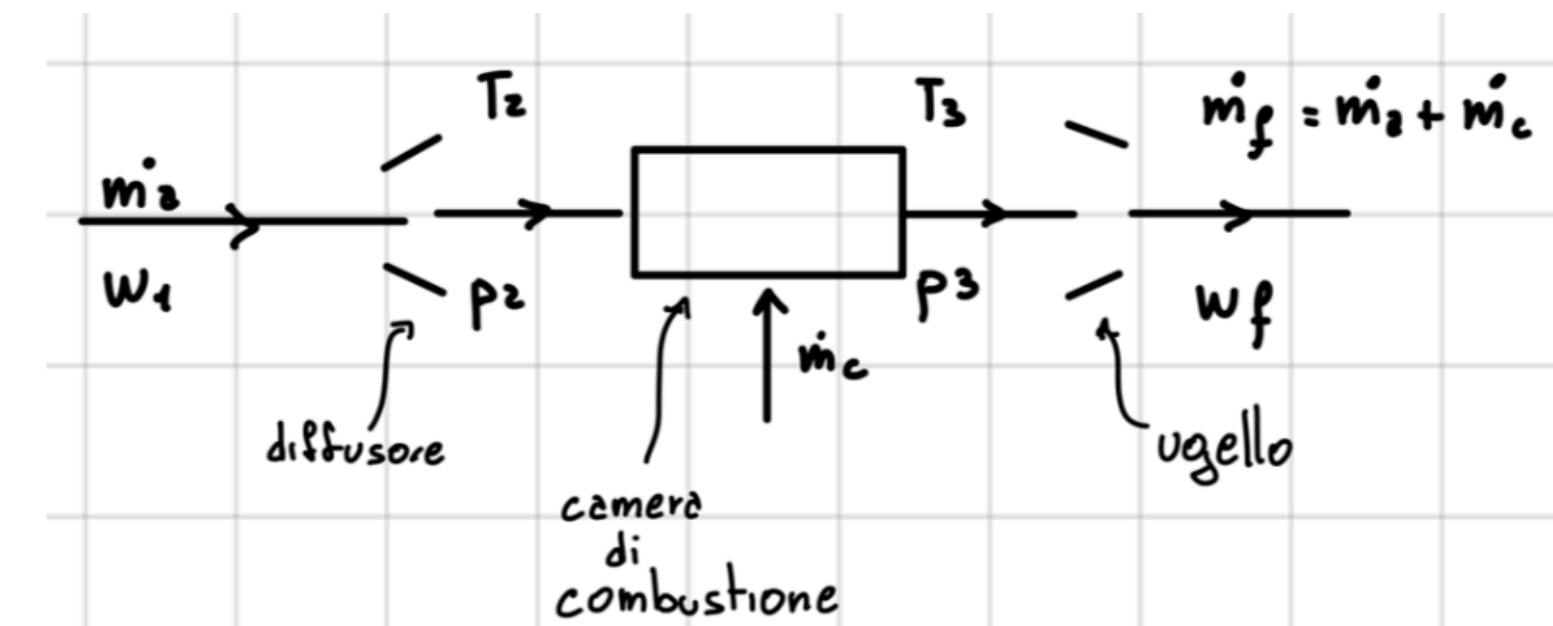
$$T_4 = 2424.84K \quad 0 = c_{a,p}(T_4 - T_3) + \frac{w_f^2}{2} \rightarrow w_f = 258.92 \frac{m}{s}$$

Tramite variazione quantità di moto:

$$T = 396.523N = m_f w_f - m_1 w_1 = \left(\frac{m_a}{m_c} + 1\right) m_c w_f - \frac{m_a}{m_c} m_c w_1$$

$$\rightarrow m_c = 0.122 \frac{Kg}{s}$$

$$\rightarrow m_a = 2.315 \frac{Kg}{s}$$



Propulsione; Ciclo Brayton-Joule 15