

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì

CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA MECCANICA
Classe: L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA
in Disegno Tecnico Assistito Dal Calcolatore (c.i.)

Studio ed ottimizzazione di un sistema di propulsione
innovativo per un velivolo a decollo verticale

CANDIDATO

Daniele Nardi

RELATORE

Prof. Ing. Luca Piancastelli

CORRELATORE

Prof. Ing. Alessandro Ceruti

Anno Accademico 2013/2014

Sessione I

INDICE

INTRODUZIONE	1
1 SISTEMA PROPULSIVO INNOVATIVO: L'ELICA	5
1.1 GENERALITÀ.....	5
1.2 AERODINAMICA DELLE LASTRE SOTTILI	9
1.2.1 Comportamento di una lastra frontale.....	9
1.2.2 Comportamento di una lastra tangenziale	12
1.2.3 Comportamento di una lastra obliqua.....	15
1.3 PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO	22
1.4 SPECIFICHE DI PROGETTO	26
2 CONFIGURAZIONI	30
2.1 CONFIGURAZIONE TIPO "A": TIRANTI.....	30
2.2 CONFIGURAZIONE TIPO "B": SFERA	40
2.3 CONFIGURAZIONE TIPO "C": TIRANTI DOPPIO APPOGGIO.....	45
3 PROVE SPERIMENTALI	49
4 CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI.....	53
APPENDICE 1.....	56
APPENDICE 2.....	60
APPENDICE 3.....	73
RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI	74
SITI WEB CONSULTATI	75

Introduzione

Negli ultimi decenni si sta imponendo sempre più lo sviluppo di aerei **VTOL**, acronimo inglese di **V**ertical **T**ake-**O**ff and **L**anding, letteralmente decollo e atterraggio verticale, ed è l'aggettivo utilizzato per tutti gli aeromobili che hanno la capacità di decollare e atterrare verticalmente. Alcuni VTOL possono anche decollare e atterrare in modo convenzionale, altri invece non possono a causa della mancanza del carrello d'atterraggio che può farli muovere orizzontalmente.

Nel 1928 Nikola Tesla brevettò una macchina volante, chiamata "Flivver", che può essere considerata uno dei primi esempi di velivolo con capacità VTOL^[1].

Attualmente esistono solo tre aerei che usano questa capacità operativamente, il convertiplano Bell Boeing V-22 Osprey, il Bell-Agusta BA609 e l'Harrier.

La NASA provò alcuni progetti VTOL, come il prototipo XV-15.

Negli anni sessanta la Francia sviluppò una versione del Dassault Mirage III, il Balzac, in grado di passare dal volo verticale a quello orizzontale e che raggiunse la velocità di Mach 1,3 in volo orizzontale, a seguire sviluppò il Mirage IIIV che raggiunse la velocità di Mach 2,0.

Il Moller Skycar M400 è un prototipo di un aereo VTOL personale, la cosiddetta "automobile volante".

Velivoli progettati per operare in ambienti spaziali sono di tipo VTOL come ad esempio il Lunar Landing Research Vehicle: questo perché devono operare su terreni molto sconnessi sui quali è impossibile un atterraggio di tipo convenzionale.

Esiste una seconda tipologia di aerei, denominata **STOVL**, acronimo inglese di **S**hort **T**ake-**O**ff **V**ertical **L**anding, letteralmente decollo corto e atterraggio verticale.

Questa è una capacità di alcuni tipi di aeroplani e permette il decollo da piste molto corte e l'atterraggio verticale, ad esempio in parcheggi o spazi poco preparati, evitando così la costruzione di costose infrastrutture per permettere l'atterraggio convenzionale. Questa caratteristica è molto utile per gli aerei imbarcati a bordo delle portaerei perché possono decollare da ponti di volo sky-jump invece che usare il sistema di catapulte, presente di solito nelle navi americane. Gli aerei

STOVL possono portare un carico maggiore rispetto agli aerei VTOL (Vertical Take-Off Landing), ma di contro hanno bisogno di una pista, seppur piccola.

Il più famoso aereo con questa capacità è l'Harrier, che tecnicamente è un VTOL, ma operativamente è uno STOVL, poiché può portare più carico se decolla convenzionalmente. Lo stesso discorso vale per il futuro F-35 Joint Strike Fighter, che nei test di volo ha dimostrato di essere un VTOL ma verrà usato soprattutto come STOVL.

Oltre alla capacità del decollo e atterraggio verticale, la peculiarità di questi aerei è la capacità di eseguire manovre di **hovering**, o volo a punto fisso. Questa tipologia di volo è molto utile sia in situazioni di soccorso sia in ambito civile e militare per il posizionamento di oggetti come ad esempio veicoli. Un aeromobile che è in grado di operare in queste condizioni è l'elicottero o i multi rotori, utilizzati soprattutto in versione a controllo remoto, conosciuti anche con la denominazione di *droni*. Questa tipologia di aeromobile presenta però notevoli differenze con i convertiplani, e pertanto non può essere classificata come VTOL.

Le differenze principali riguardano la presenza di ali da parte del convertiplano a dispetto dell'elicottero, che permettono alle eliche il solo compito di esercitare la trazione per l'avanzamento del velivolo. Inoltre, nel convertiplano i motori hanno la possibilità di ruotare attorno all'asse orizzontale delle ali per permettere di generare una spinta verso l'alto per decollare come un elicottero. I motori, normalmente due, sono tra loro indipendenti ma collegati tramite un asse di trasmissione che, in caso di cedimento di uno dei due, ripartisce la potenza del motore residuo su entrambe le eliche, fornendo la capacità di atterrare o, peso e condizioni meteo permettendo, di proseguire la rotta. Quando i rotori sono orientati verso l'alto, possono comunque basculare entro un arco di una trentina di gradi, che si estende anche all'indietro rispetto alla verticale dell'asse di rotazione. Questo permette al convertiplano il volo all'indietro tipico dell'elicottero, oltre all'avanzamento lento e al volo a punto fisso.

Queste tipologie di velivoli, assieme ai multi rotori, sono sempre maggiormente impiegate in versione a controllo remoto o **UAV (Uninhabited Aerial Vehicle)**, acronimo inglese di un velivolo senza presenza umana a bordo, ma comunque capace di compiere la propria missione grazie ad un pilotaggio a distanza effettuato da una postazione fissa a terra dalla quale vengono trasmessi i comandi del pilota al velivolo.

Gli UAV stanno assumendo un'importanza sempre maggiore nel mercato aeronautico e, sebbene al momento tali sistemi siano utilizzati quasi esclusivamente in ambito militare con compiti di ricognizione e attacco, il loro impiego anche per applicazioni civili è previsto per il prossimo futuro. Esistono infatti numerose varietà di UAV che si differenziano fra loro per forma, dimensione, tipo di missione e carico utile (l'insieme di equipaggiamenti e dispositivi necessari a eseguire la missione); fra questi sono attualmente in fase di studio i **MAV (Mini Aerial Vehicle)**, caratterizzati da piccole dimensioni e pesi ridotti, capaci di essere equipaggiati con dispositivi elettronici e ottici per monitorare il territorio in tempo reale.

Si pensi ad esempio a impieghi del MAV per controllare situazioni di sommosse o teppismo con necessità di identificare i responsabili e seguirli nei loro spostamenti inizialmente non prevedibili. In queste situazioni è auspicabile avere un sistema di facile controllabilità manuale e rapidità di risposta, in grado di eseguire i comandi dell'operatore che segue la scena dal monitor della stazione di terra e stabilisce via via la strategia di volo più conveniente.

Inoltre il controllo di frontiere e di impianti, la sorveglianza delle coste ed il pattugliamento antincendio sono i settori civili in cui più prossima è la diffusione di soluzioni UAV. Attualmente il loro uso è frenato sia da alcune lacune normative, poiché tali velivoli non possono volare negli spazi aerei controllati come gli aerei con equipaggio sia dal conseguimento di elevati standard di sicurezza e affidabilità necessari a evitare danni a terzi sorvolati.

La problematica principale degli aeroplani VTOL o SVTOL, sia a controllo remoto sia non, è rappresentata dalla difficoltà di atterraggio in condizioni meteorologiche avverse causata dalla scarsa stabilità durante il volo a punto fisso. Inoltre, come detto in precedenza, realizzare un aereo che abbia i motori in grado di ruotare rispetto all'asse orizzontale delle ali richiede tecniche costruttive sofisticate e costose.

Per quanto riguarda gli elicotteri o i multi rotor, il difetto principale è rappresentato dalla scarsa velocità durante il volo traslato, causata dai rotor aventi geometria ottimizzata per il volo a punto fisso. Pertanto, lo scopo dell'elaborato riguarda lo studio e l'ottimizzazione di un nuovo sistema propulsivo in grado di garantire elevate prestazioni sia in volo traslato sia in volo a punto fisso.

Questa tipologia di propulsione permetterà di ottenere un aeromobile dalle alte velocità in volo traslato (restando però a velocità subsonica poiché la propulsione è garantita da eliche) e la capacità di compiere atterraggi e decolli verticali ovvero manovre di *hovering*. L'impiego di questo sistema sarà apprezzato particolarmente su aeroplani adibiti al soccorso, al monitoraggio del

territorio e in tutte le situazioni che richiedono il volo stazionario. Inoltre può essere largamente utilizzato in ambiente militare, dove la richiesta di queste qualità è senz'altro essenziale.



Figura I.1 Bell v-22 Osprey



Figura I.2 Drone in dotazione alla polizia americana

CAPITOLO 1

SISTEMA PROPULSIVO INNOVATIVO: L'ELICA

1.1 Generalità ^[a]

Il moto di un corpo in un fluido genera in ogni punto del corpo delle pressioni normali alla sua superficie e delle forze di attrito tangenziali, la cui somma costituisce la risultante delle forze aerodinamiche. Questa può essere scomposta secondo una terna d'assi solidale con il corpo (assi corpo) o con la velocità relativa del corpo rispetto all'aria V (assi vento). Sono generalmente preferiti gli assi corpo nel calcolo strutturale, gli assi vento nei calcoli aerodinamici. Il punto di applicazione della risultante aerodinamica, rispetto ad un asse di riferimento del corpo, si chiama *centro di pressione*.

Si usano le definizioni seguenti:

F_x = resistenza: componente secondo x , positiva all'indietro;

F_y = devianza: componente secondo y , positiva verso la destra del pilota;

F_z = portanza: componente secondo z , positiva verso l'alto;

M_x = momento di rollio: attorno all'asse x , positivo se si abbassa l'ala destra;

M_y = momento di beccheggio: attorno all'asse y , positivo se alza la prua;

M_z = momento di imbardata: attorno all'asse z , positivo se fa ruotare la prua alla destra del pilota;

α = angolo di incidenza: angolo che la proiezione nel piano di simmetria della velocità V forma con l'asse longitudinale di riferimento del velivolo;

β = angolo di deriva: angolo tra il piano di simmetria del velivolo ed il vettore di velocità;

ψ = angolo di rollio: inclinazione del piano alare rispetto all'orizzonte, positivo con la semiala destra in basso;

γ = pendenza della traiettoria;

θ = assetto sull'orizzonte;

Vengono quindi definiti i seguenti coefficienti:

$$C_D = \text{coefficiente di resistenza} = F_x / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \right)$$

$$C_C = \text{coefficiente di devianza} = F_y / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \right)$$

$$C_L = \text{coefficiente di portanza} = F_z / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \right)$$

$$C_l = \text{coefficiente di momento di rollio} = M_x / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \right)$$

$$C_m = \text{coefficiente di momento di beccheggio} = M_y / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \right)$$

$$C_n = \text{coefficiente di momento di imbardata} = M_z / \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \right)$$

$$E = C_l / C_D = \text{efficienza}$$

dove b e c sono lunghezze di riferimento, ed in particolare:

b = apertura alare;

$\bar{c}$ = corda media alare, che può essere geometrica ($\bar{c} = \frac{S}{b}$) oppure aerodinamica ($\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$).

Corda di un profilo è la congiungente il bordo di attacco e d'entrata con il bordo di fuga o d'uscita.

I coefficienti sopra definiti variano al variare della geometria del velivolo, degli angoli α e β , e dei parametri adimensionali seguenti:

$$\text{Numero di Reynolds: } R = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu}$$

dove: V = velocità del vento [m/s];

l = lunghezza di riferimento [m], cioè corda media $\bar{c}$ nelle ali, oppure lunghezza L nei fusi;

μ = viscosità dinamica [kgs/m²];

ν = viscosità cinematica [m²/s].

$$\text{Numero di Mach: } M = \frac{V}{a}$$

dove a = velocità del suono [m/s] alla temperatura considerata.

$$\text{Numero di Froude: } F = \frac{V}{\sqrt{g L}}$$

dove: g = accelerazione di gravità = 9,8 [m/s²];

L = lunghezza del corpo [m];

$$\text{Numero di Prandtl: } Pr = \frac{c_p \mu}{K}$$

dove: c_p = calore specifico a pressione costante del fluido;

μ = viscosità dinamica [kgs/m²];

K = conducibilità termica.

Dalle condizioni di similitudine che si possono ricavare dall'analisi dimensionale, si deduce che perché sia rispettata la similitudine dinamica tra due corpi geometricamente simili, e cioè siano uguali per i due corpi i coefficienti di forza e momento sopra definiti, occorre che siano uguali i valori di questi parametri adimensionali. Volendo ricavare da un modello in scala le forze aerodinamiche che agiscono su un velivolo, occorre in particolare realizzare nelle prove sul modello lo stesso numero di Reynolds (R) e lo stesso numero di Mach (M) del velivolo in volo. Un aumento di R porta in genere ad un aumento del C_l e ad una riduzione del C_D .

Strato limite: nel campo dei numeri di Reynolds che interessano l'aerodinamica, gli effetti dell'attrito di una corrente d'aria su di un corpo sono limitati ad un sottile strato adiacente alla superficie del corpo, chiamato strato limite, nel quale la velocità della corrente varia da zero (a contatto con la parete) al valore della corrente esterna.

Strato limite laminare: quello, ai più bassi R , in cui le particelle si muovono tutte parallelamente alla direzione del moto, senza componenti trasversali.

Strato limite turbolento: al di sopra di un certo R (R critico) si ha la transizione dello S.L. da laminare a turbolento. Le particelle acquistano un moto vorticoso, con componenti di velocità trasversali alla direzione del moto.

Numero di Reynolds critico: quello a cui si verifica la transizione ($R_{crit} \approx 6 \times 10^5$ per la piastra piana liscia).

Numero di Reynolds effettivo: prodotto dal fattore di turbolenza K per il numero di Reynolds nominale $R = V \cdot l / \nu$

Una corrente di fluido compressibile può essere classificata nel modo seguente:

Subsonica:	se $M < 1$	in ogni suo punto ($M_\infty < M_{ci}$)
Transonica:	se $M > 1$	nei suoi punti
Supersonica:	se $M > 1$	in ogni suo punto ($M_\infty > M_{cs}$)

Si definisce ora il concetto di **portanza**:

Un corpo portante, ad esempio un'ala, deflette verso il basso di un angolo, detto *angolo di deflessione* ε , la corrente, la quale viene accelerata sul dorso e rallentata sul ventre dell'ala. Il campo aerodinamico corrisponde alla sovrapposizione di due correnti, una traslatoria di velocità V , ed una circolatoria di intensità Γ (circolazione), tali da generare su di un elemento d'ala dy una portanza $dF_z = \rho \cdot V \cdot \Gamma \cdot dy$.

Fuoco o Centro aerodinamico è il punto rispetto al quale resta costante, al variare dell'incidenza α , il momento delle forze aerodinamiche. Tale punto esiste per ogni profilo. La risultante aerodinamica, applicata nel centro di pressione, è equivalente alla stessa forza applicata nel fuoco, più un momento di trasporto detto *momento focale* (M_0), cui corrisponde un

coefficiente di momento focale C_{m0} (figura 1.1).

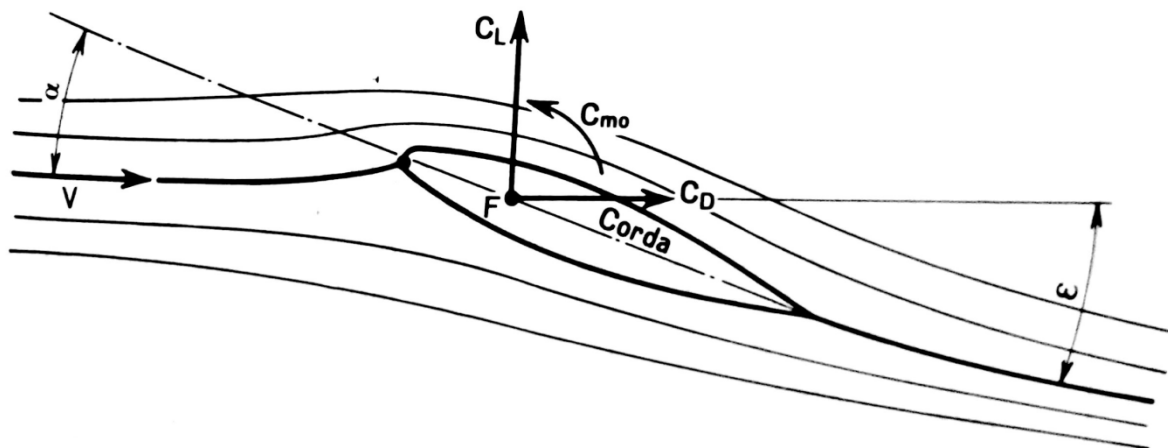


Figura 1.1

Queste considerazioni di carattere generale possono essere sfruttate per generare un vettore di spinta in grado di muovere un oggetto. Le eliche comuni sfruttano questi principi aerodinamici ma sono in grado di generare il vettore di spinta soltanto lungo una direzione. L'unico controllo che alcune eliche sono in grado di svolgere è la variazione del passo (pitch), ma questo permette unicamente di ottimizzare l'efficienza dell'elica ai vari regimi di rotazione della stessa e non di variane la direzione del vettore di spinta. L'oggetto della tesi è invece in grado di poter variare la direzione di questo vettore. In seguito sarà spiegato dettagliatamente il principio di funzionamento.

1.2 Aerodinamica delle lastre sottili [2]

Viene di seguito illustrata una trattazione sulle lastre sottili o lamine piane. Tale profilo risulta di facile realizzazione ed è risultato il più idoneo per il nostro scopo, cioè la sola sperimentazione del sistema di propulsione. Ovviamente questo implica una non ottimizzazione del sistema ma al momento questo risulta trascurabile.

Con la terminologia "lastra sottile" vengono definiti quei solidi per la quale una dimensione sia trascurabile in confronto alle altre due, ed è pertanto possibile assimilarle, per il loro comportamento aerodinamico, a superfici geometriche di spessore nullo. Il loro spessore deve essere tale da non produrre perturbazioni nell'andamento del fenomeno aerodinamico complessivo.

Con riferimento alla traslazione di una lastra piana in un fluido e alla giacitura delle sue superfici, possiamo sostanzialmente definire tre condizioni:

- Normale

La lastra si sposta perpendicolarmente alla sua superficie e la resistenza incontrata viene chiamata *resistenza normale o frontale*.

- Tangenziale

La lastra si sposta parallelamente alla sua giacitura e la resistenza prende il nome di *resistenza tangenziale*.

- Obliqua

La lastra si sposta con un certo angolo rispetto alla direzione del moto.

1.2.1 Comportamento di una lastra frontale

Consideriamo la lastra piana ferma investita da un fluido che si muova contro di essa a *velocità* V . Per il principio di reciprocità ciò equivale al caso che sia la lastra a muoversi con pari velocità nel fluido immobile.

Lo studio sperimentale della resistenza offerta da una lastra piana che si sposta perpendicolarmente al flusso è stato il primo dei problemi del genere affrontati dagli studiosi ed è interessante sapere che il risultato del suo comportamento è utile come termine di paragone.

Infatti si riesce a rendere più comprensibile l'entità della resistenza all'avanzamento di un corpo qualsiasi se si dice che essa è uguale a quella di un piano avente una determinata superficie.

Ad esempio si usa dire che un certo velivolo ha una superficie nociva di tot metri quadrati quando il complesso delle sue resistenze eguaglia la resistenza di una lastra normale quadrata che si muova con la stessa velocità del velivolo.

(Molti decenni dopo, nel campo dei velivoli supersonici, è stata sviluppata la *regola delle aree*, detta anche della bottiglia di coca cola, mediante la quale i progettisti hanno ottenuto una diminuzione della resistenza complessiva di un aereo riducendo la superficie delle sezioni della fusoliera corrispondenti all'attacco alare. Uno degli esempi più evidenti lo si trova nella conformazione della fusoliera del North American F105. Infatti se osserviamo la sua sagoma vista dall'alto notiamo il caratteristico restringimento della fusoliera in corrispondenza della unione con le ali, proprio come una bottiglia di coca cola classica).

Considerando ora una lastra piana di forma circolare come un disco e investita da un flusso ad essa perpendicolare, esaminiamo l'andamento dei filetti fluidi giacenti su di un piano diametrale, cioè su di un piano intersecante il disco secondo il suo diametro.

Logicamente, essendo tale lastra un disco, tale andamento sarà eguale per tutti gli infiniti piani diametrali.

Tale andamento, a monte della lastra e non molto lontano da essa, non risente della sua presenza e ha una velocità di regime V .

Se fissiamo l'attenzione sul filetto che colpisce la lastra centralmente, ci rendiamo conto che tale filetto urtando il piano non può deviare né a destra né a sinistra e in nessuna altra direzione, annullando così la velocità delle particelle fluide che lo compongono.

Nel centro del disco per il teorema di Bernoulli, essendo la velocità nulla, si ha un aumento di pressione corrispondente alla pressione massima.

Tali particelle prive di velocità si dispongono sulla superficie del disco in modo da originare una specie di prua fluida di forma tale da aprire dolcemente i filetti fluidi circostanti ed avviarli ad aggirare l'ostacolo senza urtarvi contro direttamente.

Quindi, superata la lastra, i filetti proseguono senza richiudersi subito dietro di essa.

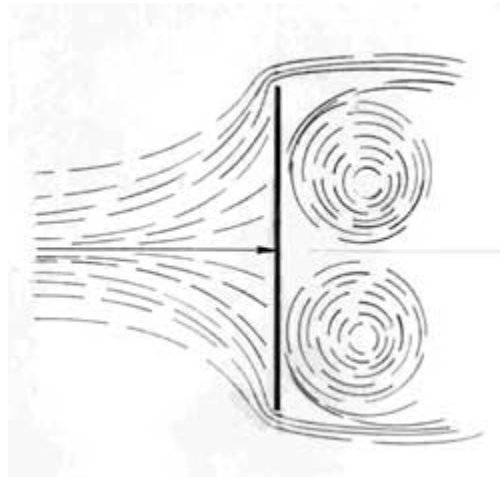


Figura 1.2 Vortici lastra frontale

La depressione che si genera così sulla superficie a valle del disco richiama continuamente il fluido da tutti i punti vicini formando dei nuclei vorticosi che vanno via via distaccandosi dando luogo alla scia.

Questi fenomeni possono essere resi evidenti soffiando opportunamente nel flusso fluido del fumo leggerissimo e fotografandolo. L'insieme delle linee di corrente costituisce lo *spettro aerodinamico*.

La ricerca e le esperienze eseguite per determinare il valore della resistenza di una lastra sottile normale al flusso hanno dimostrato che la sua resistenza specifica varia con la sua superficie e con la forma del suo contorno, e che la legge della resistenza è effettivamente quadratica in funzione della velocità, ovvero se la velocità raddoppia la resistenza quadruplica.

Cosa questa è giustificata dal fatto che, data la premessa dello spessore trascurabile della lastra, la resistenza è tutta dovuta al moto relativo fra la lastra ed il fluido il quale genera delle pressioni sulla superficie della lastra rivolta in avanti e delle depressioni sulla superficie dietro.

La risultante di queste azioni è di senso tale da contrastare il moto e costituisce la *resistenza normale o frontale*.

La distribuzione delle pressioni sul piano varia, come già detto, al variare della forma del piano stesso.

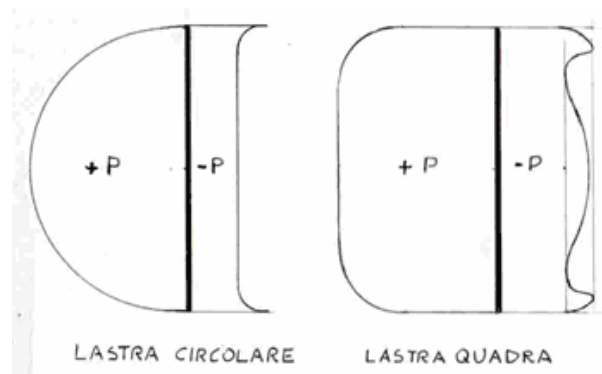


Figura 1.3 Pressioni agenti sulla lastra

Sul centro abbiamo la pressione massima, poi la pressione diminuisce dal centro verso la periferia, diminuendo più rapidamente nel caso della lastra a forma circolare o quadrata che rettangolare. A valle invece la depressione si mantiene quasi uniforme su tutti i punti tranne in corrispondenza del bordo dove è maggiore.

Nel caso della lastra rettangolare il *Coefficiente di resistenza* C_{rn} è funzione dell'allungamento $\lambda = L/c$ cioè del rapporto fra lunghezza (L) e larghezza o corda (c) del rettangolo, ed è superiore a quello della lastra quadrata dove è essenzialmente funzione della superficie.

Se si considera una lastra forata si può constatare un particolare interessante : il C_{rn} è maggiore di quello relativo alla lastra piena.

Ciò è dovuto al fatto che nei vuoti si formano dei vortici che in definitiva producono un aumento di resistenza.

Un esempio di tale applicazione lo possiamo trovare nei bombardieri in picchiata americani della 2° Guerra mondiale nei quali i freni aerodinamici alari erano costituiti da lastre forate. Celebre una foto rappresentante un Douglas SBD Dauntless in picchiata con le superfici frenanti, zeppe di fori circolari, abbassate.

1.2.2 Comportamento di una lastra tangenziale

E' opportuno innanzitutto ricordare i concetti delle due proprietà fisiche di un fluido: Adesione e Viscosità.

L'*Adesione*, che possiamo considerare come una specie di attrazione fra le particelle fluide e una superficie solida da esse lambite, e che si manifesta con la formazione di un velo fluido immobile

ad immediato contatto con la superficie e trattenuto, oltre che dalle mutue azioni molecolari, anche dalle impercettibili asperità che la superficie presenta sempre.

La *Viscosità* è invece l'attrito interno che si manifesta fra gli strati fluidi in movimento relativo fra loro e che, in vicinanza di una superficie solida, ha come effetto quello di sostituire al moto di insieme del fluido una velocità variabile da strato a strato e che in particolare è zero in corrispondenza del velo fluido ed in progressivo aumento con l'aumentare della distanza dello strato fluido dalla superficie, fino al raggiungimento della velocità V di regime del flusso ad una distanza variabile a seconda dei casi.

Essendo la velocità diversa da strato a strato, per effetto della velocità relativa fra gli strati ed essendo il fluido viscoso, ne nasce una azione tangenziale tendente a trascinare lo strato più lento ed a frenare quello più rapido e tale azione tangenziale è tanto maggiore quanto più grandi sono la viscosità del fluido e la differenza di velocità.

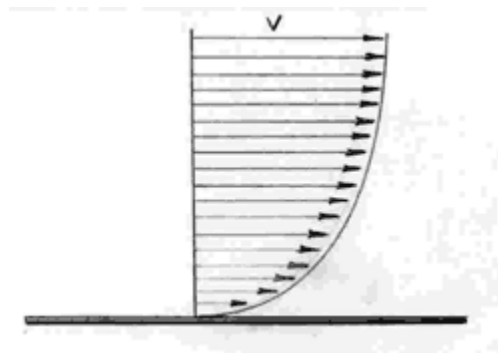


Figura 1.4

In conclusione l'azione tangenziale è proporzionale alla *variazione di velocità per unità di lunghezza* misurata perpendicolarmente alla superficie (*Gradiente di velocità*) secondo un *Coefficiente di Viscosità assoluta* μ .

La complessità di tali azioni tangenziali viene trasmessa dal fluido alla superficie attraverso il velo fluido aderente ad essa.

Come precedentemente enunciato, per il principio di reciprocità, l'azione che si manifesta fra fluido in movimento e superficie ferma è analoga a quella che si manifesta fra fluido fermo e superficie in movimento e che, per l'effetto combinato di adesione e viscosità, viene frenata nel suo moto, cioè è frenata da una certa resistenza.

Questa resistenza che è del tutto diversa da quella frontale prende il nome di *Resistenza tangenziale* o, più comunemente, *Resistenza di attrito*.

Se consideriamo il moto tangenziale nell'aria di una lastra sottile, la resistenza che essa manifesta all'avanzamento è appunto dovuta solo alla adesione e alla viscosità dell'aria, però solamente finché la velocità si mantiene sotto un certo limite che è tanto più basso quanto maggiore è la scabrosità della superficie della lastra.

Al di sopra di tale limite, per effetto della scabrosità, tra il velo aderente alla superficie e la vena fluida adiacente si hanno dei distacchi che danno luogo a dei piccoli vortici provocanti l'effetto di un continuo rinnovamento del fluido "stagnante" che sostituisce lo strato immobile a contatto con la superficie con uno strato turbolento. In questo strato il fluido agisce per pressioni e depressioni dinamiche sulla rugosità della superficie e la resistenza che ne deriva è della stessa natura di quella che si forma per la lastra normale ed è perciò proporzionale alla densità dell'aria e al quadrato della velocità.

Praticamente però, nel campo di velocità di interesse aeronautico i due tipi di resistenza coesistono.

L'esperienza ha dimostrato che a parità di velocità e di superficie la resistenza diminuisce quando aumenta la dimensione della lastra nel senso della corrente e pertanto un rettangolo offre minore resistenza quando il suo lato maggiore è disposto nella direzione del flusso.

Ne consegue che in termini generali la formula della *Resistenza tangenziale* viene definita con la formula seguente:

$$R = K \cdot S \cdot L^{-m} \cdot V^n$$

In cui K è la resistenza tangenziale specifica della superficie e pertanto dipendente dalla sua natura, dalla *densità* ρ e dalla viscosità dell'aria; m ed n degli opportuni esponenti; L è la dimensione della superficie posta nel verso della corrente, S l'area della superficie lambita e V la velocità del flusso.

Ma per analogia con la resistenza frontale si preferisce adottare pure per la resistenza tangenziale una formula nella quale la velocità appare alla seconda potenza

$$R_t = C_{rt} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

E dove Crt è il *Coefficiente di resistenza* di attrito che varia in funzione dello stato superficiale della lastra e che diminuisce con l'aumentare della levigatezza.

Per superficie levigate sul tipo di quelle generalmente utilizzate nelle costruzioni aeronautiche (in regime normalmente subsonico) viene assunto un

$$Crt = 0,0185 \cdot \left(\frac{V \cdot L}{\mu} \right)^{-0,15}$$

In questa formula appare il termine adimensionale $\frac{V \cdot L}{\mu}$ che non è altro che il *Numero di Reynolds*.

Perciò, essendo $NRe = \frac{V \cdot L}{\mu}$ possiamo pure scrivere che $Crt = 0,0185 \cdot NRe^{-0,15}$

Nella normale risoluzione delle problematiche relative alla resistenza aerodinamica al posto della *Viscosità assoluta* μ risulta più comodo considerare la *Viscosità cinematica* $\nu = \frac{\mu}{\rho}$

Questa, per l'aria tipo a quota zero, risulta $\nu = 0,00001446 \text{ m}^2/\text{s}$

1.2.3 Comportamento di una lastra obliqua

Lo studio del comportamento di una lastra obliqua immersa in una corrente risale ai primordi dell'aerodinamica sperimentale ed è solo grazie alla nostra inventiva aeromodellistica che ha trovato nuova applicazione.

Nel trattamento della lastra tangenziale si è detto che la risultante aerodinamica risulta disposta secondo la direzione della corrente e cioè tangenziale alla superficie. Se si inclina la lastra sulla direzione della corrente facendogli formare un angolo i^1 detto *incidenza*, la risultante aerodinamica F ruota insieme alla superficie e perde la sua normalità variando in grandezza con il variare di i .

Si può scomporre la risultante F nelle due componenti N , normale alla superficie, e T secondo la superficie stessa.

Ai primordi furono molte i contrasti derivanti dalla volontà di legare la componente Ni normale relativa a qualsiasi incidenza con la componente N_{90} della resistenza del piano normale.

¹ L'angolo di incidenza i coincide con l'angolo α menzionato nel paragrafo precedente.

L' Eiffel eseguì numerose prove su di una lastra sottile di forma quadrata trovando che il rapporto $\frac{N_i}{N_{90}}$ cresce al crescere dell'incidenza fino a raggiungere un massimo $\frac{N_i}{N_{90}} = 1,45$ per una $i = 38^\circ$, e poi diminuisce fino a raggiungere il valore 1 per $i = 90^\circ$.

Questo significa che la componente N di una lastra sottile inclinata di 38° rispetto alla direzione della corrente è circa una volta e mezza quella di una lastra sottile disposta perpendicolarmente.

Sembra paradossale ma è stato ampiamente dimostrato dall'Eiffel che ricavò i diagrammi della distribuzione delle pressioni a varie incidenze e questi spiegano il perché dell' aumento così notevole della componente normale.

Infatti si vede che passando da $i = 90^\circ$ a $i = 35^\circ$, nel mentre la pressione media anteriore si riduce alla metà, la depressione media posteriore si triplica.

E questo significa che passando dalla lastra posta a 90° alla lastra inclinata a 35° , l'azione media normale diventa circa una volta e mezza più grande.

Analogo fenomeno anche se meno accentuato, si ha per superfici con allungamento minore di 1, intendendo come allungamento il rapporto fra la dimensione della lastra lungo il senso della corrente e quella trasversale alla stessa.

Ci sono dei grafici che rappresentano quanto detto e da essi si può rilevare che per lastre con allungamento superiore a 9 la componente normale cresce con continuità passando da $i = 0^\circ$ a $i = 90^\circ$.

Appare logico considerare che la risultante aerodinamica F sia una forza della stessa natura della resistenza R di cui si è precedentemente detto, in quanto anch'essa generata dalle pressioni e depressioni causate dalla perturbazione prodotta dalla presenza della lastra nella corrente del flusso, e pertanto è analogamente possibile scrivere, in termini generali, la seguente formula:

$$F = C \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

Il significato dei simboli è già noto ed il coefficiente C , di analoga natura, e anch'esso adimensionale è funzione del NRe .

Inoltre, avendo detto che a parità di velocità la risultante aerodinamica varia con il variare dell'incidenza, C è pure funzione di i , ma non solo, dipende pure dalla forma della lastra e dal suo allungamento.

I valori di questo coefficiente C sono dati dalle esperienze dirette sulle lastre e sono raccolti in grafici e tabelle.

Volendo determinare il valore della risultante aerodinamica agente su di una determinata superficie, avente una certa incidenza rispetto alla corrente, è sufficiente consultare i grafici o le tabelle per determinare il corrispondente valore di C e introdurlo nella formula che determina il valore di F .

La risultante aerodinamica F viene così definita per la sua grandezza, ma non per la sua direzione ed il suo verso.

Per regola la risultante F viene scomposta nelle sue due componenti ben definite in direzione e verso e precisamente nella R , diretta secondo la velocità e che risulta di verso contrario al moto, detta *Resistenza*, e nella P diretta normalmente alla R e detta *Portanza*. Quindi, facendo spostare una lastra sottile con velocità V ed incidenza i si ottiene, oltre alla *Resistenza* R , una *Portanza* P diretta dal basso verso l'alto e in grado di equilibrare e mantenere sospeso un peso eguale a P .

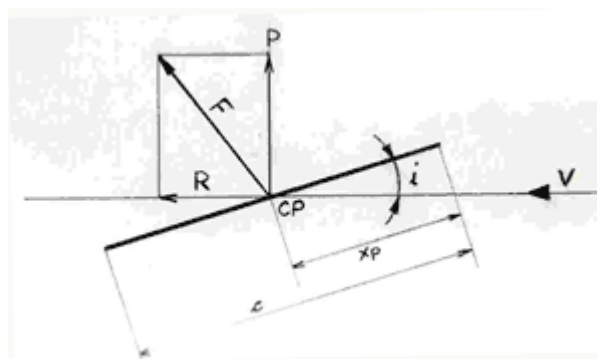


Figura 1.5 Forze generate su lastra obliqua

E' su questo che si basa il principio della *Sostentazione Dinamica della Atmosfera*.

L'origine di questa componente P normale alla direzione del moto trova la sua spiegazione fisica nell'andamento dello spettro aerodinamico relativo alla lastra obliqua.

I filetti fluidi che investono la lastra e che inizialmente sono dotati di una velocità orizzontale, vengono poi deviati dalla lastra in modo che alla uscita dalla superficie di questa risultano deflessi verso il basso.

Cioè la massa d'aria interessata in questa zona si muove con una velocità che ammette una componente verticale verso il basso.



Figura 1.6

Questo corrisponde ad una certa quantità di moto verso il basso che la lastra ha comunicato al fluido e quindi, per reazione da parte del fluido stesso, la lastra risente di una spinta eguale e contraria e diretta verso l'alto.

Chiamando l'angolo formato da F con la R si ha: $P = F \cdot \sin \alpha$; $R = F \cdot \cos \alpha$

e dando ad F il valore prima indicato: $P = C \cdot \sin \alpha \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$; $R = C \cdot \cos \alpha \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$

Ponendo $C \cdot \sin \alpha = C_p$ e $C \cdot \cos \alpha = C_r$ abbiamo due nuovi coefficienti che risultano pure essi adimensionali e funzione dell'incidenza e che prendono rispettivamente il nome di *Coefficiente di resistenza* e *Coefficiente di portanza*.

Si può pertanto scrivere:

$$P = \frac{1}{2} \cdot C_p \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

$$R = \frac{1}{2} \cdot C_r \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

Che sono le ben conosciute espressioni della *Portanza* e della *Resistenza*².

Mediante risultati ottenuti sperimentalmente è stato possibile tracciare i grafici di C_p e C_r in funzione dell'incidenza λ e determinare implicitamente i valori di P ed R e, in definitiva, la grandezza dell'azione aerodinamica totale F sia in direzione che verso.

Il rapporto fra *Portanza* e *Resistenza*, e in ultima analisi fra C_p e C_r , assume un particolare significato e che viene definito *Efficienza E*:

$$E = \frac{P}{R} = \frac{C_p}{C_r}$$

L'*Efficienza* è un numero puro e misura la bontà aerodinamica di una lastra in determinate condizioni : essa esprime il peso in Kg che una lastra può sostenere per ogni Kg di resistenza incontrata dalla lastra stessa nel suo movimento.

Dato che sia C_p e C_r come abbiamo visto sono funzione dell'allungamento e dell'incidenza λ , pure l'Efficienza E è funzione di λ e dell'allungamento.

Tutto ciò che è stato fino ad ora considerato non permette però ancora di definire completamente la risultante aerodinamica totale F : infatti conosciamo la sua direzione, il suo verso e la sua grandezza ma il suo punto di applicazione non è ancora noto.

Si deve pertanto determinare il punto in cui essa incontra la superficie della lastra.

Questo punto è denominato *Centro di Pressione* e la sua posizione viene abitualmente determinata dal valore della distanza x_p dal bordo anteriore, o di attacco, della lastra.

Abitualmente tale valore è dato dal rapporto $\xi = \frac{x_p}{c}$ essendo c la larghezza, o *corda*, della lastra.

Anche il valore di ξ è funzione dell'incidenza ed aumenta con il suo aumentare.

Ciò significa che la risultante aerodinamica F si sposta all'indietro e, mentre per angoli piccolissimi $\xi = \sim 0,20$ e cioè x_p è circa pari al 20% della corda, per $\lambda = 90^\circ$.

² In alcuni testi le espressioni non presentano il termine $\frac{1}{2}$. Questo dipende esclusivamente dai valori di C_p e C_r presi in considerazione dagli autori.

Per un'incidenza nulla il Centro di Pressione risulta ovviamente indeterminato e pertanto perde di significato.

Tale modo di variazione del Centro di Pressione conferisce alla lastra piana una certa stabilità automatica.

Infatti, se consideriamo una lastra piana investita da un flusso V con una certa incidenza λ , vincolata in modo da risultare in condizioni di equilibrio, e supponendo che per una causa qualsiasi l'incidenza aumenti bruscamente, la risultante aerodinamica F si sposterà indietro ed aumenterà generalmente di intensità dando luogo ad un momento che tenderà a far diminuire l'incidenza stessa.

Fra le varie leggi che sono state studiate per rappresentare lo spostamento del Centro di Pressione in funzione dell'incidenza la più nota ed approssimante è quella dell'Avanzini in cui:

$$\xi = 0,20 + 0,30 \cdot \sin \lambda$$

Ma per incidenza 0° tale legge non è più valida perché altrimenti risulterebbe che $\xi = 0,20$ ed è perciò in contrasto a quanto detto prima. E' da interpretarsi pertanto come una relazione limite, cioè per λ tendente a zero il valore di ξ tende al valore di 0,20.

Inoltre, nella legge di variazione del Centro di Pressione ha la sua influenza pure l'allungamento della lastra piana. L'Eiffel ha dimostrato sperimentalmente che per un allungamento inferiore ad 1 il valore minimo x_p si mantiene sul 30% della corda.

Abbiamo così disponibili tutti gli elementi che definiscono completamente la risultante aerodinamica totale F , ed essendo tutti variabili a parità di allungamento in funzione di λ , possono essere rappresentati in grafici assumendo come variabile l'incidenza. Si sottolinea che le incidenze da considerare sono comprese fra 0° e 15° - 16° cioè quelle incidenze che possono interessare ai fini della sustentazione aerodinamica. Si ottengono così le curve dei C_p e C_r , dai quali si ricavano quella della *Efficienza*, e quella dei *Centri di Pressione*. Il tracciamento di tali grafici ci permette di evidenziare che :

- La curva dei C_p passa per l'origine delle coordinate essendo per $\lambda = 0^\circ$ $C_p = 0$ e con l'aumentare dell'incidenza cresce proporzionalmente fino agli 8° - 9° , poi continua a crescere meno rapidamente fino a raggiungere il $C_{pmax} = \sim 0,4$ per $\lambda = 15^\circ$ - 16° oltre il quale inizia a scendere.

- La curva dei C_r all'aumentare dell'incidenza cresce invece con andamento parabolico toccando il suo valore minimo per $\lambda = 0^\circ$. Nel caso teorico della lastra sottile questo valore minimo dovrebbe coincidere con il *Coefficiente di Resistenza* tangenziale o di attrito C_{rt} , ma nel caso pratico ciò non accade in quanto lo spessore seppur minimo della lastra influisce sempre.
- Per ogni valore di λ dividendo i C_p per i corrispondenti valori di C_r si ottengono i valori di E con i quali si può tracciare la curva dell'efficienza. Anche questa passa per l'origine essendo per $\lambda=0^\circ E = 0$ e raggiunge il suo valore $E_{max} = \sim 0,6$ per $\lambda = \sim 6^\circ$ per poi ricadere. Il valore dell'incidenza per il quale l'Efficienza è massima, si definisce *incidenza ottima*.
- Considerando i valori di C_p e di C_r corrispondenti ad una stessa incidenza e con tali valori si traccia una curva avente come ascisse i C_r e come ordinata i C_p , otteniamo una curva chiamata *Polare* della lastra sottile. Essa è graduata in incidenze e rende possibile, per ogni valore di λ , ottenere immediatamente il corrispondente valore di C_p e di C_r .
- Tracciando una retta passante dalla origine delle coordinate e tangente alla polare, il punto di incontro ci dà l'*Efficienza massima* e l'*incidenza ottima*.

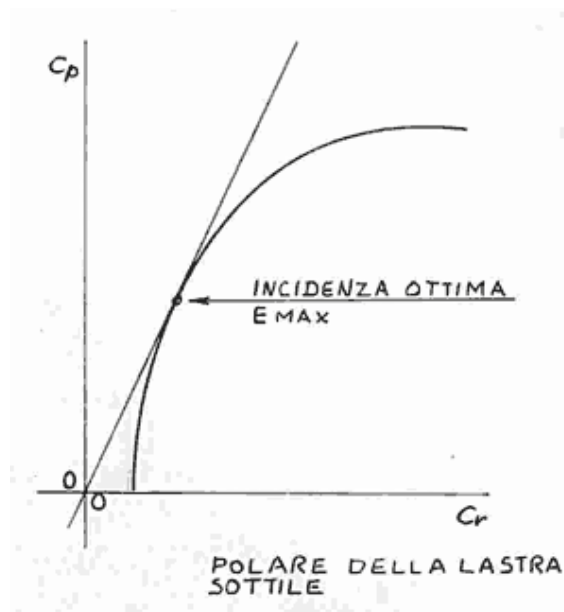


Figura 1.7

1.3 Principio di funzionamento

L'elica presenta una innovazione assoluta nel mondo aeronautico.

È composta da una coppia di rotori ai quali sono incernierati uno o più profili alari che, per la loro specifica funzione, in questa sede saranno chiamate pale. Esse sono libere di ruotare attorno a un proprio asse grazie a due coppie rotoidali, ognuna delle quali è composta da un perno accoppiato a una boccola o cuscinetto. Questa rotazione non è però libera ma viene comandata, con sistemi spiegati dettagliatamente in seguito, per garantire il corretto funzionamento del sistema. I rotori sono accoppiati mediante flange ad un albero di trasmissione il quale è collegato, direttamente o indirettamente a scelta del progettista, al motore.

Il principio di funzionamento dell'elica è rappresentato in figura 1.8, dove sono rappresentate le

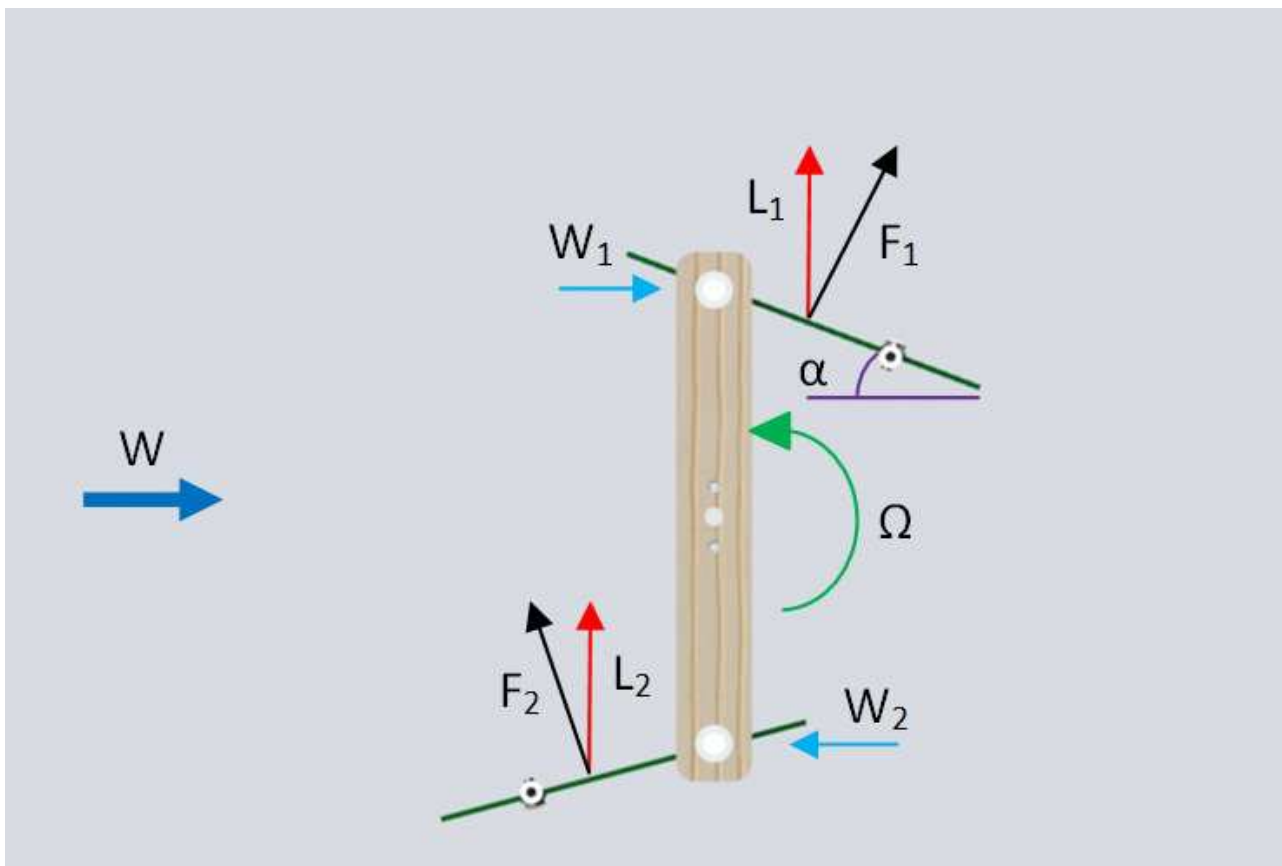


Figura 1.8 Forze agenti su meccanismo a due pale

forze agenti sul sistema. I rotori ruotano a una velocità angolare Ω (in verde) costante. Tale velocità angolare è la medesima anche per le pale, essendo solidali ai rotori. Il moto delle pale provoca un flusso d'aria che investe il profilo rappresentato dal vettore W_1 (in azzurro). Per quanto detto nel paragrafo 1.2.3, si genera una forza totale F (in nero) e una conseguente portanza L (in

rosso). Tali forze sono dipendenti dall'angolo d'incidenza α della pala (in figura 1.8 rappresentato dall'angolo α , in viola).

Pertanto, mantenendo costante il regime di rotazione del motore e quindi delle pale, si modifica l'intensità del vettore di spinta variando l'angolo di incidenza delle pale e, di conseguenza, il coefficiente di portanza. Mantenere costante il regime di rotazione permette di ottimizzare la velocità con cui l'aria lambisce il profilo, potendo scegliere quindi il numero di Reynolds ottimale per ogni pala adottata. La scelta del numero di Reynolds è di fondamentale importanza in quanto il coefficiente di portanza è in funzione proprio di questo dato. Per maggiori dettagli si rimanda a inizio capitolo dove sono menzionati i concetti base di aerodinamica.

La principale differenza rispetto ad un'elica tradizionale risiede nel moto delle pale rispetto all'avanzamento del velivolo. Mentre nelle eliche tradizionali le pale ruotano perpendicolarmente rispetto al moto dell'aeromobile, in questo specifico sistema la pala ruota parallelamente "andando incontro" all'aria stessa. Questo determina una velocità costante su tutta la pala e non dipendente dal raggio della stessa, a tutto vantaggio di un'ottimizzazione del rendimento unita ad una maggior semplicità costruttiva (figura 1.9).

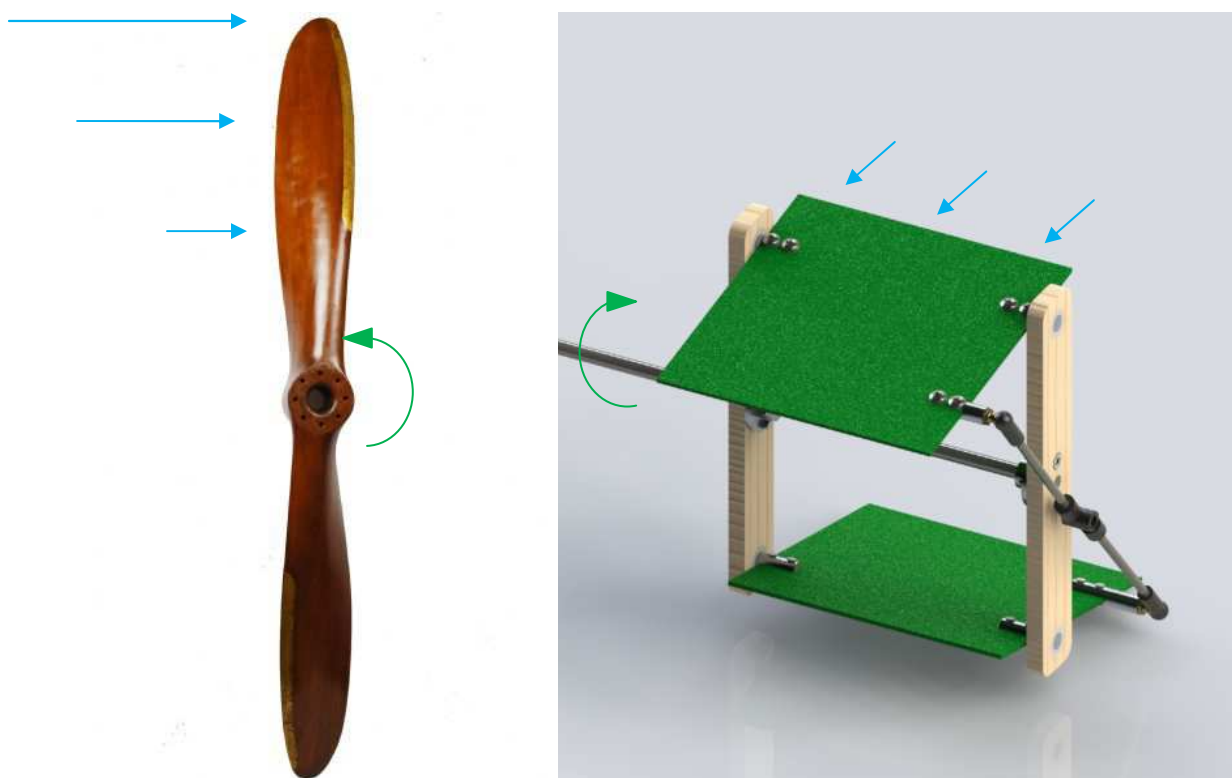


Figura 1.9 Andamento della velocità in funzione della rotazione

Come è possibile notare, è sufficiente utilizzare un profilo costante lungo il bordo della pala e non variarne la curvatura come nelle eliche tradizionali.

Per quanto riguarda la spinta prodotta dall'elica essa, a parità di profilo, è dipendente dalla velocità con cui l'aria lambisce il profilo e dall'angolo di incidenza γ con cui colpisce la pala. Sono necessari due distinti sistemi di controllo: un primo per ottenere la regolazione dell'intensità del vettore di spinta ed un secondo per poterne variare la direzione (e verso).

Il sistema per modificare l'intensità del vettore di spinta si basa sul controllo dell'angolo di incidenza. Questo sistema, denominato **pitch control**, deve permettere la possibilità di ottenere ogni valore di incidenza compreso tra zero gradi fino a un valore massimo in funzione del profilo (che, come menzionato nel paragrafo precedente, per le lamine piane è di circa 12°). Infatti, come visto nel paragrafo dedicato all'aerodinamica delle lamine piane, a incidenza nulla otteniamo portanza pari a zero, mentre aumentandola si genera portanza. Naturalmente la configurazione a portanza nulla è utilizzata solamente all'avvio del motore per diminuire al minimo la coppia di spunto e permettere quindi il non utilizzo di una frizione, evitandone la sua manutenzione e, soprattutto, ottenendo un risparmio di peso. Questo sistema di controllo del passo dell'elica permette di ottenere in modo continuo e sensibile una spinta ottimale ad ogni richiesta del pilota.

Il sistema per modificare la direzione e il verso del vettore di spinta si basa sul controllo dell'angolo di incidenza in funzione della posizione angolare istantanea. Questo sistema, denominato **thrust vector control**, deve essere in grado di ottenere l'incidenza richiesta dal *pitch control* solo in determinate posizioni angolari. Ad esempio se si vuole ottenere un vettore di spinta verso l'alto, occorre ottenere l'incidenza richiesta in due punti opposti fra loro mentre nelle altre posizioni avere incidenza nulla. Per ottenere questo sistema, all'apparenza complesso, è sufficiente far ruotare le pale attorno ad un asse eccentrico rispetto alla rotazione dei rotori. In figura 1.10 è illustrato il principio di funzionamento.

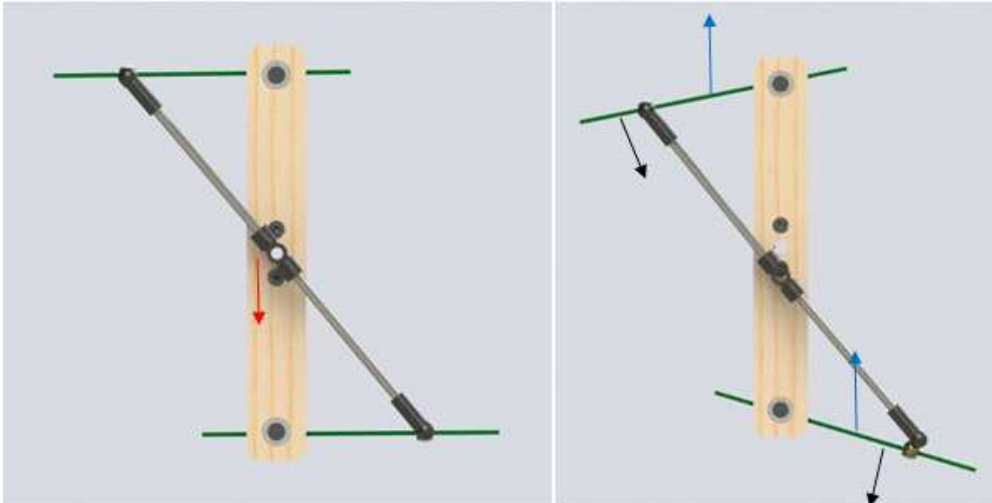


Figura 1.10

Dalla figura si nota come spostando in basso il *pitch control* (freccia rossa) si ottiene una incidenza α (creata dal movimento delle pale, frecce nere) che genera portanza verso l'alto (frecce blu).

Variando la direzione del *pitch control*, ovvero variando la direzione e/o il verso della freccia rossa di figura, si ottiene il *thrust vector control*.

A questo punto occorre fare una considerazione: si è detto che sono due punti, opposti fra loro, a determinare la direzione del vettore di spinta e pertanto, in questi due punti, l'angolo di incidenza delle pale è quello desiderato. Questi due angoli di incidenza devono risultare uguali in modulo ma di segno opposto, questo perché la velocità tangenziale delle due pale è la stessa in modulo (la velocità dipende dal raggio che è il medesimo per tutte le pale e lungo tutto il profilo delle stesse) ma di verso opposto. Rendendo i due angoli di incidenza opposti, si ottiene una *portanza* che è somma vettoriale delle portanza delle singole pale, come si evince dalla figura 1. Utilizzando i vettori indicati in figura si ottiene la portanza totale [L_{totale}]:

$$\overrightarrow{L_{totale}} = \overrightarrow{L_1} + \overrightarrow{L_2}$$

Valore naturalmente non costante durante la rotazione, ma è compreso da un minimo di $L_{totale}=0$ ad un massimo in funzione dell'angolo d'incidenza.

Determinato il principio di funzionamento è possibile ora procedere alla stesura delle specifiche di progetto.

1.4 Specifiche di progetto

In prima analisi la progettazione si è incentrata nella determinazione delle forze necessarie per adottare tale sistema su un velivolo UAV di piccole dimensioni. Si è stimato un ingombro di circa 0,5 m e peso non superiore a 1,5 kg. Tali valori sono tipici di velivoli a controllo remoto adibiti alla sorveglianza del territorio già esistenti.

Si è scelto di adottare un sistema multi rotore composto da quattro eliche. Tale scelta è motivata da una maggiore stabilità e un miglior controllo del velivolo, oltre al fatto non trascurabile di poter pilotare l'aeromobile senza l'ausilio di ali e/o alettoni. I comandi per il volo, la virata e il volo a punto fisso verranno spiegati in modo dettagliato successivamente per ogni tipologia di struttura, ognuna delle quali richiede un sistema di controllo specifico.

Per il calcolo dell'intensità della spinta generata dall'elica è necessario conoscerne il suo profilo. Come precedentemente detto, si è scelto di realizzare il profilo delle pale nella forma più semplice possibile: una lastra piana. Le caratteristiche aerodinamiche di una lastra piana (o lastra sottile) non sono ovviamente le più performanti rispetto ad altri profili ma, soprattutto nel settore modellistico, rappresentano una scelta sensata per la sua facile costruzione e conseguente basso costo. Inoltre possono essere costruite con qualsiasi tipo di materiale senza ricorrere a fusioni o altre lavorazioni costose. Per gli ingombri ridotti che il velivolo deve avere, la distanza tra le pale è stata stabilita nella dimensione di 120mm. Questa dimensione comporta una massima velocità di rotazione di 50133 giri al minuto, ottenuta dal modello matematico seguente, considerando un *numero di Mach* a 20° a livello del mare di 343,1 m/s ^[b] e assunto un *coefficiente massimo di hovering* (valore che consente di restare a velocità subsonica in quanto a velocità transonica, compresa tra Mach 0,9 e 1,1, si creano vibrazioni pericolose) di 0,91.

Si è ora in grado di determinare la massima velocità periferica di rotazione delle pale [*MaxSpeedPeripheralBlades*]:

$$MaxSpeedPeripheralBlades = MaxHoverCoef \cdot MachOne20Sealevel = 312,22 \text{ m/s}$$

Il diametro del rotore [*RotorDiameter*] è di 120mm, si può quindi determinare la massima velocità angolare [*OmegaMax*]:

$$OmegaMax = \frac{MaxSpeedPeripheralBlades}{RotorDiameter/2} = \frac{312,22}{0,12/2} = 5203,68 \text{ rad/s}$$

Che equivale a numero di giri [*RpmMax*]:

$$RpmMax = \frac{\Omega_{Max} \cdot 30}{\pi} = \frac{5203,68 \cdot 30}{\pi} = 49691 \text{ giri/min}$$

Il valore ottenuto è il valore massimo di rotazione e, con i motori attualmente disponibili in commercio per UAV, difficilmente ottenibile senza una trasmissione opportuna. I motori attualmente disponibili sul mercato oscillano tra 1000 Kv e 5000 Kv. Il Kv, o costante di voltaggio, è il rapporto tra giri al minuto e Volt. Considerando che le batterie commerciali *Lipo* a due celle erogano 7,4 Volt, otteniamo un range di rotazione che varia da 7400 a 37000 rpm. La scelta del motore di primo tentativo è ricaduta su un sistema *brushless* da 3000 Kv comandato da una centralina di controllo da 35 A. Le caratteristiche del sistema di propulsione è riassunto in tabella:

Tipologia	EzRun 13T + EzRun 35A-SL
Costante di voltaggio Kv (rpm/V)	3000
Resistenza interna (Ω)	0,0015
Corrente continua I_{cont} (A)	35
Corrente massima I_{max} (A)	190
Diametro albero (mm)	3,17
Peso (g)	165 + 30

Tabella 1.1

Si è in grado quindi di determinare il massimo numero di giri (teorico) [$RpmMaxMotor_n$]:

$$RpmMaxMotor_n = Kv \cdot V = 3000 \cdot 7,4 = 22200 \text{ giri/min}$$

Si considera un numero di giri effettivo di circa il 10% in meno rispetto ai giri nominali, per considerare le perdite per attrito presenti nei vari componenti. Pertanto il numero di giri effettivo risulta essere [$RpmMaxMotor$]:

$$RpmMaxMotor = RpmMaxMotor_n \cdot 0,9 = 22200 \cdot 0,9 = 19980 \text{ giri/min}$$

Si considera quindi un numero di giri effettivo dell'albero motore di circa 20000 giri/min.

Occorre determinare una stima della forza agente sulla singola pala per poter procedere alla progettazione dei vari componenti dell'elica senza incorrere nel rischio di sottodimensionamenti.

Come visto nel paragrafo precedente, la forza totale è data dall'equazione $F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot Ct \cdot S \cdot V^2$ e, sostituendo alla formula il *coefficiente totale* con il *coefficiente di portanza o resistenza*, si ottiene rispettivamente la *portanza* e la *resistenza*.

Per la determinazione del *coefficiente totale* è stato utilizzato il grafico della lastra piana^[a], mentre per il calcolo dei *coefficienti di portanza e di resistenza* sono stati considerati i grafici del profilo NACA 0006^{[3][4]} (figura 1.11). L'uso di due differenti grafici è motivato dal fatto che quello relativo alla lastra piana riguarda solamente il *coefficiente totale*, mentre non sono menzionati i singoli *coefficienti di portanza e resistenza*. Inoltre, la scelta di utilizzare i grafici relativi al profilo NACA 0006 è motivata dalla specifica geometria dello stesso, molto simile alla lastra piana.

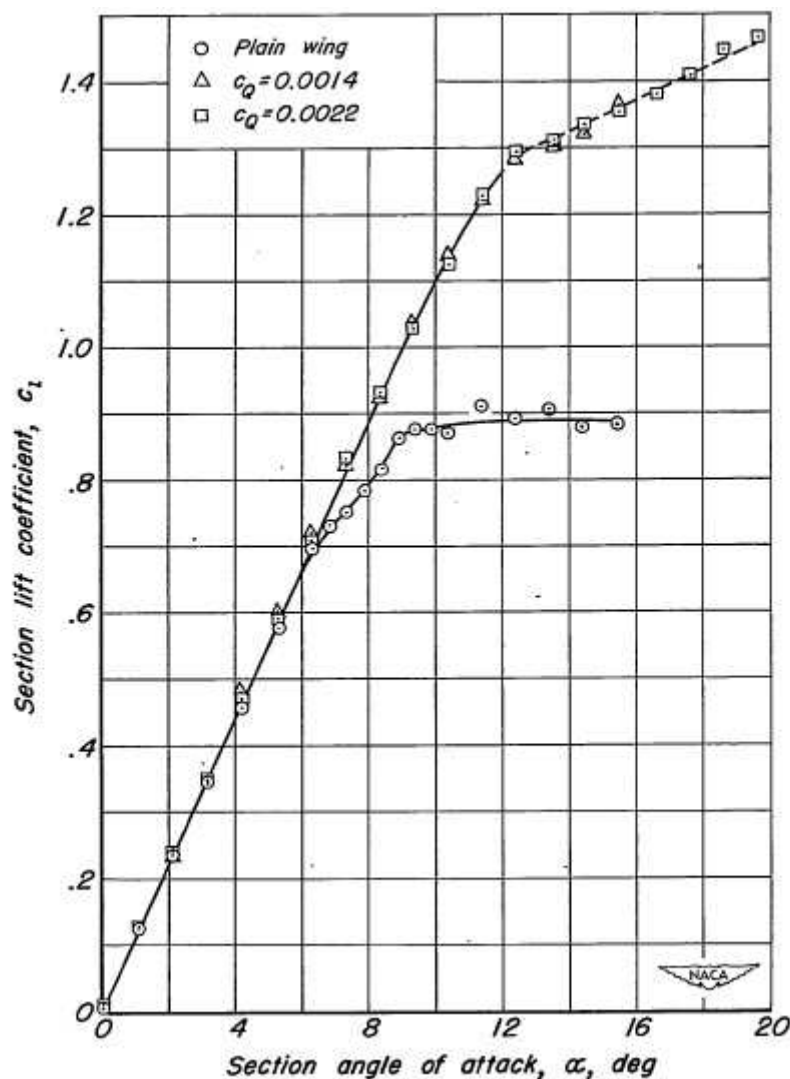


Figura 1.11

Come si evince dai grafici l'allungamento più performante per una lamina sottile è quello unitario. Per questo motivo è stata scelta una geometria quadrata per la pala. Analogamente, la portanza

massima è determinata per una incidenza λ di circa 12° , che viene quindi preso come valore massimo di incidenza, che determina un coefficiente di portanza di 1,3.

Si procede quindi a una stima delle forze agenti sulla singola pala, considerando che essa abbia una superficie di $0,01 \text{ m}^2$ (corrispondenti a un quadrato di lato 100mm) e una velocità di rotazione di 20000 giri/min precedentemente determinata. Dalla velocità di rotazione si è in grado di determinare una velocità periferica del profilo, essa risulta essere:

$$V = \frac{2 \cdot \pi \cdot n}{60} \cdot R = \frac{2 \cdot \pi \cdot 20000}{60} \cdot 0,06 = 125,7 \text{ m/s}$$

La densità dell'aria considerata a livello del mare ed a una temperatura di 15°C è di $1,225 \text{ kg/m}^3$.

È ora possibile determinare la *forza*, la *portanza* e la *resistenza* massima agente sulla pala.

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_t \cdot S \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 1,4 \cdot 0,01 \cdot 125,7^2 = 135 \text{ N}$$

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_p \cdot S \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 1,2 \cdot 0,01 \cdot 125,7^2 = 116 \text{ N}$$

$$R = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_r \cdot S \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 0,72 \cdot 0,01 \cdot 125,7^2 = 70 \text{ N}$$

I valori appena trovati indicano forze agenti sul sistema elevate. È auspicabile pensare che per generare forze così ingenti sarà necessario utilizzare un motore dalla potenza elevata. Pertanto, in fase di sperimentazione, si utilizzerà un numero di giri inferiore. Successivamente si potranno effettuare prove sperimentali con profili e sezioni differenti.

CAPITOLO 2

CONFIGURAZIONI

2.1 Configurazione tipo “a”: Tiranti



Figura 2.1 Configurazione tipo “a”

La prima configurazione che è stata sviluppata presenta come sistema di controllo dell’angolo di incidenza l’utilizzo di tiranti collegati tramite un perno eccentrico rispetto all’asse di rotazione dei rotori. Se l’eccentricità è nulla (figura 2.2), le pale risultano con angolo di attacco pari a zero compiendo una rotazione circolare attorno all’asse di rotazione. Spostando il perno (figura 2.3), si crea una eccentricità tra l’asse di rotazione delle pale e l’asse di rotazione dei rotori. Si genera quindi un angolo di attacco con valore massimo e minimo uguale in valore assoluto ma di segno opposto.

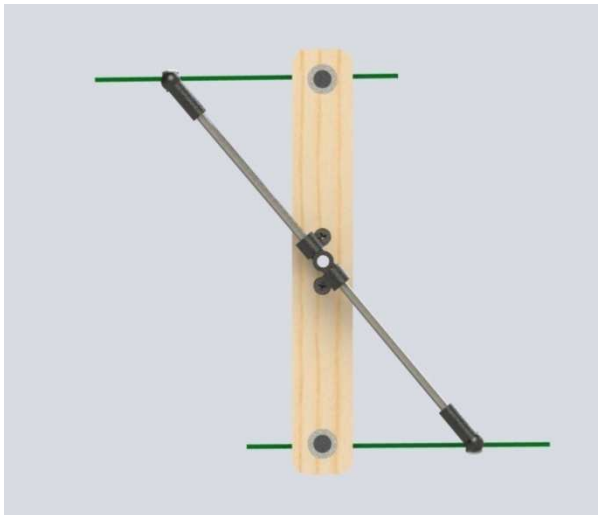


Figura 2.2 Eccentricità nulla

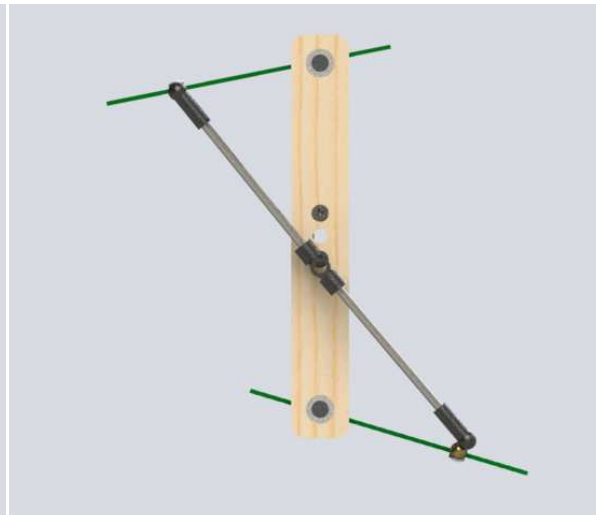


Figura 2.3 Eccentricità presente

Per determinare il valore massimo dell’eccentricità in funzione del massimo angolo di attacco utile (che, come precedentemente detto, risulta essere di 12°) e del conseguente

dimensionamento del tirante è state sviluppate la seguenti equazioni, derivate dall'analisi geometrica del sistema, evidenziato in figura 2.4:

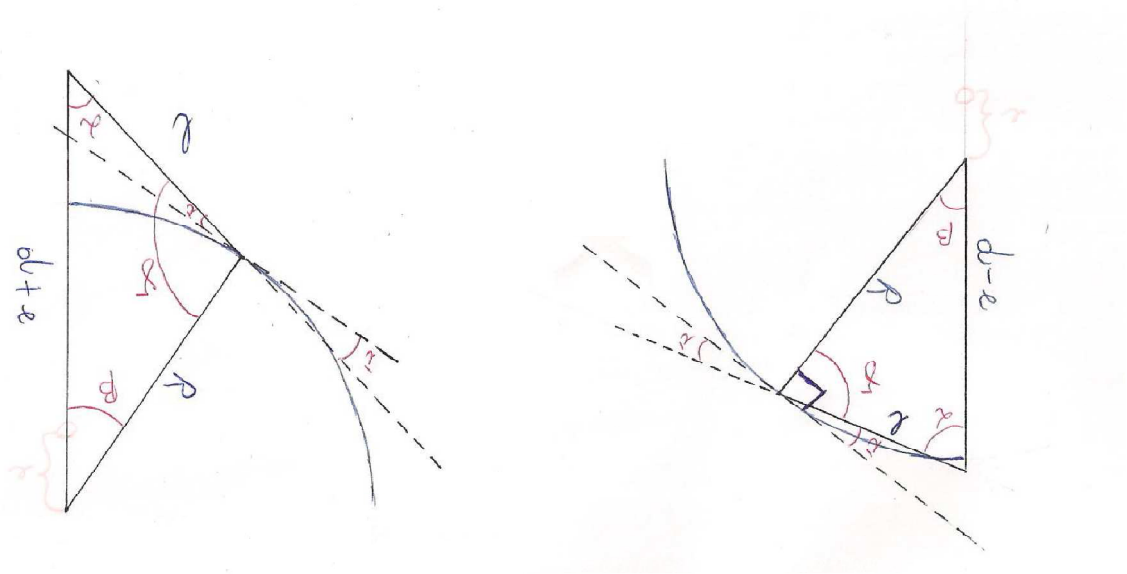


Figura 2.4 A sinistra eccentrico vicino alla pala, a destra eccentrico opposto alla pala

Si considera $R=60\text{mm}$; $l=50\text{mm}$, che corrispondono ai valori del nostro modello.

Dalla figura di sinistra, ovvero quella relativa al caso della posizione della pala più vicina all'eccentricità, si può comporre il seguente sistema applicando il teorema dei seni:

$$\frac{d + e_{sup}}{\sin(90 + \imath)} = \frac{R}{\sin \alpha} = \frac{l}{\sin \beta}$$

$$\gamma = 90 + \imath$$

$$\alpha + \beta + \gamma = 180$$

Nella configurazione $\imath=0^\circ$ si impone $e=0$; da cui si ottiene la lunghezza del tirante $[d]$:

$$d = \sqrt{l^2 + R^2} = \sqrt{50^2 + 60^2} = 78,1\text{mm}$$

Si procede ora alla determinazione della funzione che lega l'angolo di incidenza $\imath$ e il valore dell'eccentricità e in mm:

$$\frac{R}{\sin \alpha} = \frac{R}{\sin(\beta + \gamma)} = \frac{R}{\sin \beta \cdot \cos \gamma + \cos \beta \cdot \sin \gamma} = \frac{l}{\sin \beta}$$

$$\tan \beta = \frac{l \cdot \sin \gamma}{R - l \cdot \cos \gamma}$$

Sostituendo si ottiene la relazione dell'eccentricità [e_{sup}]

$$e_{sup} = \frac{l \cdot \sin \gamma}{\sin \beta} - d = \frac{l \cdot \sin \gamma}{\sin \left[\tan^{-1} \left(\frac{l \cdot \sin \gamma}{R - l \cdot \cos \gamma} \right) \right]} - d$$

Analogamente, si formula il sistema relativo alla figura di destra, ovvero nel caso in cui la pala sia opposta all'eccentricità:

$$\begin{aligned} \frac{d + e_{inf}}{\sin (90 - \imath)} &= \frac{R}{\sin \alpha} = \frac{l}{\sin \beta} \\ \gamma &= 90 - \imath \\ \alpha + \beta + \gamma &= 180 \end{aligned}$$

Svolgendo i calcoli, del tutto analoghi a quelli precedenti, si ottiene la relazione dell'eccentricità [e_{inf}]:

$$e_{inf} = -\frac{l \cdot \sin \gamma}{\sin \beta} + d = -\frac{l \cdot \sin \gamma}{\sin \left[\tan^{-1} \left(\frac{l \cdot \sin \gamma}{R - l \cdot \cos \gamma} \right) \right]} + d$$

Si riporta ora una tabella con alcuni valori dell'eccentricità e relativi a entrambi i casi in funzione dell'angolo di incidenza $\imath$.

$\imath$ [°]	e_{sup} [mm]	$\imath$ [°]	e_{inf} [mm]
0	0	0	0
3	1,99	3	2,04
6	3,92	6	4,12
9	5,80	9	6,26
12	7,61	12	8,44

Tabella 2.1 Relazione incidenza-eccentricità

È possibile notare che occorre una eccentricità maggiore quando la pala si trova opposta al perno di eccentricità. Pertanto è opportuno riformulare la tabella mettendo in evidenza gli angoli di incidenza $\imath$ che la pala forma ad una stessa eccentricità in quanto, banalmente, la quota

dell'eccentrico rimane costante (a meno di scelta volontaria da parte del pilota di modifica dell'intensità di spinta).

Si riscrive l'equazione in funzione dell'eccentricità:

$$\lambda_{sup} = \sin^{-1} \left[\frac{R^2 + l^2 - (e + d)^2}{2 \cdot R \cdot l} \right]$$

$$\lambda_{inf} = \sin^{-1} \left[\frac{R^2 + l^2 - (e - d)^2}{2 \cdot R \cdot l} \right]$$

Analogamente al caso precedente, si riporta ora una tabella con alcuni valori dell'angolo di incidenza λ in funzione dell'eccentricità e relativi alle due posizioni estreme.

e [mm]	λ_{sup} [°]	λ_{inf} [°]
0	0	0
2	3,02	2,95
4	6,13	5,82
6	9,33	8,64
8	12,65	11,40

Tabella 2.2 Relazione eccentricità- incidenza

In appendice 3 si riporta l'algoritmo sviluppato in ambiente Matlab relativo al calcolo dei valori di eccentricità e incidenza appena evidenziati.

Il sistema così configurato ha i componenti evidenziati nelle tavole d'assieme A001 e P001, presenti in calce al seguente capitolo, relative rispettivamente all'assieme completo del sistema e all'assieme relativo, che vengono ora descritti:

Rotore (0001)

La progettazione del rotore è stata effettuata cercando di ottimizzare peso e rigidità. Questo componente deve sopportare gli sforzi flessionali e torsionali che le pale esercitano su di esso. Deve risultare però anche di peso contenuto, come del resto ogni componente, per ottimizzare la spinta utile al moto del velivolo. In fase di progettazione la scelta relativa al materiale è ricaduta sul compensato marino, in particolare compensato di Okumè. Il compensato marino di Okumè si distingue per ottima durabilità in ambienti con alto grado di umidità, ottimo rapporto



Figura 2.5 Rotore

peso/caratteristiche meccaniche, stabilità dimensionale, facile lavorabilità. Proprio su quest'ultima caratteristica è stato scelto questo materiale. In quanto prototipo, la facile lavorabilità permette una buona riproducibilità costruttiva. In appendice 1 viene riportata la tabella relativa alle caratteristiche meccaniche del compensato marino di Okumè.

In appendice 2 è possibile vedere il disegno tecnico del componente. Il rotore è stato dimensionato per l'installazione di 2 pale. La scelta del numero di pale è stata dettata da una ottimizzazione dei pesi unita a una maggior facilità

costruttiva. I fori 1 e 2 presentano accoppiamento per interferenza in quanto sede per le boccole di accoppiamento. La distanza tra il centro dei fori precedentemente menzionati e l'asse del rotore centrale è di 60mm, misura che garantisce ingombri ridotti e buona velocità periferica.

Il rotore è stato realizzato mediante taglio con utensili manuali e successiva finitura superficiale mediante carta abrasiva. Le forature sono realizzate al trapano a colonna con punte elicoidali da legno, le svasature mediante frese opportune.

Boccola (0002)



Figura 2.6 Boccola

La progettazione della boccola di accoppiamento tra pala e rotore si è incentrata sulla ricerca di ottenere una elevata leggerezza oltre, naturalmente, alla ricerca di un basso coefficiente di attrito. Per questo motivo è stata accantonata l'idea di utilizzare cuscinetti volventi in acciaio, indubbiamente più performanti in quanto a scorrevolezza ma di peso superiore. Il materiale scelto

per la realizzazione delle boccole è la resina acetlica (POM, PoliOssiMetilene), materiale plastico ottenuto per copolimerizzazione che presenta grandi valori di resistenza meccanica, tenacità, durezza, rigidità, stabilità dimensionale dovuta allo scarso assorbimento di umidità e stabilità termica. Inoltre ha ottime proprietà di scorrimento e ridotto valore di attrito statico e dinamico. Presenta eccellente lavorabilità alle macchine utensili con lavorazione ad asportazione di trucioli utilizzando utensili di taglio di tipo comune. In appendice 1 viene riportata la tabella relativa alle principali caratteristiche del materiale.

La boccia, di dimensioni riportate nel disegno tecnico numero 0002 presente in appendice 2, è stata ottenuta mediante tornitura^[d].

Tirante (0003)



È costituito da un perno filettato all'estremità di diametro 3mm. Le filettature sono di dimensione M3. Alle estremità vengono inseriti una sede per uniball in plastica e un connettore. Questi componenti, ad esclusione del tirante, sono reperibili in commercio in negozi di modellismo e prodotti dalla ditta Tamiya.

Il materiale scelto per la realizzazione del componente è l'acciaio inossidabile AISI 304, che lega basso costo e discrete proprietà meccaniche.

Figura 2.7 Il componente è stato realizzato mediante tornitura per portare le estremità da diametro 3mm a diametro 2,9mm^[1] per soddisfare le tolleranze di filettatura. Infine le estremità vengono filettate M3. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Perno di centraggio (101) , di attacco del tirante (0004, 0005)

Il perno di centraggio e di attacco del tirante sono realizzati in lega di alluminio 6082 (Anticorodal). I due componenti sono sostanzialmente identici, presentano entrambi due fori filettati M3 e un piano per l'appoggio della pala. Il perno di attacco del tirante dispone, in aggiunta rispetto al perno di centraggio, di un foro filettato M3 all'estremità per l'accoppiamento con l'uniball.

Inoltre, i due perni di attacco del tirante sono stati costruiti in due versioni, long e short. La differenza risiede nella lunghezza, la prima di 25mm la seconda di 20mm. Differenza richiesta per soddisfare un corretto montaggio nell'assieme.

La costruzione dei perni ha richiesto l'utilizzo della fresa per la realizzazione del piano di appoggio per la pala e del trapano a colonna per la realizzazione dei fori filettati.



Figura 2.8 Perno centraggio

Figura 2.9 Perno versione short

Figura 2.10 Perno versione long

I perni sono stati dimensionati per soddisfare le tolleranze di accoppiamento^[d]. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Flangia (0006)

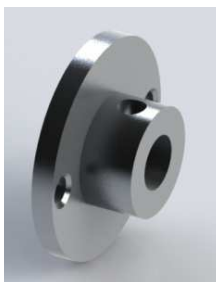


Figura 2.11 Flangia

La flangia è stata realizzata in lega di alluminio 6082 (Anticorodal). Tale lega presenta buone caratteristiche meccaniche, buona lavorabilità alle macchine utensili, basso costo. In appendice 1 viene riportata la tabella relativa alle principali caratteristiche del materiale. La costruzione della flangia è ottenuta mediante tornitura da tondino pieno diametro 20mm. Inoltre, presenta un foro filettato M3 per la sede del grano di fissaggio tra rotore e albero di trasmissione. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Pala (100)

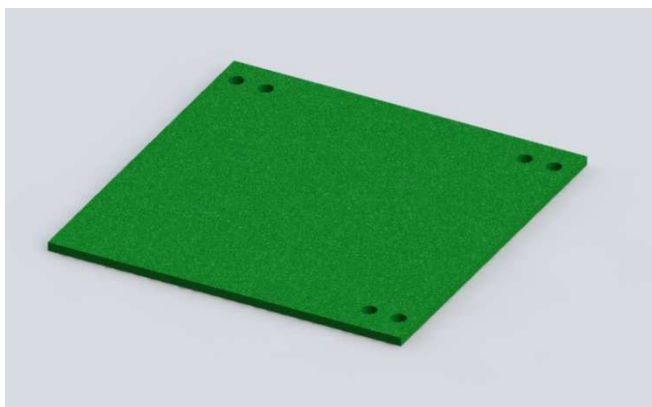


Figura 2.12 Pala

La pala, come precedentemente detto, è realizzata con profilo quadrato per semplicità di realizzazione. Il materiale con cui è stata realizzata è la vetronite, o vetro epossidico, realizzato a partire da vari strati di tessuto in fibra di vetro i quali vengono sovrapposti, impregnati con un'apposita resina ad alte temperature e laminati nella forma finale. È un

materiale leggero ma con alta resistenza alle sollecitazioni, per questi motivi è stata scelto per la realizzazione delle pale. Tale materiale risulta però essere , per la nostra specifica applicazione, particolarmente pesante. Pertanto è auspicabile sostituirlo con fibra di carbonio o altro materiale composito che presenti minor peso specifico. Tuttavia per la specifica progettazione della pala, ovvero essendo richiesta la foratura della stessa per il fissaggio dei perni di centraggio e del perno di attacco del tirante, è risultata migliore della fibra di carbonio per la sua superiore lavorabilità. Inoltre, per le prove sperimentali è risultata ugualmente idonea per l'attendibilità degli esperimenti. Si riportano le principali caratteristiche del materiale in appendice 1. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Componenti commerciali

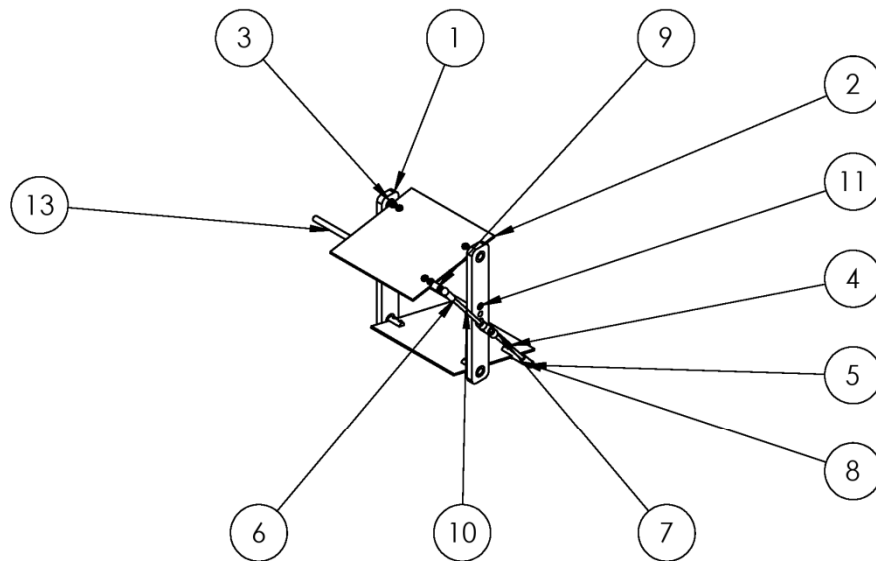
Vengono utilizzate viti con impronta a croce Ph M 3x10 UNI 7687, Ph M 3x10 UNI7689. Differenti misure e la collocazione delle viti sono specificate nella tavola d'assieme A001.

Sono presenti grani UNI 5923 M 3x3.

Inoltre, come detto precedentemente, sono presenti componenti relativi al mondo modellistico prodotti da Tamiya. I codici sono riportati nella tavola d'assieme.

Considerazioni

Il sistema ha presentato vibrazioni troppo elevate. La struttura a *“trave a sbalzo”* non permette di raggiungere giri di rotazione accettabili. Già a regimi molto bassi, nell'ordine delle decine al minuto, il sistema inizia a vibrare e non permette nessun tipo di misura. Anche utilizzando macchine utensili a controllo numerico (CNC), le vibrazioni non possono diminuire in modo considerevole. Infatti, sebbene realizzato con macchine manuali, sono state rispettate le tolleranze di lavorazione ed effettuati i controlli di misura con strumenti sofisticati. Si ritiene pertanto necessario sviluppare un sistema che permetta all'albero di potenza di uscire da entrambi i rotori in modo da passare da un sistema *“trave a sbalzo”* a un sistema a *“trave a doppio appoggio”*.



Num. articolo	Num. parte	Descrizione	Quantità
1	0001	Rotore	2
2	P001	Assieme pala	2
3	0002	Boccola	4
4	0003	Tirante	2
5	19804205	Ball connector	2
6	50875	Adjuster	2
7	50598	Connector	2
8	0004	Perno ver. long	1
9	0005	Perno ver. short	1
10	0006	Flangia	2
11	ISO 7046-1 - M3 x 10 - Z --- 10C		4
12	ISO 4026 - M3 x 3-C		2
13	/	Albero	1

SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m		FINITURA:		SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI		NON SCALARE IL DISEGNO		REVISIONE	
NOME		FIRMA		DATA		TITOLO:			
DISEGNATO		D.Nardi				Assieme "A"			
VERIFICATO									
APPROVATO									
FATTO									
QUALITA'				MATERIALE:		N. DISEGNO		A4	
						A001			
				PESO:		SCALA:1:5		FOGLIO 1 DI 1	

Figura 2.13 Assieme elica configurazione "a"

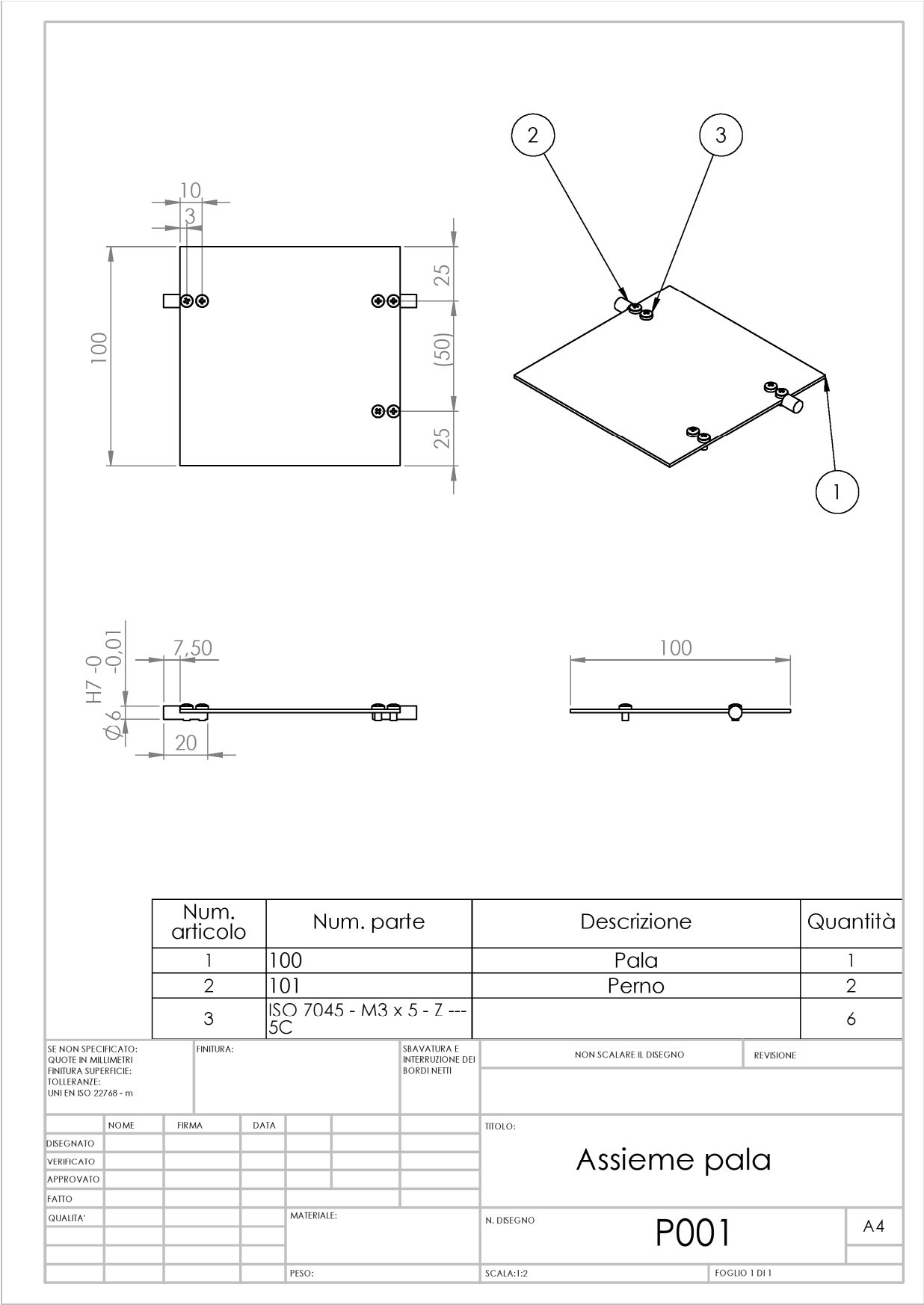


Figura 2.14 Assieme pala

2.2 Configurazione tipo “b”: Sfera



Figura 2.15 Configurazione tipo “b”

La seconda configurazione studiata prevede come sistema di controllo dell'angolo d'incidenza l'utilizzo di un supporto il quale regola l'incidenza delle pale grazie a braccetti che uniscono i due elementi. Il supporto è appoggiato ad una superficie sferica che gli permette una rotazione attorno a un asse prestabilito. Tale rotazione crea un disallineamento dei braccetti con conseguente modifica dell'angolo di incidenza delle pale. In questa configurazione, a differenza della precedente, non sono richiesti calcoli particolari

per la determinazione della lunghezza dei braccetti. Essa è dipendente unicamente dalla distanza tra il punto di attacco dei braccetti nella pala e il punto di attacco nel supporto. In particolare, la lunghezza dei braccetti è la medesima della distanza tra i punti di attacco sopra descritti nella configurazione in cui il supporto è parallelo ai rotori.

Il principio di funzionamento del sistema prevede la condizione di $i=0^\circ$ nel caso in cui il supporto è parallelo ai rotori, diversamente i assume valore diverso dal valore nullo se si interrompe il parallelismo, come illustrato nelle figure 2.16 e 2.17.

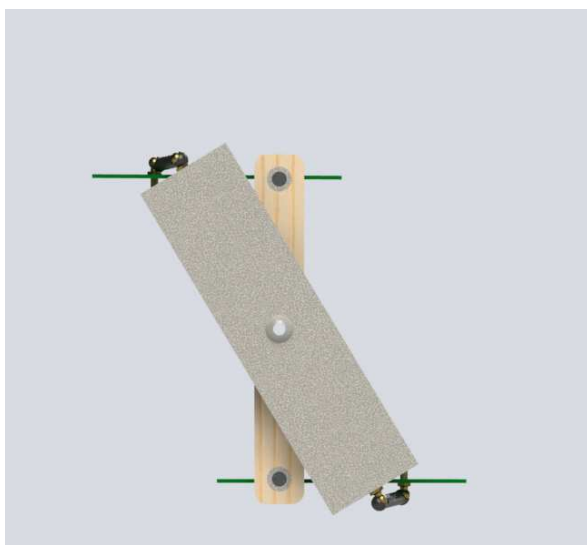


Figura 2.16 Configurazione b con incidenza nulla

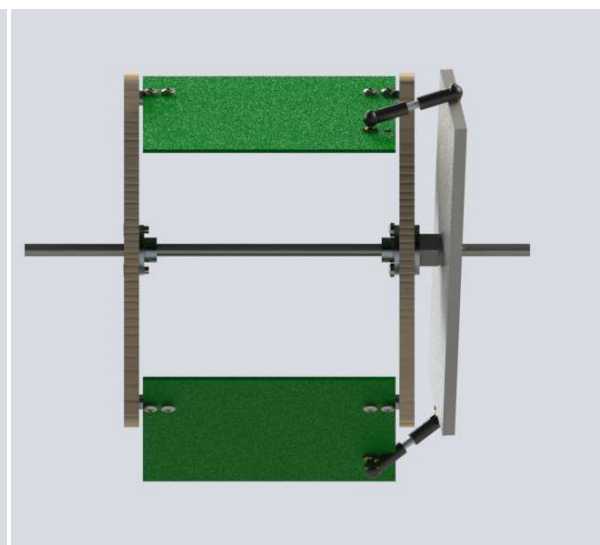


Figura 2.17 Configurazione b con incidenza presente

Il sistema così configurato ha i componenti evidenziati nelle tavole d'assieme B001 e P001, di cui si riporta la tavola in calce al seguente capitolo. La tavola P001 è la medesima utilizzata nella configurazione precedente, pertanto si rimanda la lettura a pag. 39.

Si descrivono ora i componenti modificati o specifici per questa configurazione, ricordando che i componenti rimasti invariati dal precedente sistema risultano essere il rotore (0001), pala completa (P001), boccola (0002), perno di attacco tirante "short" (0005), flangia (0006).

Flangia (0007)

La flangia è stata realizzata per il fissaggio del dado UNI 5721 che fornisce la possibilità di rotazione del supporto. Essa si accoppia mediante viti con la flangia 0009 e il rotore 0001. Essa differisce dalla flangia 0006 per la mancanza del foro filettato M3 per la sede del grano di fissaggio tra rotore e albero di trasmissione e la presenza della vite M8 per il fissaggio del dado a calotta sferica.

La flangia è stata realizzata in lega di alluminio 6082 (Anticorodal). Tale lega presenta buone caratteristiche meccaniche, buona lavorabilità alle macchine utensili, basso costo. La costruzione della flangia è ottenuta mediante tornitura da tubo pieno diametro 20mm.

La flangia è stata realizzata mediante tornitura , foratura con trapano a colonna e filettatura. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.



Figura 2.18 Flangia



Figura 2.19 Flangia con dado

Supporto (0008)

Il supporto, realizzato in resina acetlica, costituisce l'elemento chiave del funzionamento del sistema. La scelta del poliossimetilene è stata fatta per ottenere una buona leggerezza unita ad una buona rigidità strutturale. Per le misure si rimanda al disegno tecnico presente in appendice 2.

La realizzazione del supporto è stata utilizzando la fresa per la realizzazione del componente e il trapano a colonna per le operazioni di foratura.

Figura 2.20 Supporto

Flangia (0009)

Figura 2.21 Flangia

La flangia differisce dal modello 0006 per la presenza di fori passanti diametro 3mm e non filettati. Questa modifica è resa necessaria per consentire il fissaggio della flangia 0007 descritta precedentemente.

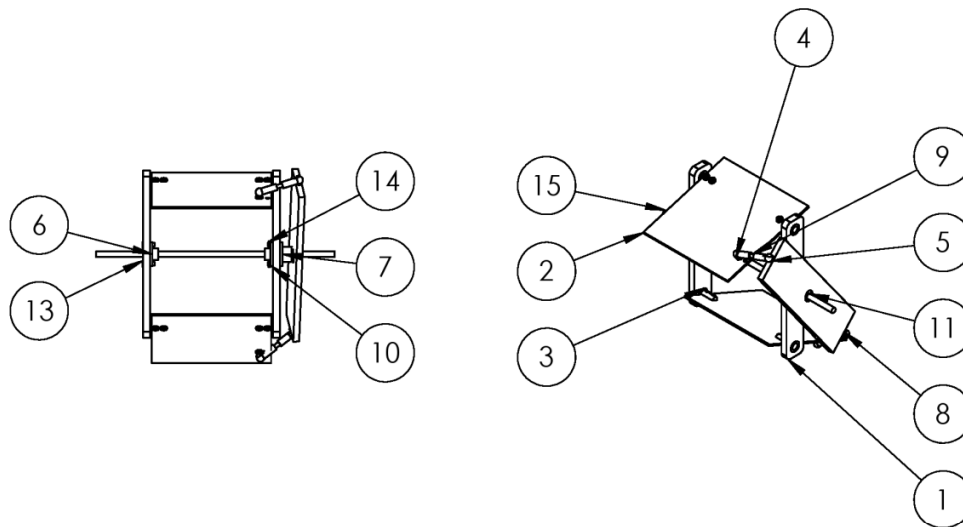
La flangia è stata realizzata in lega di alluminio 6082 (Anticorodal). Tale lega presenta buone caratteristiche meccaniche, buona lavorabilità alle macchine utensili, basso costo. La costruzione della flangia è ottenuta mediante tornitura da tubo pieno diametro 20mm. Inoltre, presenta un foro filettato M3 per la sede del grano di fissaggio tra rotore e albero di trasmissione.

La flangia è stata realizzata mediante tornitura , foratura con trapano a colonna e filettatura.

In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Considerazioni

Il sistema risolve il problema principale della configurazione precedente, cioè la presenza di vibrazioni elevate. Questo tipo di configurazione però presenta notevoli problematiche di controllo dell'angolo di incidenza. Infatti, a differenza del sistema precedente che presentava una notevole rigidità strutturale relativa al sistema di controllo unita a una semplicità costruttiva dello stesso, questo meccanismo presenta una non stretta dipendenza tra eccentricità e angolo d'incidenza. Tutto ciò è inaccettabile. Ovviamente la richiesta primaria al sistema è la precisione del *pitch* e *thrust vector control*, sistemi adibiti al controllo dello stesso e quindi di fondamentale importanza. Questa problematica è intrinseca nel sistema così studiato perché i giochi presenti che causano la difficoltà di controllo sono necessari per un possibile funzionamento del sistema. Pertanto si ritiene assolutamente necessario lo studio di un sistema differente, in grado di garantire una assoluta precisione del *pitch* e *thrust vector control*.



Num. articolo	Num. parte	Descrizione	Quantità
1	0001	Rotore	2
2	P001	Assieme pala	2
3	0002	Boccola	4
4	19804205	Ball connector	4
5	50875	Adjuster	4
6	0006	Flangia	1
7	0007	Flangia	1
8	0008	Supporto	1
9	Prigioniero M3x15		2
10	0009	Flangia	1
11	Dado UNI 5721		1
12	ISO 4026 - M3 x 3-C		2
13	ISO 7046-1 - M3 x 10 - Z --- 10C		2
14	ISO 7045 - M3 x 10 - Z - -- 10C		2
15	/	Albero	1

SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m		FINITURA:		SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI		NON SCALARE IL DISEGNO		REVISIONE	
NOME		FIRMA		DATA		TITOLO:			
DISEGNATO		D.Nardi				Assieme tipo "B"			
VERIFICATO									
APPROVATO									
FATTO									
QUALITA'				MATERIALE:		N. DISEGNO		B001	
								A4	
				PESO:		SCALA:1:5		FOGLIO 1 DI 1	

Figura 2.22 Assieme elica configurazione b

2.3 Configurazione tipo “c”: Tiranti doppio appoggio

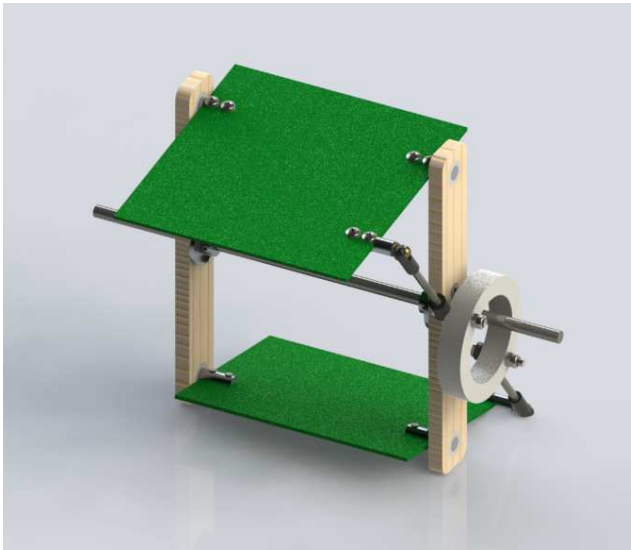


Figura 2.23 Configurazione tipo “c”

La terza configurazione sviluppata riprende il concetto studiato nella prima configurazione ma consente l'uscita dell'albero di potenza da entrambi i rotori. In questo modo è possibile passare da una configurazione di *trave a sbalzo* in una configurazione a *trave su doppio appoggio*. Questo determina una maggiore rigidità strutturale, una notevole diminuzione delle vibrazioni a tutto vantaggio di una maggior fluidità di rotazione del sistema.

L'eccentricità, a differenza della prima versione, è delegata a un supporto circolare (componente 12 in tavola d'assieme). Si cita per chiarimento una nota riguardante la lunghezza dei tiranti. In questa configurazione essa corrisponde alla stessa calcolata per la prima versione ma viene sottratta la lunghezza del raggio relativo all'attacco dei tiranti. Si ricorda, per completezza, i valori di lunghezza del tirante $d=78,1\text{mm}$ e di eccentricità $e=8\text{mm}$ per ottenere un angolo di incidenza medio $\bar{\imath}=12^\circ$. Si rimanda a pag. 31 del corrente capitolo per le misure esatte dell'angolo di incidenza e del valore dell'eccentricità e .

Il principio di funzionamento è il medesimo della prima soluzione studiata con la differenza che il supporto circolare ruota trascinato dai rotori.

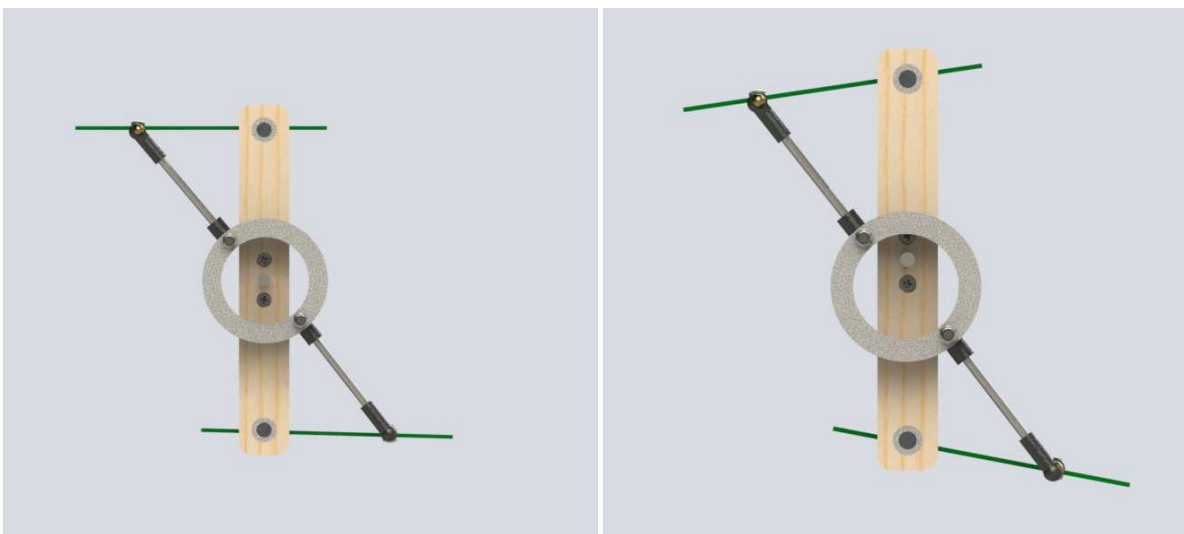


Figura 2.24 Variazione angolo di incidenza con metodo eccentrico

Si descrivono ora i componenti modificati o specifici per questa configurazione, ricordando che i componenti rimasti invariati dai precedenti sistemi risultano essere il rotore (0001), pala completa (P001), boccola (0002), tirante (0003), perno di attacco tirante “short” (0005), flangia (0006).

Supporto (0010)



Figura 2.25 Supporto

Il supporto è realizzato in POM (resina acetlica) per garantire buona scorrevolezza, basso peso e buone proprietà meccaniche. Il componente è realizzato al tornio utilizzando utensili di taglio in grado di apportare una buona finitura superficiale, indispensabile per ridurre al minimo gli attriti. Inoltre le tolleranze di lavorazione risultano spinte per garantire un perfetto accoppiamento con l'organo di controllo^[d]. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Tirante (0011)

Sostanzialmente identico alla versione sviluppata per la prima configurazione a meno della lunghezza totale che da 65mm passa a 45mm. Ciò è dovuto al differente punto di attacco dei tiranti che risulta spostato dal centro in quanto situato nel supporto in resina acetlica.

Esso è costituito da un perno filettato all'estremità di diametro 3mm. Le filettature sono di dimensione M3. Alle estremità vengono inseriti una sede per uniball in plastica e un connettore. Questi componenti, ad esclusione del tirante, sono reperibili in commercio in negozi di modellismo e prodotti dalla ditta Tamiya.

Il materiale scelto per la realizzazione del componente è l'acciaio inossidabile AISI 304, che lega basso costo e discrete proprietà meccaniche.

Il componente è stato realizzato mediante tornitura per portare le estremità da diametro 3mm a diametro 2,9mm^[1] per soddisfare le tolleranze di filettatura. Infine le estremità vengono filettate M3. In appendice 2 viene riportato il disegno tecnico del componente.

Considerazioni

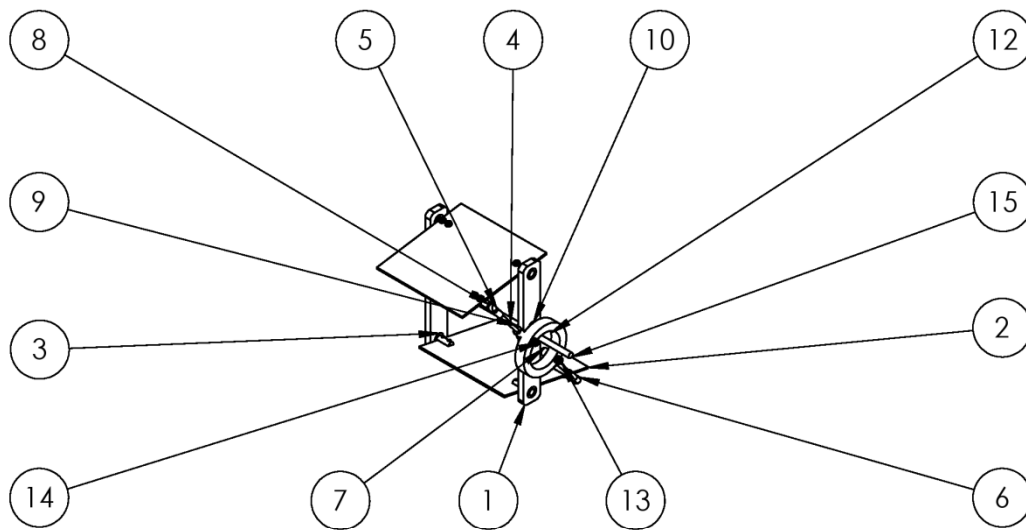
Il terzo sistema sviluppato presenta ottime caratteristiche. Infatti, come nel secondo sistema proposto, le vibrazioni presenti risultano accettabili. Inoltre, essendo una versione modificata del primo sistema, il *pitch* e *thrust vector control* ammettono una notevole precisione di controllo. Il problema riscontrato in questo sistema riguardano le eccessive perdite d'attrito sui componenti.

Utilizzando il motore brushless descritto a pag. 27, i giri raggiunti dal sistema arriva ad un massimo di poche centinaia di giri. La portanza massima teorica generata dalle pale è:

$$V = \frac{2 \cdot \pi \cdot n}{60} \cdot R = \frac{2 \cdot \pi \cdot 150}{60} \cdot 0,06 = 0,94 \text{ m/s}$$
$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_p \cdot S \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 1,2 \cdot 0,01 \cdot 0,94^2 = 0,0065 \text{ N}$$

Mettendosi nella condizione ottimale, considerando di utilizzare due pale, la forza generata è di solo 0,013N pari a circa 1,3 grammi. Decisamente insufficienti per essere analizzati.

Pertanto si ritiene di riprogettare il sistema ponendo particolare attenzione agli attriti, in particolare nel movimento delle pale e nel sistema di supporto specifico di questa configurazione. Comunque si ritiene il sistema corretto per l'impiego previsto presentando ottime caratteristiche di rigidità.



Num. articolo	Num. parte	Descrizione	Quantità
1	0001	Rotore	2
2	P001	Assieme pala	2
3	0002	Boccola	4
4	0011	Tirante	2
5	19804205	Ball connector	2
6	50875	Adjuster	2
7	50598	Connector	2
8	0005	Perno ver. short	2
9	0006	Flangia	2
10	ISO 7046-1 - M3 x 10 - Z --- 10C		4
11	ISO 4026 - M3 x 3-C		2
12	0010	Supporto	1
13	ISO 7045 - M3 x 20 - Z - -- 20C		2
14	ISO 7040-M3-C		2
15	/	Albero	1

SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m		FINITURA:		SBARATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI		NON SCALARE IL DISEGNO		REVISIONE	
NOME		FIRMA		DATA		TITOLO:			
DISEGNATO		D.Nardi				Assieme "C"			
VERIFICATO									
APPROVATO									
FATTO									
QUALITA'				MATERIALE:		N. DISEGNO		C001	
								A4	
				PESO:		SCALA: 1:5		FOGLIO 1 DI 1	

Figura 2.26 Assieme elica configurazione "c"

CAPITOLO 3

PROVE SPERIMENTALI

Sono state effettuate alcune prove sperimentali per determinare la forza effettiva generata dall'elica. Per svolgere tale compito è stato realizzato un telaio al quale vengono fissate le eliche collegate ad un motore brushed del tutto analogo al propulsore citato nel paragrafo 1.4 di pag 27 e il relativo sistema di controllo.

In prima analisi è stato scelto di effettuare il telaio simulandone un possibile impiego in campo modellistico. Il materiale scelto è stato il vetro epossidico, già a disposizione per la costruzione delle pale. Inoltre è stato previsto l'utilizzo di una trasmissione a cinghia dentata che permette un collegamento sincrono tra elica e motore. Ciò è necessario per ottenere un corretto funzionamento del sistema. Durante la realizzazione e le prime prove di assemblaggio si è messo subito in evidenza il problema fondamentale del telaio in vetro epossidico, ovvero l'eccessiva flessibilità. Ciò non garantiva un corretto tensionamento delle cinghie. Inoltre la costruzione di un sistema a più eliche implicava la conoscenza delle effettive forze sviluppate da ogni singola elica.

Non conoscendo le forze esatte generate da ogni elica, si è deciso di accantonare lo sviluppo di un sistema a più eliche orientandosi sulla costruzione di un sistema in grado di determinare le forze effettive generate da ogni singola elica. Per questo motivo è stato costruito un telaio in acciaio da costruzione per il fissaggio dei singoli componenti. Il sistema così composto verrà appoggiato su un coltello e, con opportuno dinamometro, misurate le forze generate.

La costruzione del telaio è ottenuta mediante saldatura di profilato rettangolare di Fe 37 di misure 25x10x1,5 mm. L'utilizzo dell'acciaio è motivato da una ottima rigidità dal basso costo e dalla possibilità di effettuare saldature senza l'utilizzo di tecniche costose e disponibili solo in realtà industriali. Le saldature sono state effettuate mediante tecnica ad arco. Il peso elevato del materiale non influisce sul risultato delle prove in quanto il sistema così costituito non è sensibile al peso complessivo.

Il banco prova è composto, oltre che dal motore e dall'elica completa, da un supporto contenente due cuscinetti volventi a sfera situati tra il motore e l'elica. Nella prima configurazione, all'altra

estremità dell'elica è presente il perno di controllo dell'eccentricità. In figura 3.1 è presente l'immagine del banco prova completo dell'elica nella prima configurazione.

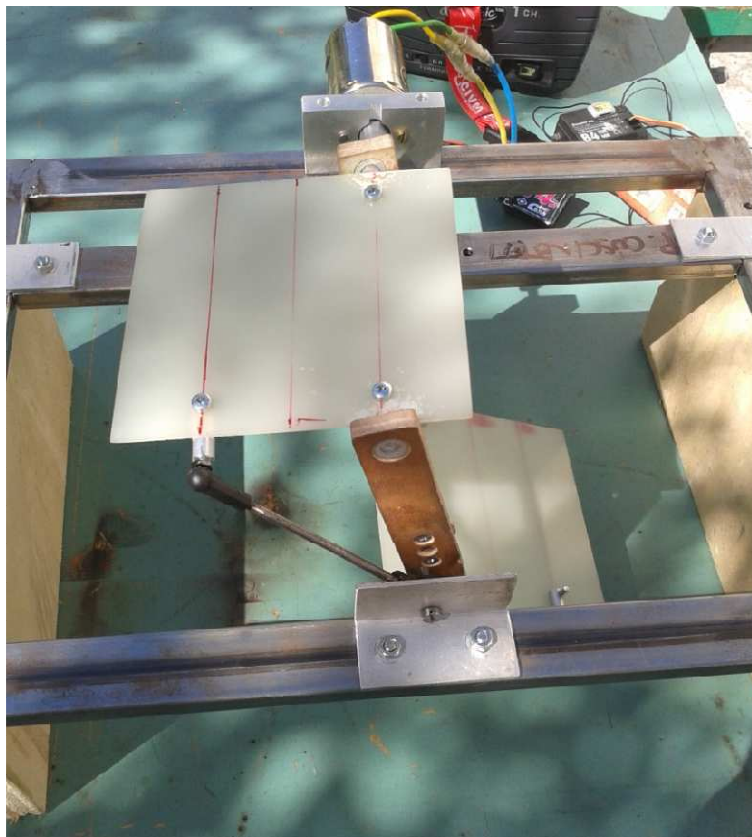


Figura 3.1 Elica versione tipo "a"

Come già accennato nelle considerazioni relative a questo sistema, i risultati sperimentali sono stato alquanto deludenti. Infatti non è stato possibile ottenere alcuna misurazione per le eccessive vibrazioni dettate dal montaggio dell'elica a sbalzo. Pertanto è stata studiata una seconda configurazione in grado di permettere l'appoggio dell'albero di potenza a cuscinetti volventi ad entrambe le estremità.

Questa configurazione ha inoltre permesso una migliore equilibratura dei pesi, ottenuta mediante macchina equilibratrice. In figura 3.2 è possibile vedere il banco prova completo durante i test con l'elica avente la seconda configurazione.

È possibile notare la sostituzione del sistema ad eccentrico con una soluzione a braccetti (per le prove sperimentali sono state utilizzate viti M4). In figura si nota che il contatto tra braccetti e supporto è garantito da un rasamento per diminuire gli attriti. Tale soluzione non è ovviamente la più performante in quanto l'utilizzo di un cuscinetto assiale sarebbe risultata più indicata.



Figura 3.2 Elica versione "b"

Il sistema però ha presentato da subito i suoi principali difetti, pertanto non è stato necessario ottimizzare questa configurazione ma si è passati direttamente allo studio di una terza soluzione.

Come detto nel capitolo secondo, i giochi concessi alla pala per il corretto funzionamento non garantivano una stretta dipendenza tra posizione del supporto ed angolo d'incidenza, risultando impossibile un adeguato controllo sia dell'intensità che della direzione del vettore di spinta.

La terza configurazione implementata ha ripreso i concetti di eccentricità analizzati durante lo studio della prima soluzione e unito la soluzione a doppio appoggio sviluppata nella seconda.



Figura 3.3 Elica versione "c"

L'eccentricità è comandata da una struttura rigida in alluminio nella quale ruota il supporto. Questo sistema permette un facile controllo dell'eccentricità e presenta giochi ridotti a tutto vantaggio del rendimento del sistema. Data l'ottima rigidità della struttura è stato possibile verificare l'effettivo sistema di funzionamento e i diversi angoli di incidenza al variare del valore di eccentricità.

Durante le prove è emerso però il difetto di questo sistema, ovvero la presenza di eccessivi attriti. Attriti presenti soprattutto nell'accoppiamento per strisciamento fra il supporto in resina acetica e il pitch control in alluminio.

CAPITOLO 4

CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

A seguito dei risultati ottenuti nelle prove sperimentali, vengono proposte alcune possibili soluzioni ai problemi riscontrati. In prima analisi occorre diminuire gli attriti presenti fra supporto e pitch control. A tale scopo viene proposta una modifica sostanziale nell'accoppiamento fra i due componenti. Si introducono 3 cuscinetti volventi a sfere di dimensione 10x5x4 mm, disponibili presso negozi di modellismo (figura 4.1). Il tipo di accoppiamento diviene quindi di puro rotolamento. I cuscinetti vengono fissati al nuovo supporto che dispone di asole per il corretto centraggio degli stessi.

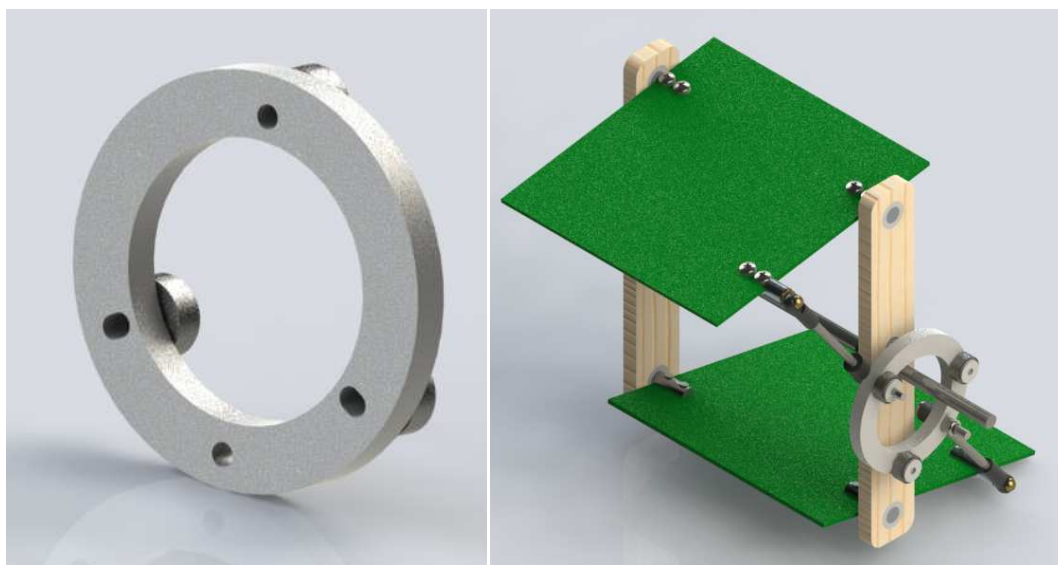


Figura 4.1 Sistema di supporto con cuscinetti volventi

Una variante di questo sistema consiste nel realizzare il supporto come sede di alloggiamento per sfere di diametro 3mm utilizzate nei cuscinetti volventi (figura 4.2). Questa soluzione presenta come vantaggio rispetto alla precedente la possibilità di annullare eventuali spostamenti assiali del supporto. Infatti durante le prove sperimentali è emerso che, in caso di non perfetto allineamento dei tiranti, il supporto tende a muoversi in senso assiale (oltre naturalmente alla rotazione consentita). Pertanto questo sistema si ritiene più efficiente. Di contro però risulta una più complessa costruzione ed un peso totale maggiore.



Figura 4.2 Sistema di supporto con sfere

Oltre ai sistemi di controllo dell'angolo di incidenza, vengono proposte soluzioni riguardanti l'efficienza delle pale. Una possibile soluzione riguarda l'uso delle fibre aramidiche e fibre di carbonio per la costruzione di pale aventi profilo. È stata studiata la costruzione a sandwich di una pala in fibra di carbonio con anima in balsa o polistirene (o polistirolo estruso). Con l'utilizzo di questi materiali è possibile creare una struttura robusta e leggera ed un sistema più efficiente di collegamento della pala ai rotori.



Figura 4.3 Pala in carbonio

In figura 4.3 è possibile vedere la pala. Il foro centrale serve da alloggiamento ad un tubo in carbonio per il collegamento ai rotori. Il profilo studiato è un NACA 0009. L'utilizzo di questo profilo è puramente indicativo, unica considerazione si predilige un profilo simmetrico in quanto durante la rotazione sia il dorso che il ventre del profilo vengono lambiti dal flusso d'aria.

Si riporta ora una visione d'insieme dell'elica con la nuova pala adottata (figura 4.4).

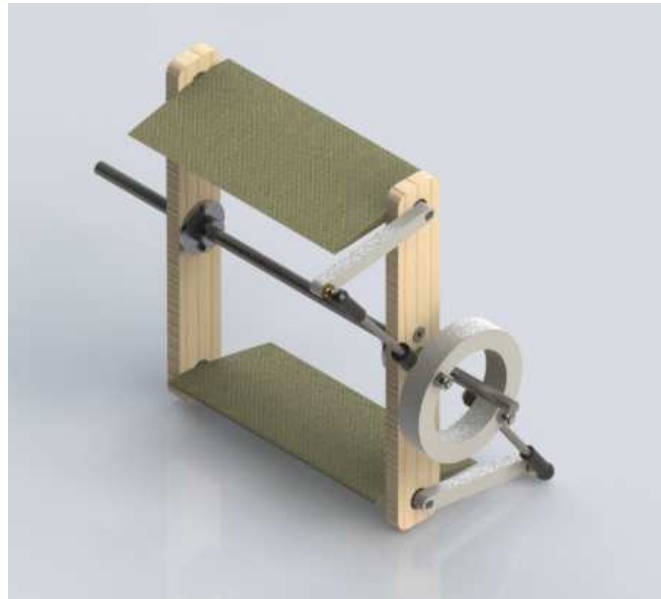


Figura 4.4 Elica con pala in carbonio

Nei rotori le boccole in poliossimetilene che sostengono le pale sono state sostituite con cuscinetti volventi a sfera commerciali. Questo accorgimento, oltre a migliorare la scorrevolezza, evita eventuali impuntamenti durante la rotazione delle pale e garantisce un miglior allineamento tra i rotori.

Appendice 1

Caratteristiche tecniche dei Compensato Okoumè Rina

	N° NORMA	MISURA	VALORI					
Spessore	EN 315	mm	3	6	10	12	15	20
Strati		n°	3	5	7	9	11	13
Incollaggio	EN 314.2		Classe 3 - E 1					
Peso superficie		kg/m²	1,5	3,0	5,0	6,0	7,5	10,0
Resistenza alla flessione	EN 310	Mpa long.			46		43	
		Mpa trasv.			32		29	
Modulo elastico	EN 310	Mpa long.			6800		6200	
		Mpa trasv.			4000		3600	
Conduttività termica	UNI 7745	W/mk	0,16					
Dimensioni standard	EN 315	mm	3100 x 1530					
I dati riportati nella presente scheda tecnica sono da considerarsi puramente indicativi e suscettibili di variazione senza preavviso.								

I valori riportati nella tabella fanno riferimento solo agli spessori e alle composizioni esaminati. Tutti gli spessori disponibili sono elencati nella tabella a seguito.

Su richiesta, è possibile realizzare forniture di pannelli speciali.



SPESSORE mm		1,5	2,5	3	4	5	6	8	10	12	15	18	19	20	22	25	30	40
Okoumè	N° STRATI	3	3	3	3	3	3	5	5	7	7	9	9	9	11	11	13	17
Okoumè lamellare							5		7	9	9	11		11		15	17	

TOLLERANZE DIMENSIONALI

Spessore	EN 315	mm	+0 /- 0,5 ca.
Lunghezza / larghezza	EN 315	mm	+ 2
Ortogonalità lati	EN 315	mm/m	1

CARATTERISTICHE TECNICHE			DELRI N/ POM C
Proprietà	Unità di misura	Metodo	Lastre/Barre/Tubi
MECCANICHE			
Peso specifico	g/cm ³	DIN 55479	1,41 / 1,43
Resistenza a trazione	N/mm ²	DIN 53455	70
Allungamento a rottura	%	DIN 53455	40
Modulo di elasticità	N/mm ²	DIN 53452	3000
Resistenza all'urto	Kg/cm ²	DIN 53453	6,1
Durezza Rokwell	M	-	M90
Durezza alla sfera d'acciaio	N/mm ²	DIN 53456	160
Limite a tensione	N/mm ²	DIN 53444	14
Coefficiente di attrito dinamico	-	ISO/DTR 7147	0,32
TERMICHE			
Punto di fusione	°C	DIN 53736	164 / 168
Temperatura d'esercizio			
• Minima	°C	-	-140
• Per qualche ora	°C	-	135
• 5000 ore (50% res. a trazione)	°C	53446	115
• 2000 ore (50% res. a trazione)	°C	53446	100
Coefficiente dilatazione lineare	1/KX10 ⁻⁵	DIN 53752	11
Conducibilità termica	W/m*K	DIN 52612	0,31
Calore specifico	J/(g-k)	DIN 52612	1,5
DIELETTRICHE			
Costante dielettrica	-	DIN 53483	3,8
Fattore di dissipazione 1MHz	-	DIN 53483	0,024
Resistenza dielettrica	KV/mm	DIN 53481	>55
VARIE			
Assorbimento umidità a saturazione in aria +23° 50%u.r.	%	DIN 53714	0,20
Assorbimento d'acqua a saturazione +23°C	%	DIN 53495	0,25
Infiammabilità VDE	-	DIN 0304T3	BH3-25mm/min
Infiammabilità UL94 test su sp. 1,6 mm	-	-	HB
Colore	-	-	Naturale/Nero

I valori indicati in questa tabella possono essere considerati un utile riferimento, senza per altro essere per noi d'impegno nei vari casi d'utilizzo

CARATTERISTICHE TECNICHE VETRONITE FR4			
Proprietà	Unità di misura	Metodo	VETRO EPOSSIDICO
FISICHE			
Colore			Naturale traslucido
Peso specifico	g/cm³	CEI	a) 1,95
Assorbimento d’acqua	mm%	CEI	b) 3 – c)0,4
Classe di isolamento		CEI	B 130°C
Autoestinguenza		UL94	V0
Resistenza alla fiamma -Tempo di agnizione -Tempo di spegnimento	Sec.	ASTM D 229	-200 -60
MECCANICHE			
Resistenza a compressione	N/cm²	CEI	a) 20000
Resistenza a flessione	N/cm²	CEI	a) 30000
Resistenza a sfaldamento	N	CEI	a) 8000
Resistenza a trazione	N/cm²	CEI	a) 25000
Resistenza all’urto	N/cm²	CEI	a) 2000
DIELETTRICHE			
Rigidità dielettrica	KV/mm	CEI	d)15
Resistenza superficiale	MΩ	CEI	c)10³
Resistività elettrica tra spine	MΩ	CEI	c)10⁵
Costante dielettrica 1MHz		CEI	c)7
Tangente angolo di perdita 1MHz		CEI	c)0,04

Condizioni di prova: a) 48h 15-35°C 45/75%UR

b) 1h 105°C

c) 24h 23°C in acqua

d) 48h 50°C in acqua

I valori indicati in questa tabella possono essere considerati un utile riferimento, senza per altro essere per noi d'impegno nei vari casi d'utilizzo.

Caratteristiche generali

>> Lega 6082 <<

Lega alluminio-silicio-magnesio-manganese di impiego generale, caratterizzata da buoni valori di resistenza, al vertice delle leghe 6000; buona resistenza alla corrosione; ottima saldabilità, buona lavorabilità alle macchine utensili.

E' utilizzata sotto forma di lamiere, piastre, barre, tubi, profilati.

E' disponibile dal pronto nello stato T6 (T651 per le piastre); altri stati sono forniti su richiesta.

Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente**Lamiere e piastre**

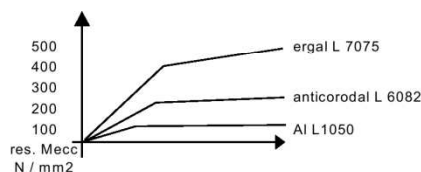
Stato	Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
T6	310	260	6

(1) Valori orientativi

Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente**Barre**

Stato	Spessore (mm)	Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
T6	Fino a 20	295	250	8
	Da 20 a 150	310	260	8
	Da 150 a 200	280	240	8
	Da 200 a 250	270	200	8

Grafico delle resistenze meccaniche

Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente**Tubi e profilati**

Stato	Spessore (mm)	Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
T6	Fino a 5	290	250	8
	Da 5 a 25	310	260	10

Caratteristiche fisiche

Densità: 2,69 g/cm³ a 20 °C

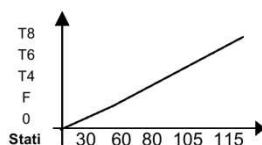
Conducibilità termica a 20 °C: 172 W/m °C (stato T6)

Modulo di elasticità: 69000N/mm²

Temperatura di fusione : 570 - 645

Coeff. dilatazione termica : 23,40

Durezze espresse in HB

Caratteristiche tecnologiche:

Lavorabilità alle macchine utensili: buona

Formabilità: Scarsa nello stato T6; molto buona nello stato 0

Saldabilità: buon

Attitudine ad an

Resistenza alla corrosione : buona

Impieghi tipici

Costruzioni automobilistiche e ferroviarie; particolari strutturali con elevati requisiti di resistenza a corrosione; particolari architettonici.

Corrispondenza tra designazioni internazionali

Francia	Germania	Italia	Usa
6082	AlMgSi1	9006/4 ex 3571	6082

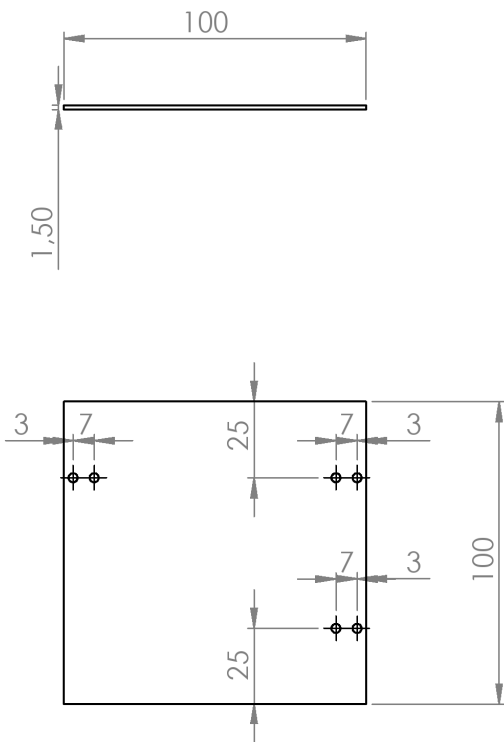
Lega della famiglia

Al - Mg - Si

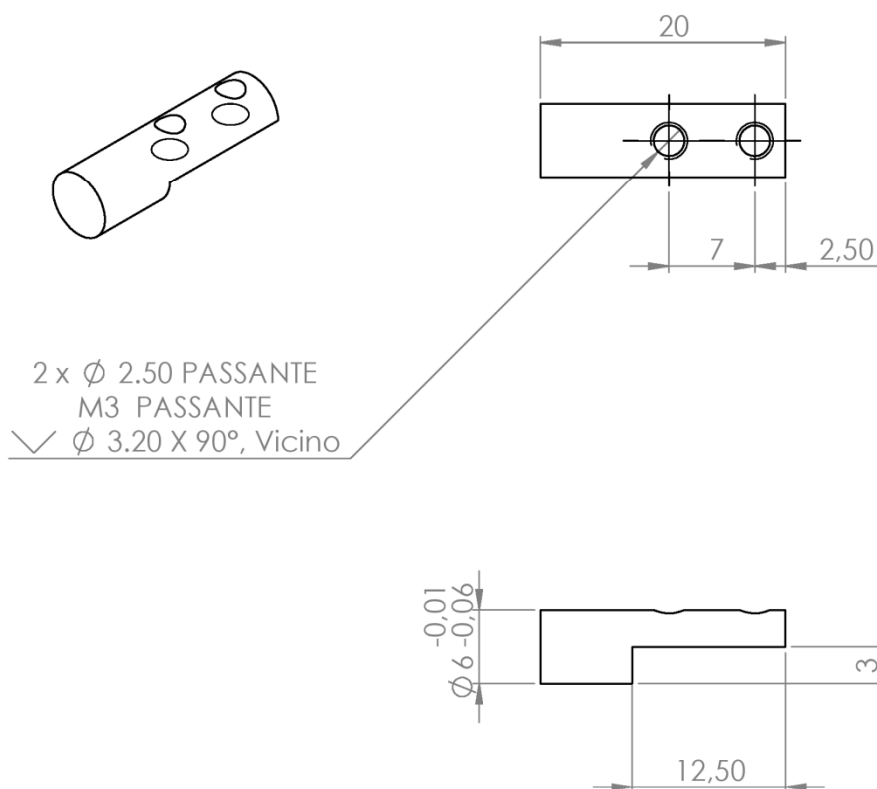
Composizione chimica della lega 6082 in %

Cu	Fe	Mn	Mg	Si	Zn	Cr	Ti
0,10	0,50	0,4 - 1	0,6 - 1,2	0,7 - 1,3	0,2	0,25	0,1

Appendice 2

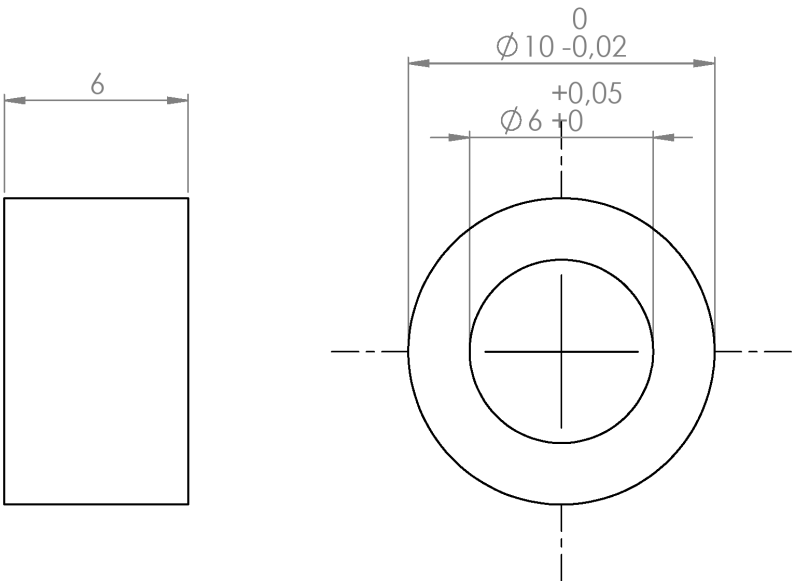


SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m				FINITURA:				SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI				NON SCALARE IL DISEGNO				REVISIONE					
		NOME		FIRMA		DATA						TITOLO: Pala									
DISEGNATO		D.Nordi																			
VERIFICATO																					
APPROVATO																					
FATTO																					
QUALITA'								MATERIALE:				N. DISEGNO				100				A4	
								FR4													
								PESO: 36,44g				SCALA:1:2				FOGLIO 1 DI 1					

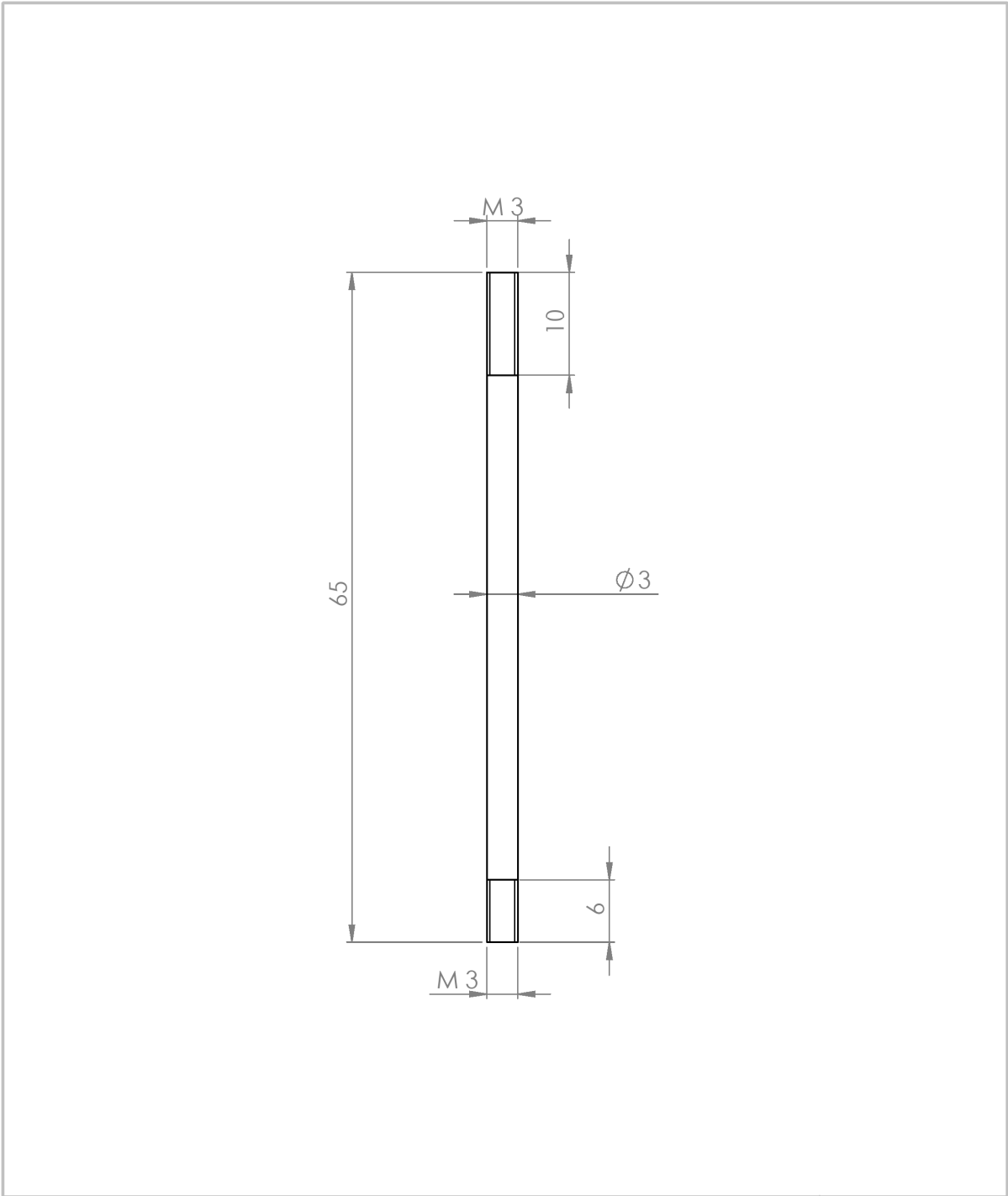


SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m			FINITURA: \$PRPSHEET:{Fine}			SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI			NON SCALARE IL DISEGNO			REVISIONE		
		NOME	FIRMA		DATA						TITOLO: Perno			
DISEGNATO		D.Nardi												
VERIFICATO														
APPROVATO														
FATTO														
QUALITA'						MATERIALE: 6082 (Anticorodal)			N. DISEGNO 101			A4		
						PESO: 0.97g			SCALA:2:1			FOGLIO 1 DI 1		

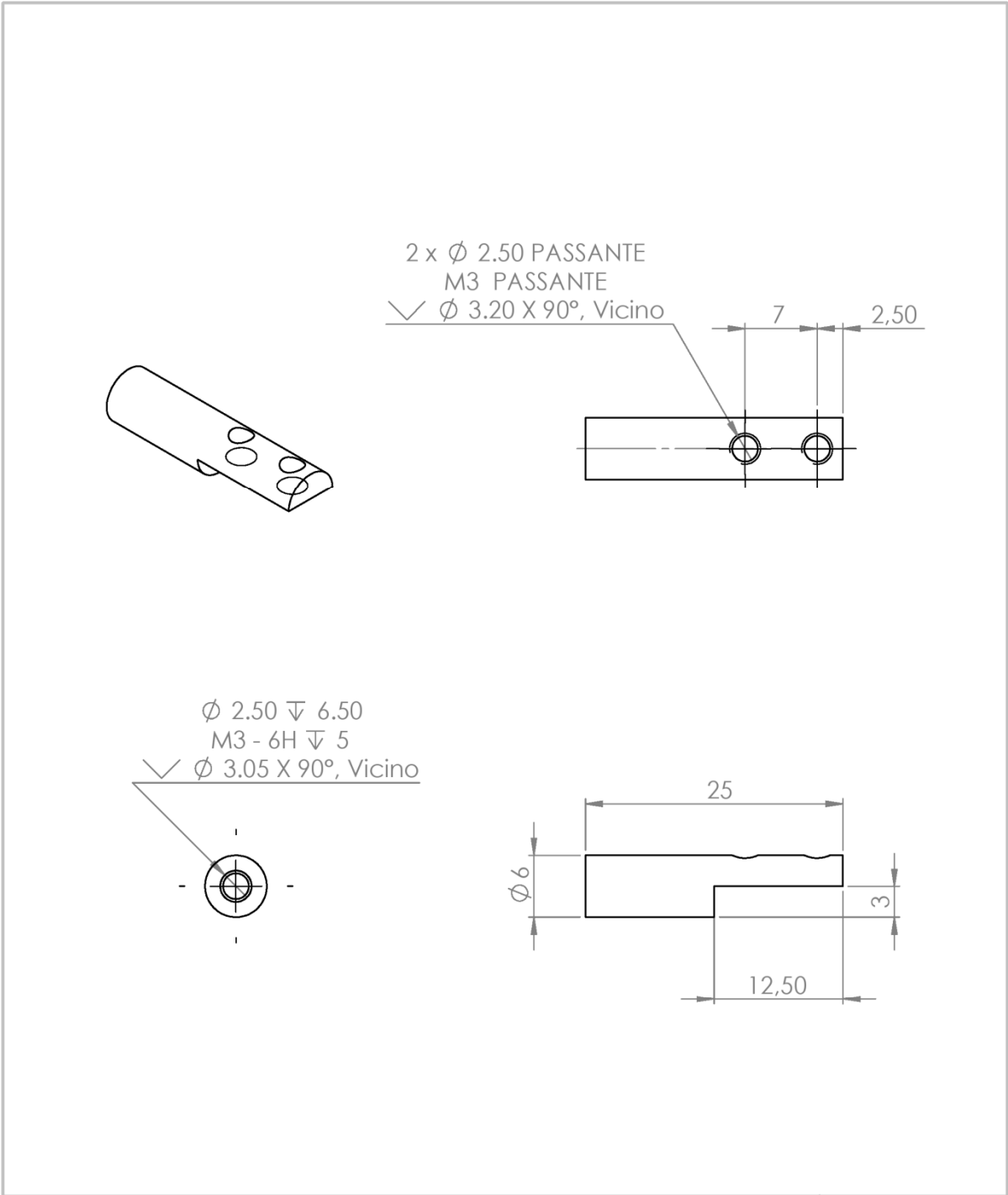
62



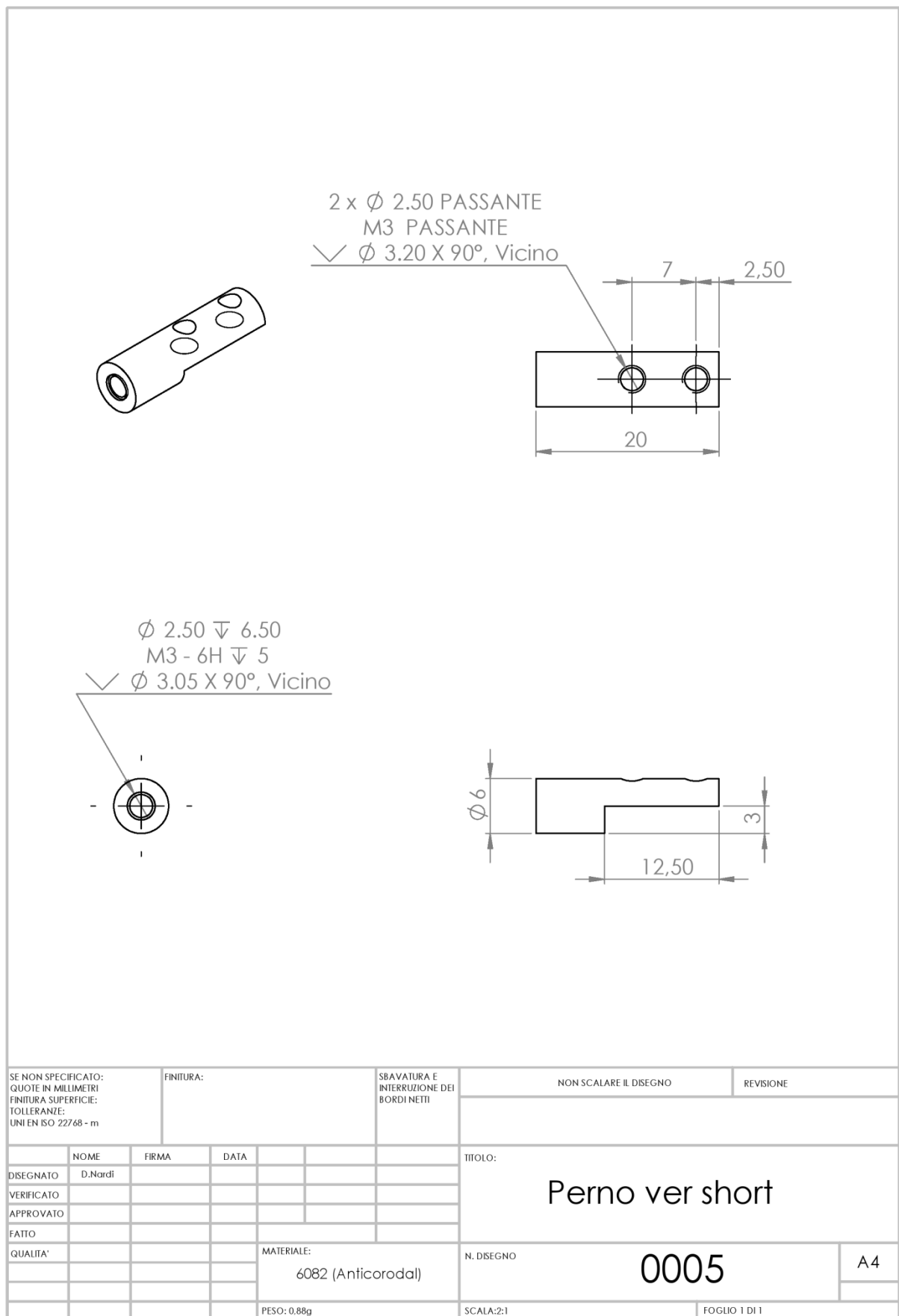
SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m		FINITURA:		SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI		NON SCALARE IL DISEGNO		REVISIONE	
NOME		FIRMA		DATA		TITOLO:			
DISEGNATO		D.Nardi				Boccola			
VERIFICATO									
APPROVATO									
FATTO									
QUALITA'				MATERIALE:		N. DISEGNO		A4	
				POM		0002			
				PESO: 0.42g		SCALA: 5:1		FOGLIO 1 DI 1	

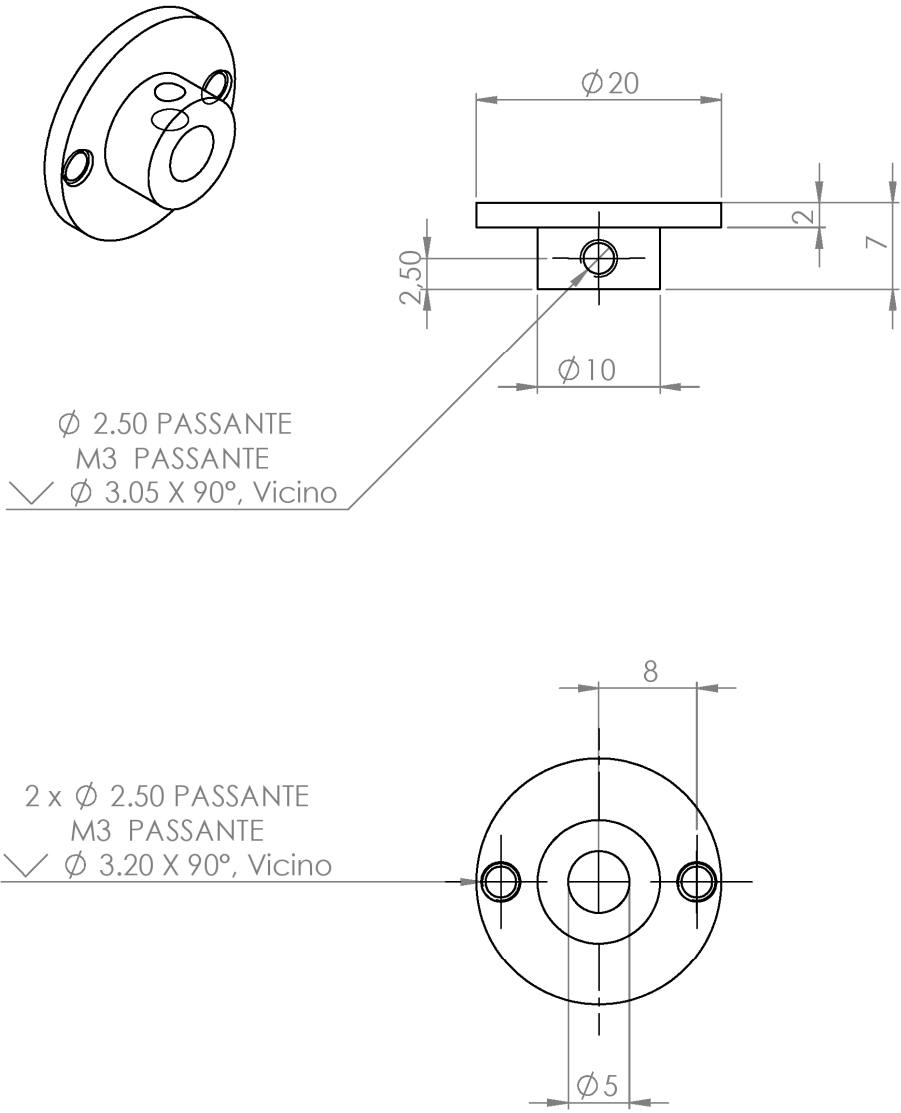


SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNIEN ISO 22768 - m				FINITURA:				SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI				NON SCALARE IL DISEGNO				REVISIONE					
		NOME		FIRMA		DATA								TITOLO: Tirante							
DISEGNATO		D.Nardi																			
VERIFICATO																					
APPROVATO																					
FATTO																					
QUALITA'								MATERIALE:				N. DISEGNO				0003				A4	
								Aisi 304													
								PESO: 3.68g				SCALA:2:1				FOGLIO 1 DI 1					

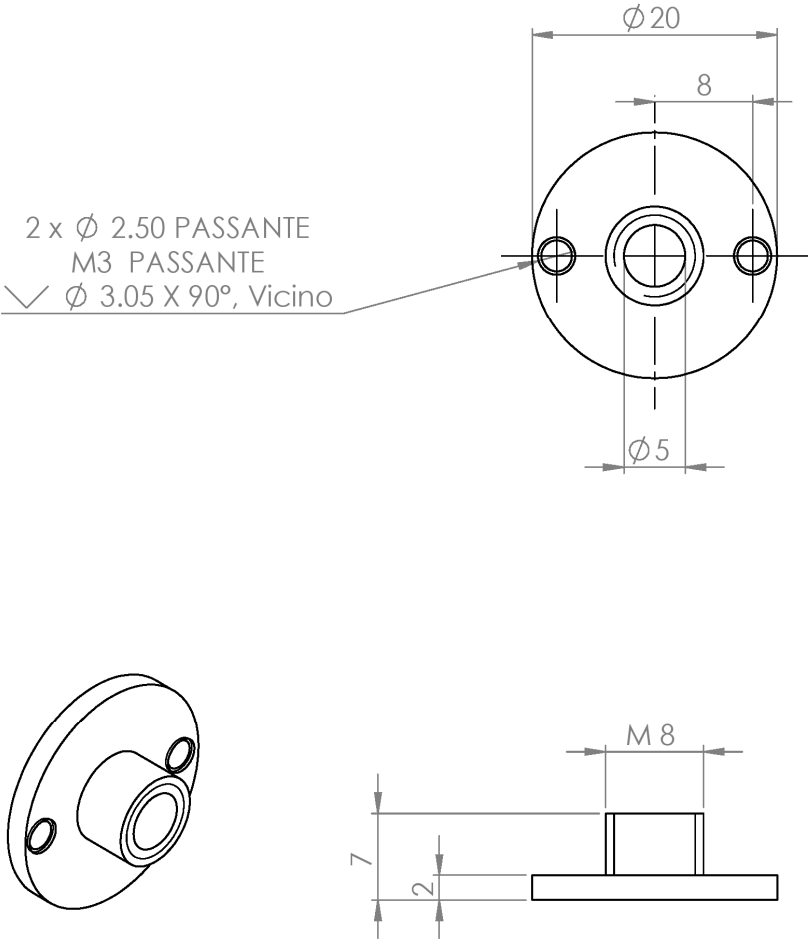


SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m				FINITURA:			SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI			NON SCALARE IL DISEGNO			REVISIONE	
		NOME	FIRMA		DATA						TITOLO: Perno ver Long			
DISEGNATO		D.Nardi												
VERIFICATO														
APPROVATO														
FATTO														
QUALITA'							MATERIALE:			N. DISEGNO			A4	
							6082 (Anticorodal)			0004				
							PESO: 1.26g			SCALA:2:1			FOGLIO 1 DI 1	

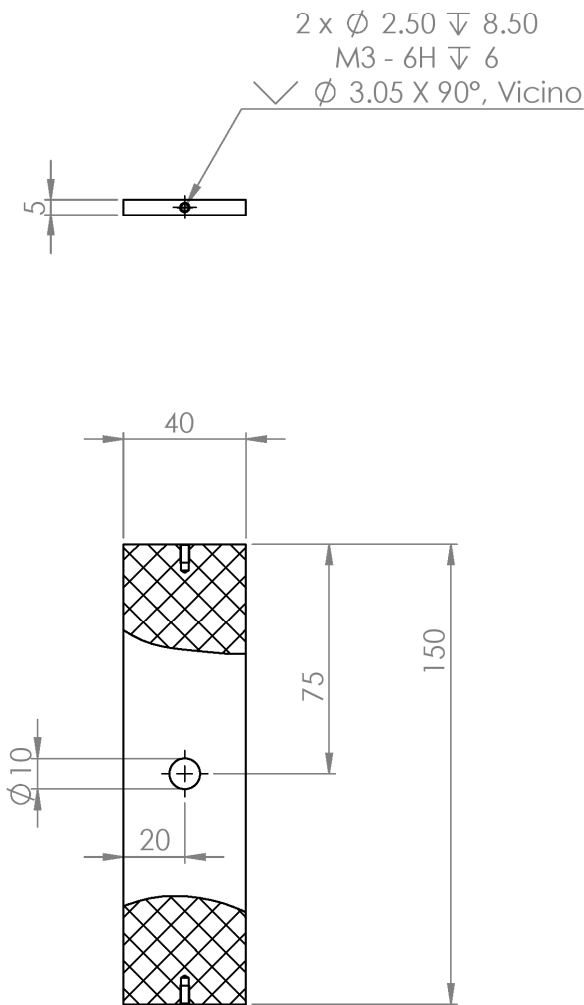




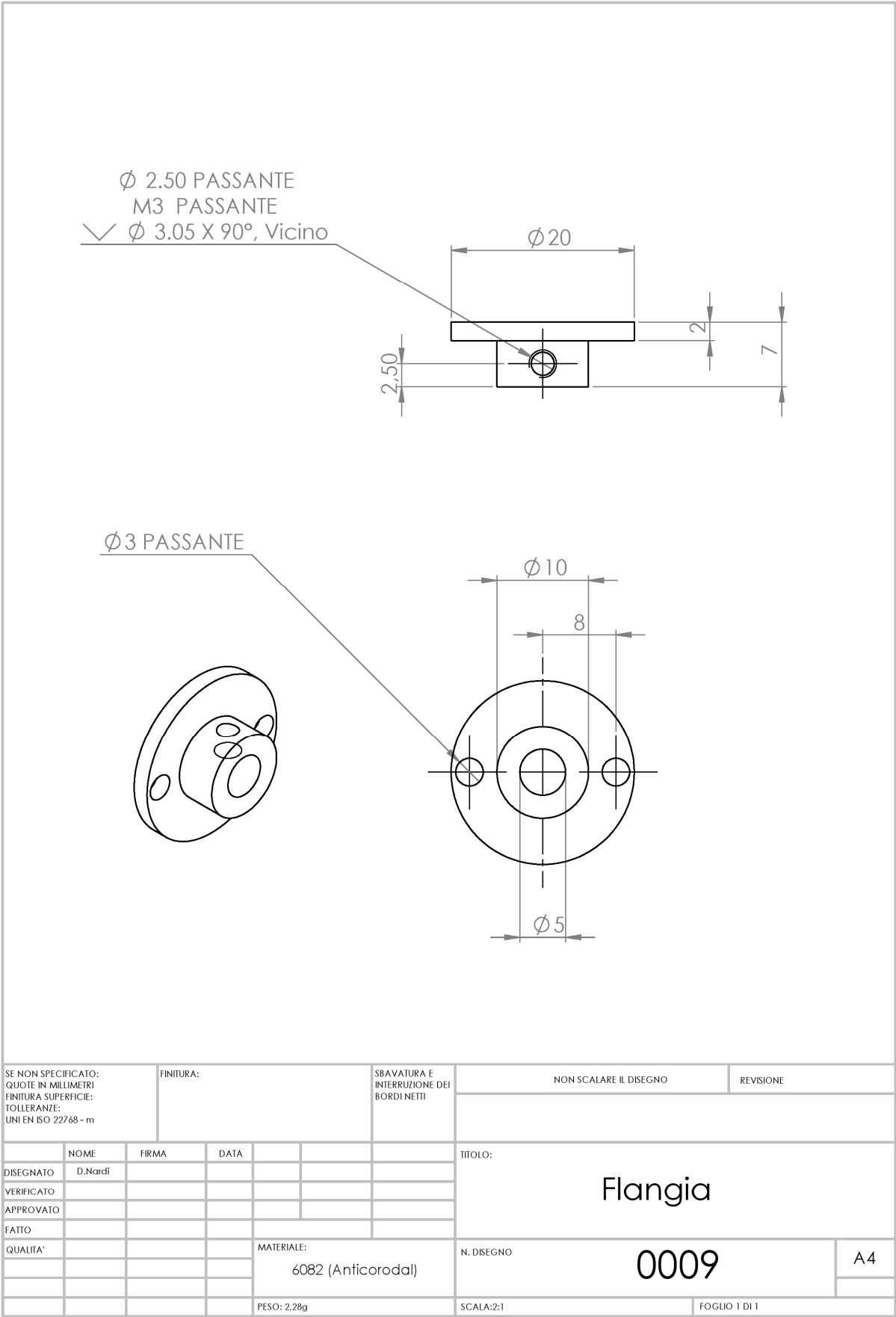
SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m				FINITURA:				SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI				NON SCALARE IL DISEGNO				REVISIONE											
		NOME		FIRMA		DATA										TITOLO:											
DISEGNATO		D.Nardi														Flangia											
VERIFICATO																											
APPROVATO																											
FATTO																											
QUALITA'										MATERIALE:				N. DISEGNO				A4									
										6082 (Anticorodal)				0006													
										PESO:2.30g				SCALA:2:1				FOGLIO 1 DI 1									

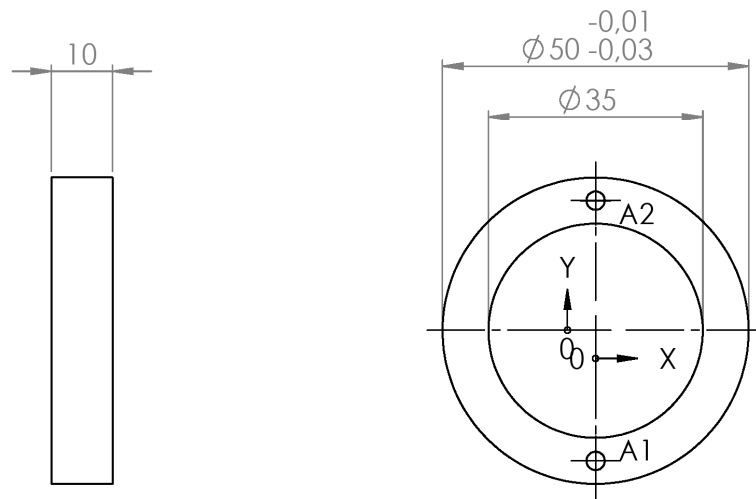


SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m				FINITURA: \$PRPSHEET:{Fine}				SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI				NON SCALARE IL DISEGNO				REVISIONE															
		NOME		FIRMA		DATA										TITOLO:															
DISEGNATO		D.Nardi														Flangia															
VERIFICATO																															
APPROVATO																															
FATTO																															
QUALITA'										MATERIALE:						N. DISEGNO				0007				A4							
												6082 (Anticorodal)																			
																		PESO: 1.95g				SCALA:2:1				FOGLIO 1 DI 1					



SE NON SPECIFICATO: QUOTE IN MILLIMETRI FINITURA SUPERFICIE: TOLLERANZE: UNI EN ISO 22768 - m						FINITURA:		SBAVATURA E INTERRUZIONE DEI BORDI NETTI				NON SCALARE IL DISEGNO				REVISIONE			
	NOME	FIRMA		DATA										TITOLO: Supporto					
DISEGNATO	D.Nardi																		
VERIFICATO																			
APPROVATO																			
FATTO																			
QUALITA'						MATERIALE:				N. DISEGNO				0008				A4	
						POM													
						PESO: 41g				SCALA: 1:2				FOGLIO 1 DI 1					





Scheda	Loc X	Loc Y	Dimensione
A1	0	-21,25	Ø3 PASSANTE
A2	0	21,25	Ø3 PASSANTE

SE NON SPECIFICATO:
QUOTE IN MILLIMETRI
FINITURA SUPERFICIE:
TOLLERANZE:
UNI EN ISO 22768 - m

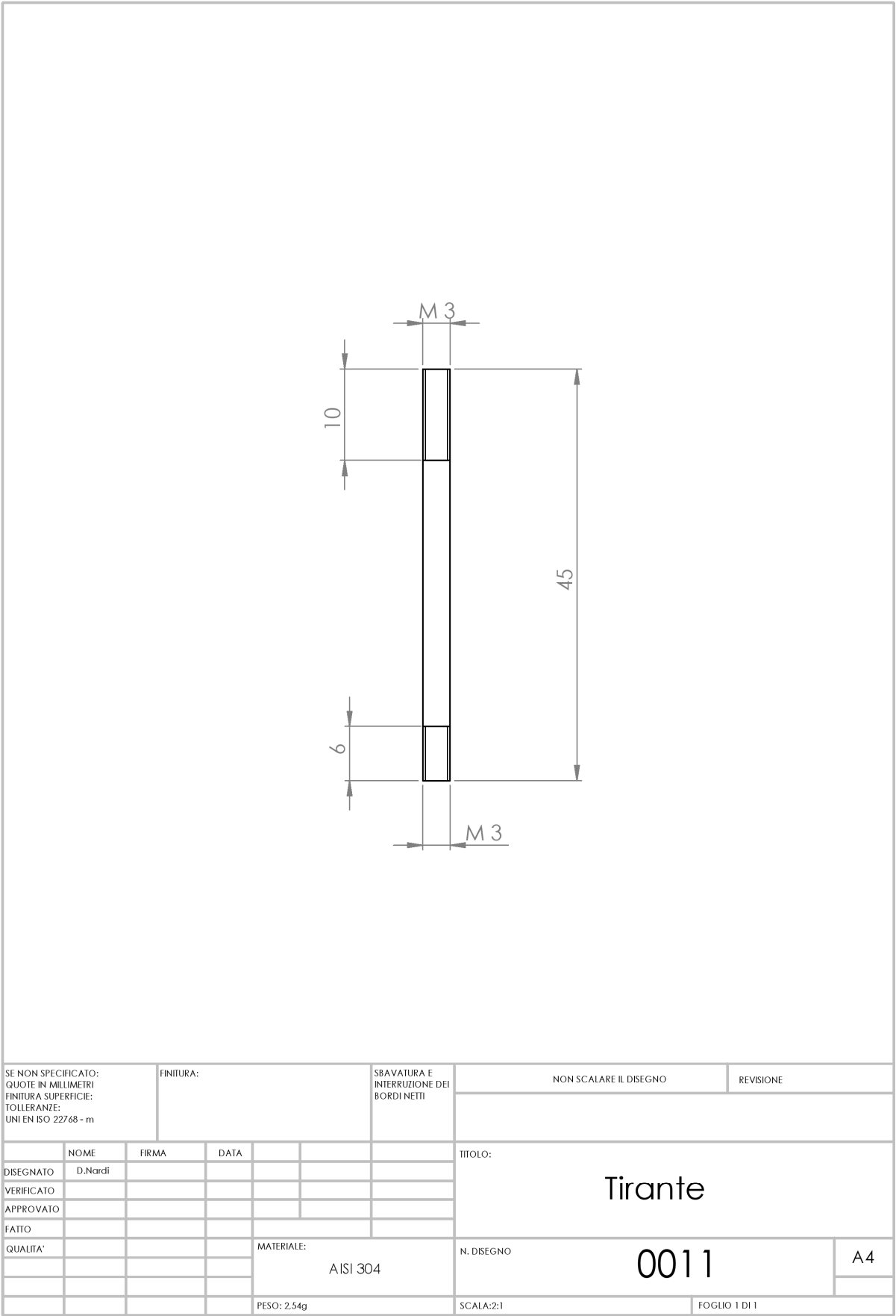
FINITURA:

SBAVATURA E
INTERRUZIONE DEI
BORDI NETTI

NON SCALARE IL DISEGNO

REVISIONE

	NOME	FIRMA	DATA			TITOLO:
DISEGNATO	D.Nardi					Supporto
VERIFICATO						
APPROVATO						
FATTO						
QUALITA'				MATERIALE:		N. DISEGNO
				POM		0010
				PESO: 13,72g		SCALA: 1:1
						FOGLIO 1 DI 1



Appendice 3

Si riporta l'algoritmo sviluppato in ambiente Matlab che fornisce i valori di incidenza ed eccentricità.

```
%RELAZIONE ECCENTRICO-INCIDENZA
clear all
clc
l=50; %distanza fra perni pala in mm
R=60; %raggio rotore in mm
d=sqrt(l^2+R^2); %lunghezza tirante in mm
n=0;
for i=0:0.5:12
    n=n+1;
    es=l*sind(90+i)/(sind(atan(l*sind(90+i)/(R-l*cosd(90+i)))))-d;
    %valore di eccentricità vicino eccentrico in mm
    ei=-l*sind(90-i)/(sind(atan(l*sind(90-i)/(R-l*cosd(90-i)))))+d;
    %valore di eccentricità opposto eccentrico in mm
    esup(n)=es;
    einf(n)=ei;
end
fprintf('Lunghezza tirante %3.2f mm\n',d);
ii=0:0.5:12;
Tabella_eccentricita=[ii' esup' einf']
n=0;
for e=0:0.5:10
    n=n+1;
    is=-asind((R^2+l^2-(e+d)^2)/(2*R*l)); %valore di incidenza vicino
    eccentrico in funzione di e in gradi
    iin=asind((R^2+l^2-(e-d)^2)/(2*R*l)); %valore di incidenza opposto
    eccentrico in funzione di e in gradi
    isup(n)=is;
    iinf(n)=iin;
end
ee=0:0.5:10;
Tabella_incidenza=[ee' isup' iinf']
```

Riferimenti bibliografici

[a] G. COLOMBO, *Manuale dell'ingegnere vol. 1* pp. B-186 B-229, Hoepli 1985.

[b] Autori vari, *Il nuovo manuale di meccanica* pag. 762, Zanichelli terza edizione 1994.

[c] S.L. STRANEO, R. CONSORTI, *Disegno, progettazione e organizzazione industriale vol. 1* tabella I.98 pag. 271, 1995.

[d] S.L. STRANEO, R. CONSORTI, *Disegno, progettazione e organizzazione industriale vol. 1* prospetto II pag. 356, 1995.

Siti web consultati

[1] SEIFER, Marc J. *Nikola Tesla: Electrical savant*. 2009.

Fonte: http://www.teslasociety.ch/info/doc/Marc_Seifer_NY_Tesla_2006.pdf

[2] Aerodinamica delle lastre sottili, in

http://www.baronerosso.it/modellismo_articoli/show/546/aerodinamica-delle-lastre-sottili.html

(consultato aprile 2014)

[3] STACK, John. *Tests in the variable density wind tunnel to investigate the effects of scale and turbulence on airfoil characteristics*. 1931.

Fonte: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930081155.pdf>

[4] JAMES A., WEIBERG and ROBERT E., DANNENBERG. *Section characteristics of an NACA 0006 airfoil with area suction near the leading edge*. 1954.

Fonte: <http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/1954/naca-tn-3285.pdf>