

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



Sviluppo di un tool per lo svolgimento di analisi dinamiche di turbine di bassa pressione

Relatore Accademico: *prof. Christian Maria Firrone*

Supervisore aziendale: *ing. Paride Mesaglio Chittaro*

Andrea Ferrante

Ringraziamenti

Alla fine di un lungo percorso si sente il bisogno di effettuare alcuni ringraziamenti. Innanzitutto al Prof. Christian Maria Firrone che mi ha permesso di svolgere il seguente progetto di tesi dandomi l'apporto necessario nella stesura del lavoro, e all'ing. Paride Mesaglio Chittaro che mi ha seguito quotidianamente indirizzandomi e guidandomi durante il periodo svolto in azienda.

Un ringraziamento a tutte le persone che ci sono state in questi anni e con cui ho condiviso questo lungo percorso.

Infine per i miei genitori, mio fratello e la mia famiglia in generale poche parole non potrebbero rendere giustizia a tutto ciò che hanno rappresentato per me.

Abstract

Lo scopo alla base di questo lavoro di tesi è stato quello di sviluppare un tool totalmente automatizzato che permettesse di includere analisi di carattere aeromeccanico in maniera veloce durante la fase di preliminary design delle turbine di bassa pressione. In tale maniera è possibile rendere la progettazione più robusta fornendo ai progettisti aerodinamici un feedback meccanico, velocizzare il processo includendo analisi di dettaglio, come l'analisi a flutter e a fatica a questo livello del processo ed eliminare eventuali fraintendimenti e scambi di dati errati.

Il tool riceve in input i dati aerodinamici, genera l'airfoil 3D e completa il modello andando ad aggiungere a esso gli elementi di estremità. Da questo viene generato un modello agli elementi finiti, tramite la generazione di una mesh e all'apposizione di vincoli e carichi, che permette la performance dell'analisi modale necessaria per definire il comportamento dinamico del modello di pala considerato sotto specifiche condizioni.

E' perciò stato creato un eseguibile capace di generare dei modelli di pala rotorica comprensivi di elementi di estremità sviluppati tramite una logica parametrica. Per ognuno di essi si è andato a creare uno sketch, utilizzando il software *Unigraphics NX* che definisce la cross-section dell'elemento considerato che viene automaticamente scalato per unire correttamente il modello con l'airfoil.

Oltre alla pala rotorica è stata inoltre implementata la possibilità di scegliere quali componenti di estremità inserire sull'airfoil in maniera tale da poter testare configurazioni alternative, alla base dello studio di turbine controrotanti.

Sommario

Premessa	8
Il progetto Great 2020	8
Società partecipanti al progetto	9
Capitolo 1 - Introduzione	11
1.1 Configurazione tradizionale del motore aeronautico	11
Turbogetto	11
Turboelica	12
Turboshaft.....	13
Turbofan.....	13
1.2 Turbine di bassa pressione (LPT)	15
1.2.1 Palettatura LPT	16
1.3 Cenni sulle turbine controrotanti	18
1.4 Obiettivi della tesi.....	20
Capitolo 2 - Dinamica dei rotori	22
2.1 Sollecitazioni agenti sui rotori	23
2.2 Fenomeni aeroelastici	23
2.2.1 Risposta forzata	25
2.2.2 Flutter	26
Capitolo 3 - Analisi modale di un disco palettato e simmetria ciclica	28
3.2 Altre tipologie di famiglie modali e diagramma freND.....	31
3.3 Diagrammi di Campbell	34
3.4 Simmetria ciclica.....	35
Capitolo 4 - Progettazione LPT	40
4.1 Progettazione aerodinamica.....	40
4.2 Progettazione strutturale	41
4.3 Il processo PRIME – Visione di lungo termine.....	44
4.4 Il processo PRIME ad oggi	46
Capitolo 5 – Generazione CAD & Analisi FEM	48

5.1 Creazione Airfoil.....	49
5.2 Logica per la creazione di template parametrici	50
5.3 Assemblaggio e posizionamento template	54
5.3.1 Modellazione Tip Shroud	54
5.3.2 Modellazione Shank	56
5.3.3 Modellazione Fixing.....	57
5.4 Struttura Blade Only model	59
5.5 Integrazione Wizard WB per analisi FEM	61
5.6 Implementazione software per turbine controtanti.....	64
Capitolo 6 – Conclusioni	70
Bibliografia	72

Lista delle figure

Figura 1 Obiettivi ACARE 2020	8
Figura 2 Configurazione turbogetto	11
Figura 3 Configurazione semplificata turboelica	12
Figura 4 Configurazione turboshaft.....	13
Figura 5 Standard cross section Turbofan	14
Figura 6 Flow path seguito dal flusso lungo l'espansione in turbina.....	16
Figura 7 Vane	17
Figura 8 Tipico modello Blade Only	18
Figura 9 Tipica struttura di una turbina controrotante assiale	19
Figura 10 Triangoli di velocità di una turbina controrotante (Guiding Vane in blu e rotor in rosso).....	20
Figura 11 Esempio di disco palettato	22
Figura 12 Rappresentazione grafica delle discipline coinvolte nei fenomeni aeroelastici.....	24
Figura 13 Interazione rotore statore	25
Figura 14 Esempio di diagramma di Campbell	26
Figura 15 Struttura in simmetria ciclica (a sx) con zoom su un singolo settore (a dx)	28
Figura 16 Disco palettato con due diametri nodali	30
Figura 17 Diagramma freND con classificazione modale	31
Figura 18 Modo EW (sx), e Modo FW (dx).....	33
Figura 19 Modo 1F (sx) e 1T (dx)	33
Figura 20 Diagramma di Campbell	35
Figura 21 Settore singolo.....	37
Figura 22 Triangolo di velocità di uno stadio di turbina.....	41
Figura 23 Estremità tipiche modello Vane	42
Figura 24 Estremità tipiche Blade Only	42
Figura 25 Workflow seguito durante la progettazione di una pala.....	43
Figura 26 Idea base di PRIME	45
Figura 27 Differenze tra le tre modalità di utilizzo di PRIME	46
Figura 28 Workflow seguito dal processo	46
Figura 29 Processo integrato completo.....	47
Figura 31 Airfoil section 2D	49
Figura 32 Output Airfoil prodotto da DynBooster.....	50
Figura 33 Esempio di sketch 2D parametrico relativo al tip shroud di una pala.....	52
Figura 34 Shroud Template	53
Figura 35 Shank Template	53
Figura 36 Fixing template	53
Figura 37 Esempio di posizionamento e centraggio dello shroud	55

Figura 38 Sketch 2D parametrico relativo allo shank di una pala	56
Figura 40 Definizione forma pocket dello shank lungo il profilo.....	57
Figura 41 Modello fixing con aree di contatto con il disco evidenziate	58
Figura 42 Modello firtree con aree di contatto con il disco evidenziate.....	58
Figura 43 Modello BO completo con Named Selection per Ansys WB in evidenza (FV).....	59
Figura 44 Modello Blade Only completo (SV).....	60
Figura 45 Esempio di schiera avente 6 Pale	60
Figura 46 Generazione stadio completo turbina.....	61
Figura 47 Named Selection necessarie per il funzionamento della Wizard	62
Figura 48 Modeshapes in output dalla WIZARD.....	63
Figura 49 Workflow seguito dal Wizard per l'analisi modale pre-stressata del modello Blade Only	64
Figura 50 GUI per la scelta dei template	65
Figura 51 GUI per l'editing dei parametri.....	66
Figura 52 Modello parametrico per la configurazione CR 1	67
Figura 53 Modello parametrico per la configurazione CR 2.....	67
Figura 54 Differenti configurazioni possibili di vincolo per l'Outer Band.....	68
Figura 55 Differenti configurazioni possibili di vincolo per l'Inner Band.....	69

Premessa

Il progetto Great 2020

Il lavoro di tesi sviluppato durante questi mesi si inserisce all'interno del progetto GREAT 2020 (*Green Engine for Air Traffic*) al quale prendono parte numerose aziende del settore aeronautico presenti nella regione Piemonte.

Il progetto nasce nel 2009 con lo scopo di raggiungere entro 10 anni gli obiettivi fissati dalla commissione europea e da ACARE (*Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe*). Esso si basa sulla stretta collaborazione tra prestigiose aziende, centri di ricerca ed università all'avanguardia nel settore. L'azienda che svolge il ruolo di guida è AVIO Aero, leader nel settore di ricerca e sviluppo relativamente alla propulsione aerospaziale.

Come possiamo notare dalla figura successiva gli obiettivi principali del progetto sono la diminuzione delle emissioni di CO₂, degli ossidi di azoto NO_x e del rumore prodotto dai propulsori rispetto alle tecnologie vigenti negli anni 2000.

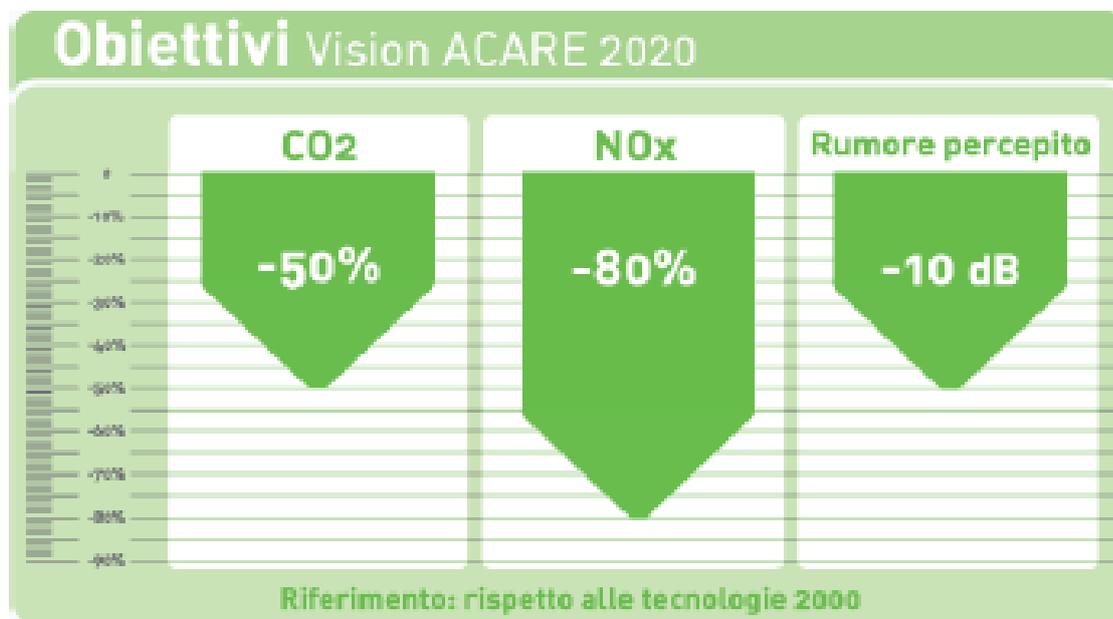


Figura 1 Obiettivi ACARE 2020

Dato che gli obiettivi posti sono molto ambiziosi si ha la necessità di intervenire su ogni componente del sistema propulsivo per raggiungerli completamente. Per questo è necessaria una massiccia attività di ricerca e sviluppo che possa permettere lo sviluppo di nuove tecnologie e sistemi capaci di portare il limite operativo più in alto possibile.

Società partecipanti al progetto

La città di Torino e la regione Piemonte sono la base operativa all'interno del quale si sviluppa il progetto data l'elevata densità di aziende specializzate nel settore aeronautico e atenei molto prestigiosi. Grazie a queste condizioni si è potuto assistere alla nascita di tale programma di ricerca che oltre agli obiettivi sopracitati ha la finalità di creare strutture permanenti di ricerca e sviluppo in ambito aeronautico che possano permettere un lavoro comune tra aziende ed atenei.

Le principali società partecipanti al progetto GREAT 2020 sono:

- **AVIO Aero:** azienda leader nella progettazione e produzione di componenti e sistemi in ambito propulsivo (fondata nel 1908 in Italia, con sede a Rivalta di Torino e stabilimenti a Cameri, Pomigliano d'Arco, Brindisi ed in Polonia, acquisita nel 2012 dalla multinazionale americana General Electric).
- **Politecnico di Torino:** prestigiosa università che contribuisce al progetto attraverso i dipartimenti dell'area di Ingegneria Industriale e soprattutto tramite la partnership del GreatLab, che situata nei locali dell'ateneo fornisce un luogo di lavoro comune per i ricercatori universitari e gli impiegati di AVIO Aero.
- **ISTEC – CNR :** unità dell'Istituto di Scienza e Tecnologia dei Materiali Ceramici che ha condotto attività di ricerca con lo scopo di studiare dei sistemi di lavorazione eco – compatibili sulle leghe aeronautiche.

Inoltre sono presenti sul territorio sei laboratori aventi la finalità di studiare propulsori aeronautici innovativi che si occupano di concretizzare l'attività relativa al progetto GREAT 2020 e sono:

- **Lift Lab:** dedicato a materiali innovativi necessari per rendere le strutture più leggere
- **Aereonflux Lab:** dedicato a tecnologie di nuova generazioni per turbine con aumentata efficienza e molto silenziose
- **Ageades Lab:** dedicato alle trasmissioni di ultima generazione.
- **Zec Lab:** dedicato a nuovi sistemi di combustione aventi basso impatto ambientale
- **MC Lab:** dedicato a sistemi meccatronici per motore intelligente
- **ECOPRO Lab:** dedicato alla fabbrica ecocompatibile.



Capitolo 1 - Introduzione

1.1 Configurazione tradizionale del motore aeronautico

Un motore a reazione è una macchina che sfrutta l'accelerazione di una massa di fluido per generare una spinta in accordo alla legge di azione e reazione. Per quanto riguarda l'industria aeronautica il fluido utilizzato è l'aria che viene forzatamente fatto passare attraverso il motore per essere accelerata e per generare così la spinta necessaria.

In questa sezione introduttiva si riporta una breve panoramica sulle possibili architetture motore che si sono succedute in campo aeronautico durante i decenni passati.

Turbogetto

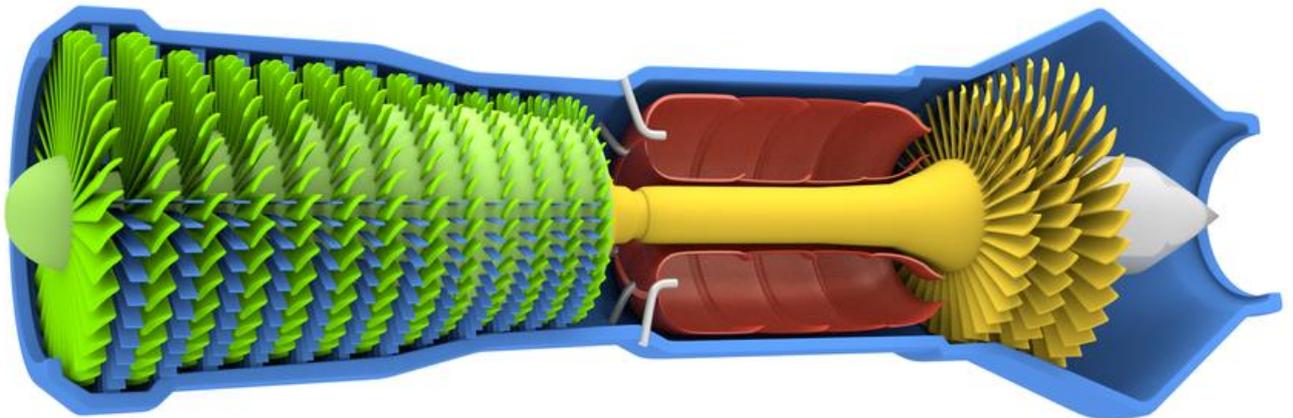


Figura 2 Configurazione turbogetto

Il turbogetto rappresenta la configurazione più utilizzata nel passato in aeronautica e su cui si sono basate tutte le configurazioni presenti sul mercato adesso. Il vantaggio principale di questa tipologia di propulsore e il motivo principale del suo successo è dovuta alle elevate prestazioni raggiungibili tramite il suo utilizzo. Esso è composto da una presa d'aria che convoglia il flusso, il quale viene successivamente compresso, riscaldato e fatto espandere in turbina. Infine il gas combusto così ottenuto viene accelerato nell'ugello in maniera tale da generare una differenza di quantità di moto molto elevata.

Turboelica

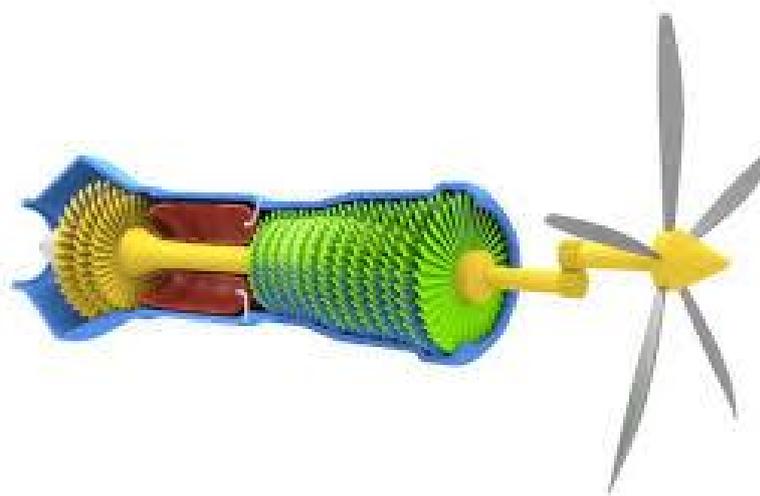


Figura 3 Configurazione semplificata turboelica

Il turboelica è un motore composto da un compressore, una camera di combustione, e da due turbine di cui una immediatamente a valle della camera di combustione una di potenza, la cui funzione è quella di azionare un'elica, dopo aver ricevuto energia dai gas combusti, tramite la movimentazione di un albero e di una gearbox.

Una caratteristica molto importante di questo tipo di propulsori è quella di avere l'albero di trasmissione separato dall'albero motore, consentendo così la rotazione libera e a velocità indipendente dalla velocità di rotazione del motore. Questa tipologia di motore viene applicata principalmente su velivoli da trasporto a corto raggio, dato il loro basso consumo a velocità relativamente ridotte. Il limite principale è dovuto alla facilità con cui le pale possono andare localmente in stallo e alla scarsa efficienza dell'elica che si verifica a velocità abbastanza elevate.

Turboshaft

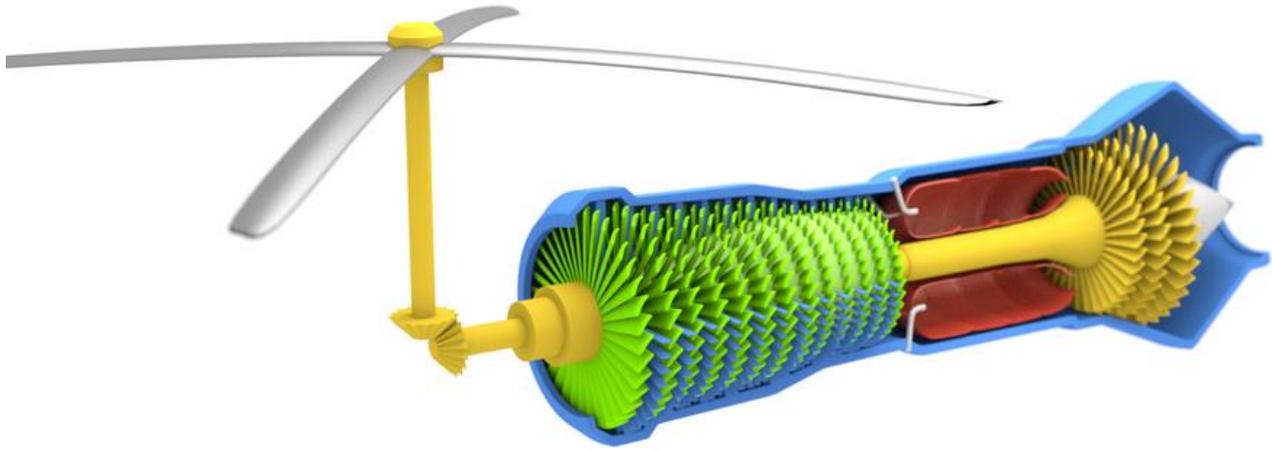


Figura 4 Configurazione turboshaft

Il turboshaft, come si può notare da **fig.4** è molto simile al turboelica. Rispetto a quest'ultimo la differenza principale è costituita dal fatto che nella configurazione trattata in precedenza il propulsore viene progettato in maniera tale da poter sopportare il carico che viene generato dall'elica. Tramite la configurazione turboshaft il motore pilota la trasmissione che è collegata alla struttura del velivolo, la quale si occupa di opporre resistenza ai carichi generati dall'elica.

Turbofan

La configurazione più diffusa in ambito civile e militare è il motore turbofan. Esso può essere visto come la combinazione di un turbogetto e di un ventola posta a monte di esso.

Il compito del primo non è solo quello di produrre la spinta ma anche quello di muovere la ventola che partecipa alla produzione della spinta. A seconda delle dimensioni della ventola i turbofan si dividono in:

- **HBR (High Bypass Ratio)** in cui le dimensioni del FAN sono molto superiori a quelle del turbogetto. La maggior parte della spinta è perciò data dalla ventola. E' la classica configurazione utilizzata in ambito civile poichè garantisce consumi molto ridotti
- **LBR (Low Bypass Ratio)** in cui il FAN e il turbogetto hanno dimensioni comparabili e partecipano in egual maniera alla generazione della spinta. Viene utilizzata solitamente in ambito militare per l'alto livello di performance garantito.

Per meglio comprendere la composizione di tale motore vengono evidenziate i componenti più importanti di un classico **turbofan bialbero** con alto rapporto di bypass (**HBR**). I componenti vengono fatti ruotare attraverso due alberi:

- Uno di bassa pressione a cui sono connessi il FAN, il compressore e la turbina di bassa pressione.
- Uno di alta pressione a cui sono connessi il compressore e la turbina di alta pressione.

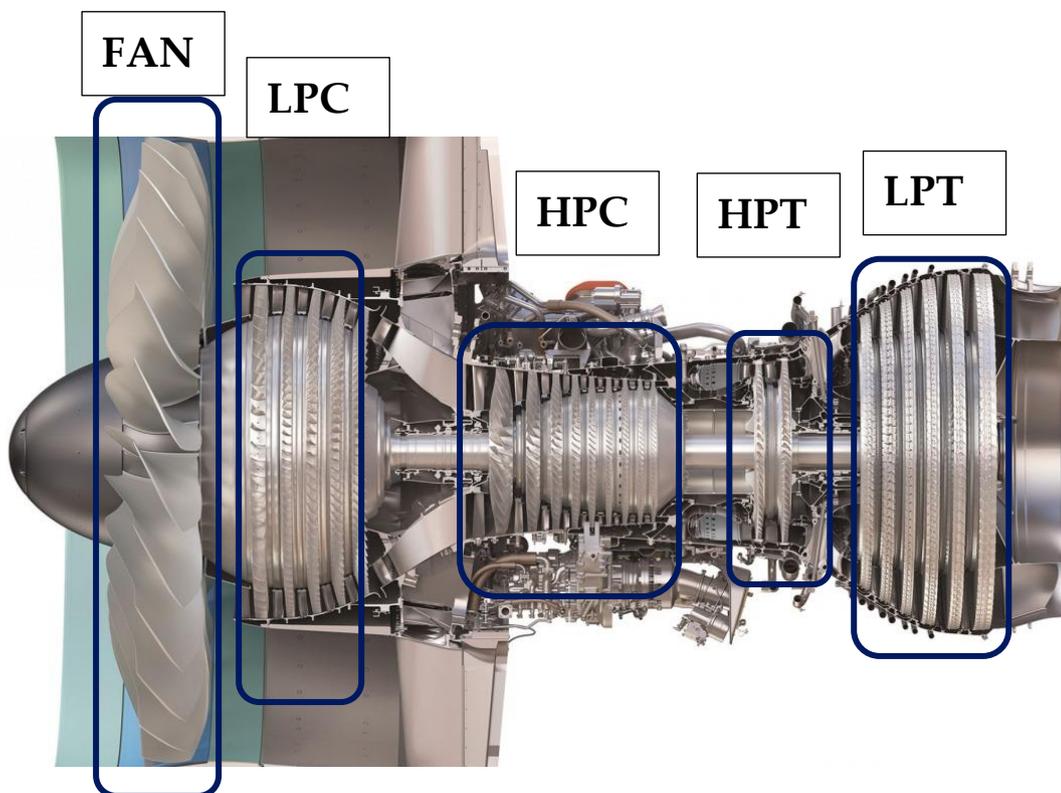


Figura 5 Standard cross section Turbofan

Nella figura si nota il motore nella sua completezza e si mettono in evidenza i principali componenti al fine di spiegare meglio il suo funzionamento.

Il flusso d'aria entra nel motore attraverso la **presa d'aria**. Il principale compito di questo componente è quello di fare arrivare il flusso d'aria ai componenti successivi con una direzione ed alla velocità adeguata. A questo punto il flusso si dirige verso il FAN (la ventola). Quando il flusso raggiunge il FAN si divide in una parte che passa attraverso il motore (flusso d'aria calda) e una parte che bypassa il motore e viene accelerata dalla

ventola. Il flusso d'aria che passa internamente al motore va dapprima verso il **compressore di bassa pressione (LPC)** che effettua una prima compressione del fluido. A questo punto si arriva al **compressore di alta pressione (HPC)** che si occupa di effettuare la vera e propria compressione del fluido riuscendo a raggiungere rapporti di compressione molto elevati. Avendo raggiunto dei livelli di pressione adeguati l'aria raggiunge la **camera di combustione (CC)** in cui viene iniettato il combustibile in modo tale da provocare un elevato riscaldamento dell'aria. Il flusso così scaldato giunge alle palette statoriche della **turbina di alta pressione (HPT)** che indirizzano il flusso verso le palette rotoriche in modo tale da convertire l'energia cinetica dei gas in energia meccanica assorbita dalla turbina che permette di mantenere in movimento tutti i componenti rotanti posti sul medesimo albero della turbina. A valle di questa si trova la **turbina di bassa pressione (LPT)** che in maniera analoga alla precedente è montata sull'albero di bassa pressione e mantiene in movimento i componenti solidali ad essa. Infine il flusso viene espulso attraverso un **ugello (Nozzle)** che si occupa di scaricare nell'atmosfera il gas esausto con una direzione ed una velocità adeguata a garantire la spinta necessaria per il velivolo.

1.2 Turbine di bassa pressione (LPT)

Per quanto riguarda il progetto di tesi, il lavoro effettuato ha riguardato la dinamica di rotore e statore delle turbine di bassa pressione, relativamente ai componenti progettati e prodotti da Avio Aero. Come visto nel paragrafo precedente il lavoro prodotto dall'espansione che avviene nella turbina di bassa pressione fa sì che la ventola e il compressore di bassa pressione vengano mantenuti in movimento. Oltre alla sua fondamentale importanza per il funzionamento del motore la turbina è un componente molto critico, dato che oltre all'elevata velocità di rotazione dei componenti rotanti (comunque comparabili con quelle del relativo compressore) si devono considerare le

condizioni ambientali estreme nel quale operano data l'elevatissima temperatura raggiunta dai gas combusti.

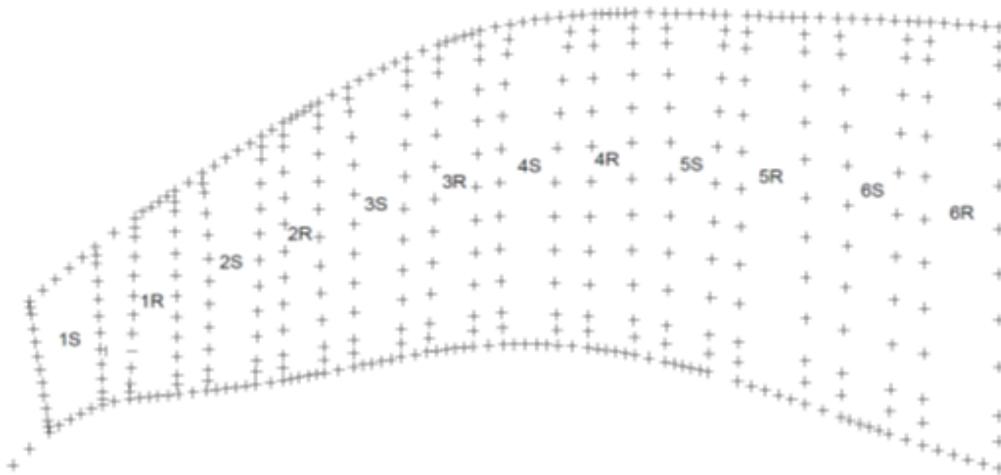


Figura 6 Flow path seguito dal flusso lungo l'espansione in turbina

Questi vengono accelerati tramite le pareti delle parti statoriche posti in direzione tangenziale all'asse motore. L'accelerazione così prodotta provoca delle forze sulle parti rotanti che permettono di estrarre la potenza dai gas e la loro rotazione. L'espansione avviene tipicamente attraverso una turbina multistadio ed in particolare le turbine di bassa pressione hanno tipicamente dai 3 ai 6 stadi per ottimizzare il rapporto di espansione che si ottiene da essa.

1.2.1 Palettatura LPT

Andiamo ora ad analizzare la composizione di ogni stadio di turbina che come si è visto è composto da statore e rotore. Per quanto riguarda il primo, esso può essere pensato come una trave soggetta a sforzo distribuito lungo l'asse e completamente vincolata agli estremi. La forma dell'airfoil è ricavata, in prima approssimazione, dai triangoli di velocità propri della macchina e relativi al rapporto di espansione che si vuole ottenere per raggiungere i requisiti richiesti.



Figura 7 Vane

Per quanto riguarda il rotore, la pala è incastrata all'estremo inferiore per essere attaccata al disco mentre nella parte superiore è generalmente posta in interlocking con le altre pale al livello del tettuccio. Oltre alle forze aerodinamiche standard agenti anche sulle pale statoriche su di esse agisce anche la forza centrifuga dovuta alla continua rotazione e che può essere vista come una forza concentrata agente sul baricentro della pala.

Questo stress aggiuntivo fa sì che durante il design della pala e del disco si debba prestare particolare attenzione per evitare una concentrazione di tensione tale da provocare la rottura della paletta.

Oltre all'airfoil la cui forma viene definita a partire dai requisiti aerodinamici la pala componente lo stadio rotorico è tipicamente composta da altri tre elementi:

- Il tettuccio (Tip Shroud) posto nell'estremità superiore della pala e avente la funzione di smorzare le oscillazioni tramite contatti striscianti con la pala adiacente. Esso ha solitamente una forma tale da garantire un contatto ottimale tra le pale in modo tale da avere una efficienza di smorzamento estremamente elevata;
- La piattaforma (Shank) posta all'hub e avente la funzione di sostenere la paletta;
- L'incastrato (Dovetail / Firtree) avente la funzione di collegare la pala al disco.

Nella figura sottostante possiamo notare il posizionamento e la forma di questi tre elementi in una classica pala rotorica.

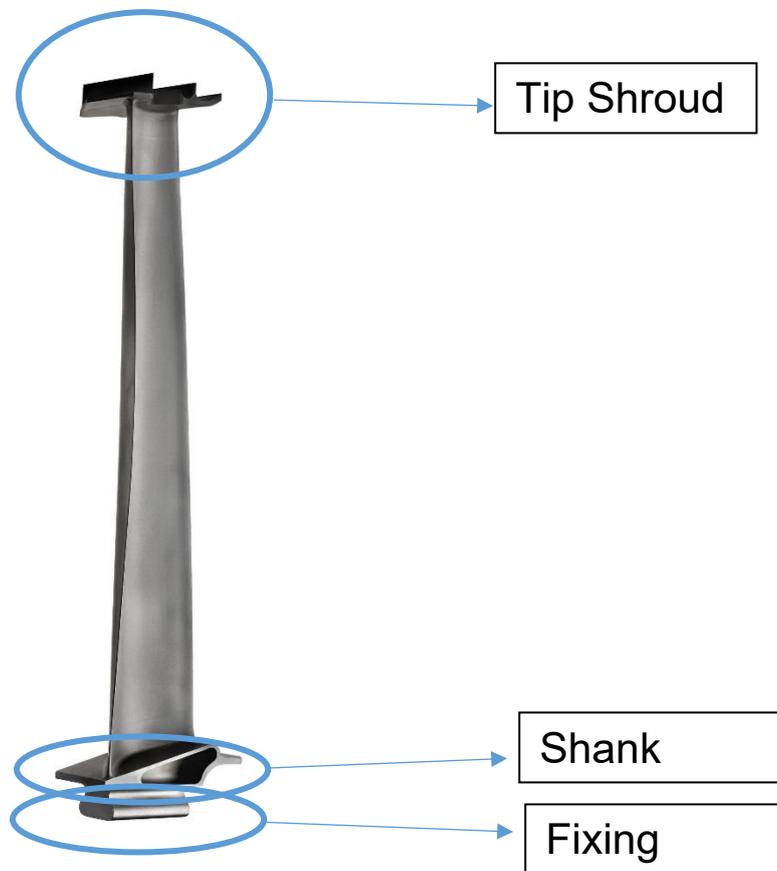


Figura 8 Tipico modello Blade Only

1.3 Cenni sulle turbine controrotanti

Le turbine tradizionali, come visto nei paragrafi precedenti, sono formate da due schiere palettate, di cui una è fissata (schiera statorica) e una montata su un albero posto in rotazione (schiera rotorica) posizionata conseguentemente alla prima per seguire la direzione del flusso. In particolare gli statori permettono di deviare e accelerare il flusso in ingresso alla macchina, mentre i rotori permettono di trasformare l'energia cinetica del flusso in lavoro meccanico svolto sull'albero.

Nell'ottica di ridurre il peso e le dimensioni dei motori aeronautici attualmente in commercio e per poter soddisfare i sempre più stringenti requisiti relativi all'efficienza e alla diminuzione del consumo di carburante sono stati effettuati numerosissimi studi aventi come obiettivo lo sviluppo di turbine di nuova generazione.

Una delle possibili configurazioni innovative con cui è possibile raggiungere gli obiettivi prefissati sopra elencati è rappresentata dalle turbine controrotanti.

L'idea chiave è quella di disporre le schiere su due alberi aventi opposte direzioni di rotazione e velocità angolari differenti così da eliminare le pale statoriche.

In tale maniera le pale componenti ogni stadio assolvono anche la funzione di *guidare* il flusso in ingresso allo stadio successivo.

Grazie a questa soluzione è possibile migliorare le prestazioni e risolvere tre importanti problematiche che sono nello specifico:

- L'eliminazione delle perdite nelle schiere statoriche e l'incremento dell'efficienza delle turbine;
- Diminuire la lunghezza assiale delle turbine;
- Diminuire il peso della macchina.

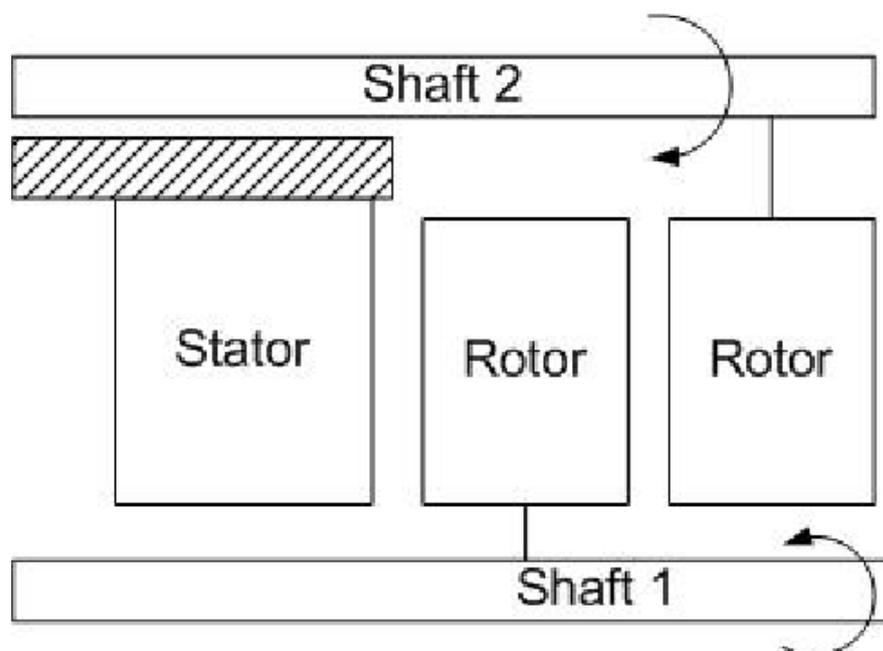


Figura 9 Tipica struttura di una turbina controrotante assiale

Si è inoltre dimostrato che l'efficienza di questo tipo di turbine in condizioni differenti da quelle *a progetto* è molto alta per un vasto intervallo di velocità di rotazioni.

A fianco di questi vantaggi però la problematica principale di questo tipo di turbine è dato sicuramente dall'enorme complessità che si riscontra quando si va a definire e ottimizzare il percorso seguito dal fluido. Negli ultimi tempi questo è stato reso possibile grazie a

particolari tecniche di avvicinamento al problema da parte degli aerodinamici e all'affinamento delle tecniche di calcolo più utilizzate.

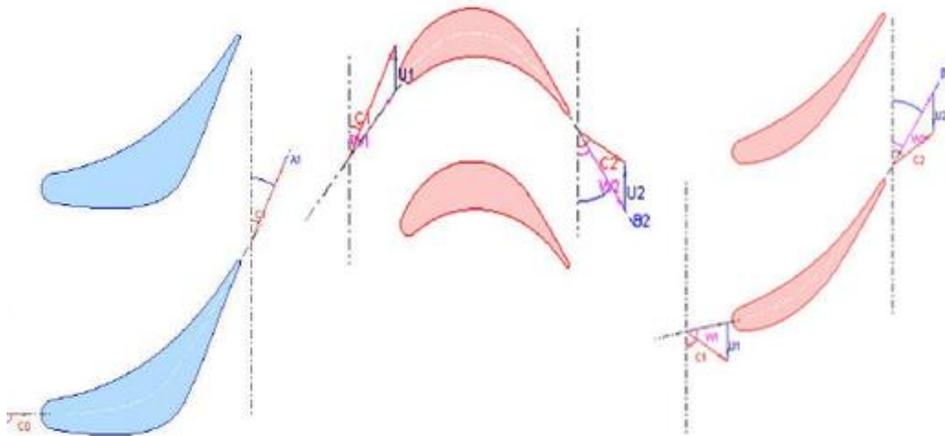


Figura 10 Triangoli di velocità di una turbina controrotante (Guiding Vane in blu e rotori in rosso)

Lo sviluppo di turbine controrotanti pone inoltre un primo passo verso studi relativi alla possibilità di sviluppare anche compressori e FAN aventi una struttura controrotante, in modo tale da minimizzare ancor di più ingombri e pesi dei motori aeronautici.

Data la natura ancora embrionale degli studi di *preliminary design* relativi a questo tipo di turbine si comprende come sia necessario, per accorciare i tempi, possedere uno strumento grazie al quale possano essere condotte analisi di carattere concettuale e preliminare in maniera totalmente rapida e automatizzata al fine di scartare le configurazioni non adatte e cercare di ottimizzare la struttura e la forma delle pale.

1.4 Obiettivi della tesi

Il lavoro svolto ha perciò riguardato le palette delle turbine di bassa pressione ed in particolar modo la dinamica delle vibrazioni di questi componenti. Nello specifico si è voluto sviluppare un tool totalmente automatizzato che permetta di effettuare analisi modali di palette statoriche e rotoriche partendo semplicemente dagli input aerodinamici. Il tool sviluppato è infatti capace di gestire questi input 2D, e generare il profilo 3D della pala e completare il CAD con i vari componenti aggiuntivi necessari per collegare la pala con il casing, effettuare la mesh e l'analisi statica e modale della pala scelta dall'utente. Lo scopo ultimo del lavoro è quello di generare una GUI user – friendly che permetta anche

all'utente meno esperto di poter gestire e modificare modelli e risultati abbastanza complessi.

Per quanto riguarda la parte CAD essa è stata gestita tramite un' interfaccia grafica internamente sviluppata in AVIO Aero. Durante il lavoro si è dapprima sviluppato il codice per generare automaticamente un modello di pala completo, creando anche i template parametrici reali relativi a questa configurazione. In un secondo momento si è integrata una modalità custom in cui ci si svincola completamente dalle configurazioni standard di BO e Vane per poter studiare configurazioni innovative soprattutto relative alle turbine controrotanti. Infine ci si è occupati dell'integrazione totale di DynBooster all'interno del tool completo.

Per ragioni di riservatezza e per preservare il patrimonio intellettuale dell'azienda i grafici e i dati riportati nel proseguio sono puramente qualitativi, sia per quanto riguarda i valori che gli andamenti.

Capitolo 2 - Dinamica dei rotori

Come si è visto nel Capitolo 1 le turbine aeronautiche sono delle turbine multistadio in cui ogni stadio è composto da uno statore (fisso e non rotante) che ha il compito di indirizzare il flusso in ingresso in modo da ottimizzare l'espansione, e da un rotore (che ruota in maniera solidale all'albero su cui è fissato) il cui compito principale è quello di estrarre lavoro dal flusso, e poter trasmettere la rotazione all'albero e a tutti i componenti montati su di esso. Il rotore è costituito da una paletta collegata al disco attraverso un incastro. Per cui la pala interagisce con il flusso, mentre il disco ha sia la funzione di trasmettere potenza e coppia all'albero che quella di sorreggere le palette e opporsi alla forza centrifuga a cui le pale sono soggette. Grazie ad opportune *gearbox* che gestiscono la trasmissione della coppia si può permettere l'utilizzo a velocità di rotazioni considerevolmente differenti da quella calcolata a progetto.

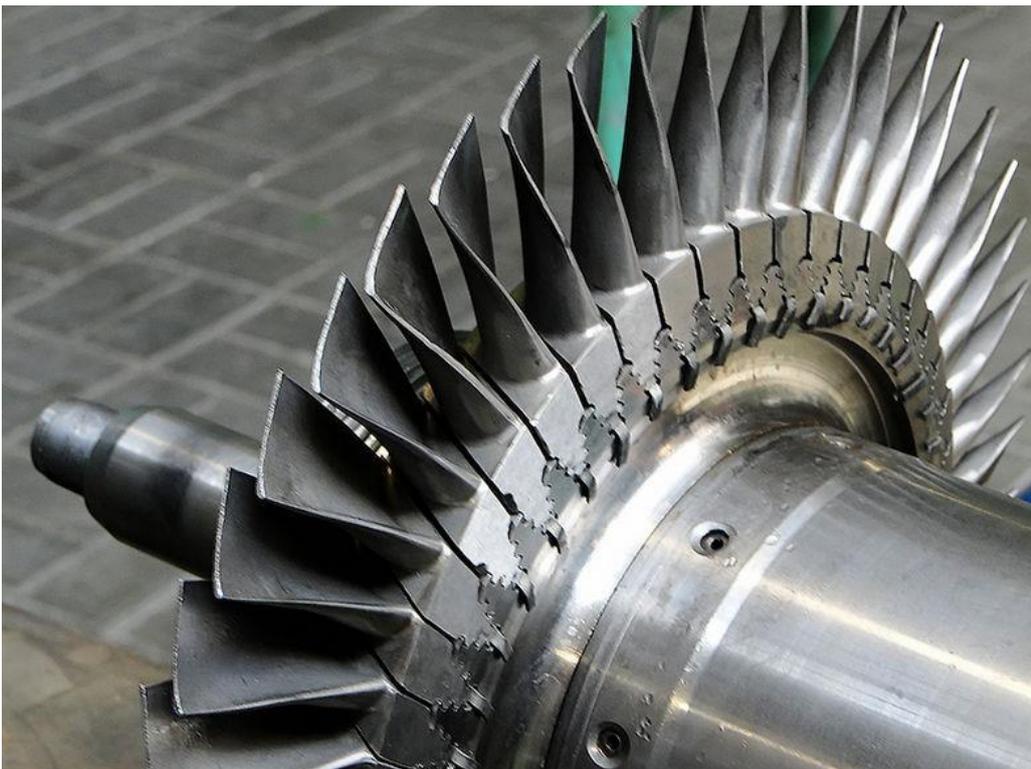


Figura 11 Esempio di disco palettato

2.1 Sollecitazioni agenti sui rotori

Per lo studio della dinamica dei rotori il primo step da affrontare è indubbiamente la definizione delle sollecitazioni agenti su di esso. Questi si possono suddividere in carichi quasi-statici e dinamici. Entrambi sono legati a fenomeni di natura dinamica, ma i primi variano in maniera molto lenta nel tempo rispetto al componente, mentre i secondi sono variabili nel tempo con elevati gradienti di variazione che producono forti effetti dinamici come vibrazioni e fenomeni aeroelastici. In maniera rigorosa si può dire che un carico si definisce quasi statico se la frequenza che caratterizza il carico è sensibilmente minore rispetto alla frequenza propria di vibrazione più piccola della struttura. Suddividendoli per la loro causa scatenante i carichi principali sono:

- Carichi aerodinamici
- Carichi inerziali
- Carichi termici

Già dalla fase di concept è molto importante andare a valutare gli effetti dei carichi sui componenti in oggetto prendendo in considerazione sia sforzi e deformazioni che fatica al fine di garantire il funzionamento in sicurezza e programmare un piano di manutenzione ottimale.

Inoltre in campo aeronautico per aumentare al massimo le prestazioni si cerca di ridurre i pesi nel limite delle possibilità. Per fare ciò nel progetto di una turbomacchina si sta spingendo verso soluzioni relative a palettature sempre meno rigide e caricate in maniera maggiore. Per fare ciò però la situazione peggiora inevitabilmente riguardo alla resistenza alle vibrazioni rendendo così necessario un trade-off tra le esigenze di sicurezza, leggerezza, manutenibilità, affidabilità ed efficienza.

2.2 Fenomeni aeroelastici

Le vibrazioni che possono venire a verificarsi dentro una turbomacchina sono principalmente legate a fenomeni aeroelastici.

L'aeroelasticità è la branca della dinamica che si occupa che si occupa dello studio dei fenomeni derivanti dall'interazioni reciproca tra strutture solide deformabili che viene investito da correnti fluide. Essa in pratica studia la mutua interazione tra forze inerziali,

elastiche ed aerodinamiche agenti su di un solido. Nelle turbomacchine da noi studiate tutte queste forze agiscono su ogni schiera di pala e possono dare origine a fenomeni vibratorii aventi ampiezza molto elevate. Nella figura seguente possiamo vedere una rappresentazione grafica delle discipline coinvolte nello studio di questo tipo di fenomeni.

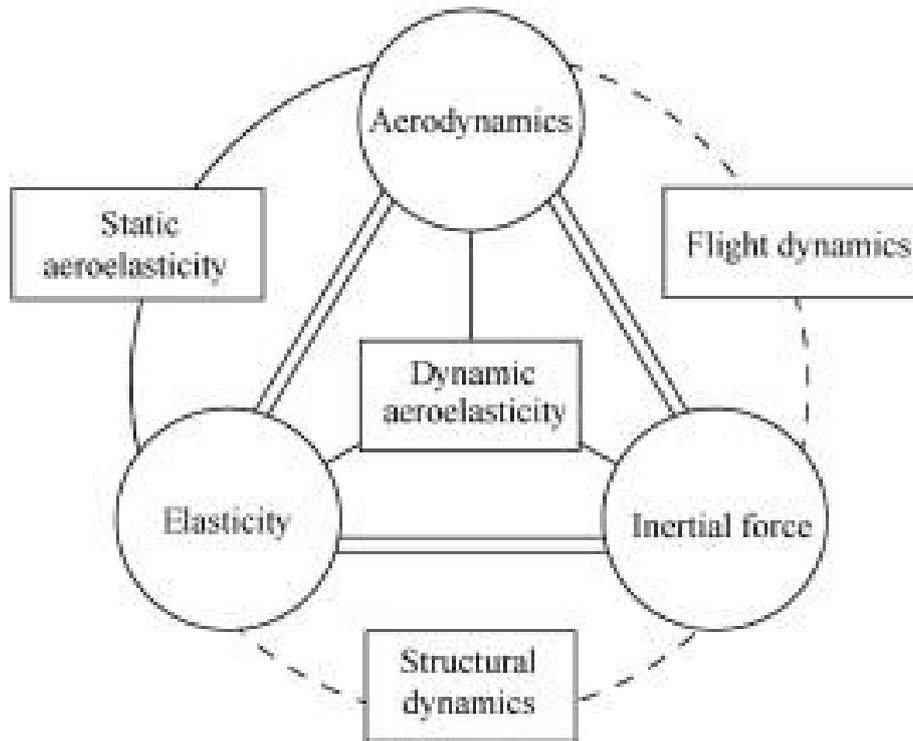


Figura 12 Rappresentazione grafica delle discipline coinvolte nei fenomeni aeroelastici

Si nota perciò come si possano distinguere dei differenti campi di studio nell'approccio verso i fenomeni aeroelastici:

- Dinamica delle strutture, se si considerano forze inerziali ed elastiche
- Meccanica del volo, se si considerano forze inerziali e aerodinamiche, che vanno a definire studi di stabilità aerodinamica
- Aeroelasticità statica, se si considerano forze elastiche e aerodinamiche
- Aeroelasticità dinamica, se si considerano tutte le tipologie di forze e si vogliono risolvere problemi relativi al calcolo della risposta forzata e del flutter

Concentrandoci su quest'ultima andiamo a vedere due fenomeni molto importanti che sono il flutter e la risposta forzata.

2.2.1 Risposta forzata

Per poter svolgere un'analisi aerodinamica in maniera esaustiva è necessario andare a eseguire l'analisi di vibrazione libera e lo studio della risposta forzata.

Nel caso vi siano delle sollecitazioni causate da forzanti esterne di tipo armonico è possibile si verifichino dei fenomeni di risonanza, ovvero delle vibrazioni di ampiezza via via crescente che possono portare al danneggiamento o persino alla rottura del componente. Questa può avvenire in due differenti situazioni:

- Se l'ampiezza di vibrazione è superiore al limite imposto dal materiale provocando rottura immediata
- A causa del fenomeno della fatica ad alto numero di cicli. Sollecitazioni cicliche, che provocano condizioni di stress inferiore al limite dato dalla resistenza del materiale, possono ugualmente portare alla rottura del componente.

E' perciò necessario andare a studiare in maniera molto precisa il comportamento del componente e tutti i carichi a cui esso viene sottoposto durante la sua vita, in modo tale da evitare la rottura del componente che porterebbe a malfunzionamenti dell'intera turbomacchina.

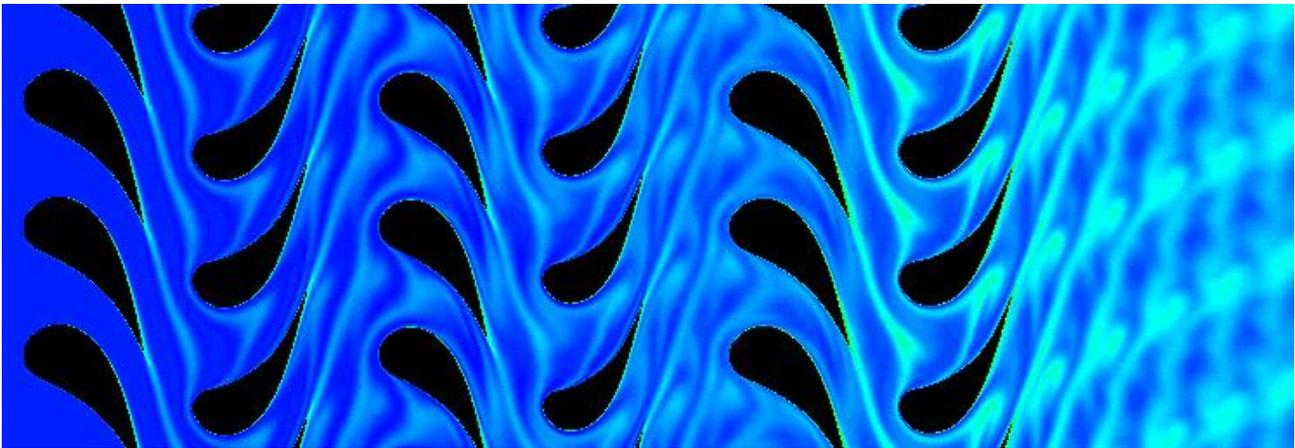


Figura 13 Interazione rotore statore

La risposta forzata, in particolare, studia l'effetto esercitato dal fluido sulla struttura e legato al movimento rotatorio effettuato dal rotore rispetto agli statori posti in prossimità di esso. Le forzanti legate a questo effetto, poichè tutti i profili appartenenti ad una determinata

schiera sono equispaziati, assumono un andamento armonico. Difatti, al passaggio da ogni settore, l'azione si ripete ciclicamente, in modo da produrre delle forzanti periodiche.

La frequenza fondamentale relativa alla risposta forzata è governata dalla velocità rotazionale del rotore e dal numero di pale presenti nella schiera considerata.

Le armoniche della forzante sono multiple della frequenza fondamentale e sono definite attraverso l'*Engine Order*'. Quest'ultimo rappresenta il rapporto tra la pulsazione della forza e la velocità rotazionale a cui ruota il disco ed in particolare:

$$EO = f * 2\pi / \Omega$$

Per mettere in evidenza la relazione tra frequenze proprie e velocità di rotazione e per identificare i possibili punti di risonanza si utilizzano i diagrammi di Campbell, in cui questa condizione è facilmente identificabile e si manifesta laddove la frequenza relativa alla forzante esterna va a coincidere con quella della frequenza naturale del rotore.

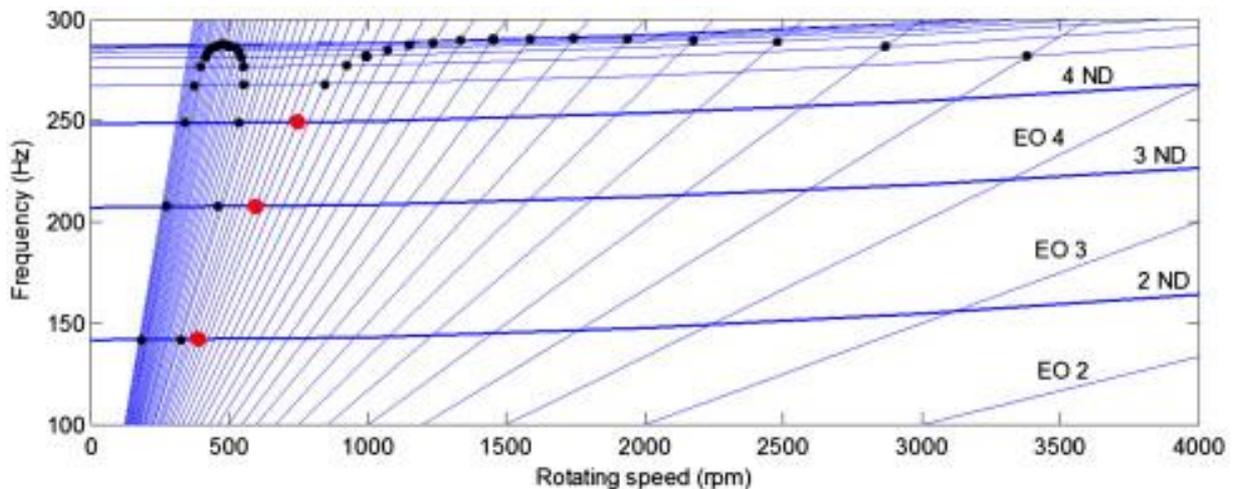


Figura 14 Esempio di diagramma di Campbell

2.2.2 Flutter

Per quanto riguarda il flutter, l'instabilità è dovuta ad un'oscillazione auto-eccitata derivante da un disturbo del campo di moto. A causa di ciò la risposta aeroelastica delle pale si amplifica e può causare danneggiamenti molto gravi, o addirittura alla rottura dell'intera struttura. Questo fenomeno è diretta conseguenza dell'accoppiamento tra forze aerodinamiche, inerziale ed elastiche.

E' possibile effettuare uno studio su dei parametri, al variare dei quali, si passa da zone in cui la risposta è amplificata ad alcune in cui essa si smorza. Qualora la risposta sia amplificata l'energia del sistema cresce indefinitamente e l'ampiezza di oscillazione non potrà essere controllata.

Capitolo 3 - Analisi modale di un disco palettato e simmetria ciclica

L'analisi modale mira a definire il comportamento oscillatorio del sistema e rappresenta il fondamento degli studi meccanici. Grazie a questa è possibile calcolare sia le frequenze di risonanza che le forme modali ad esse associate. Queste ultime rappresentano le deformate della struttura in corrispondenza di una frequenza propria.

Il disco palettato, in particolare, è un sistema rotante e questo aspetto deve essere necessariamente considerato nello sviluppo dell'analisi modale.

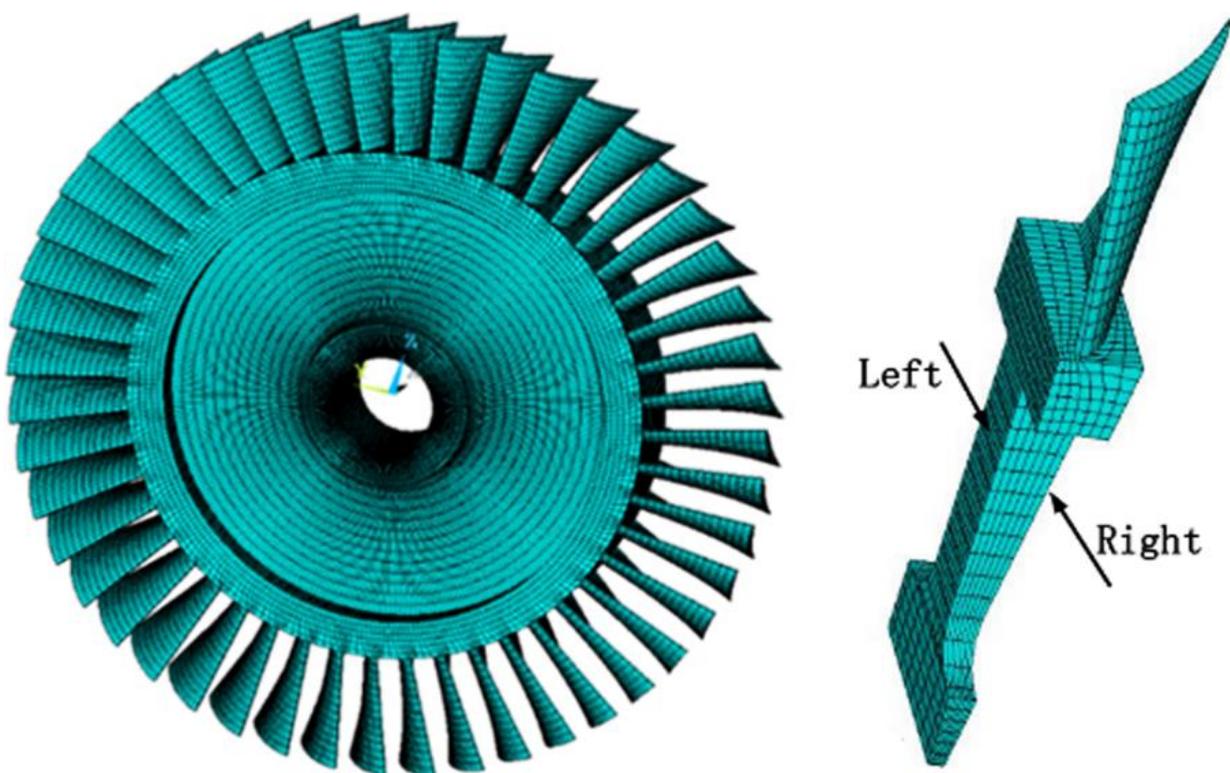


Figura 15 Struttura in simmetria ciclica (a sx) con zoom su un singolo settore (a dx)

Esso può essere schematizzato, in prima approssimazione, come una struttura in cui vi è una periodicità rotazionale e cioè esso può essere visto come la ripetizione di un numero finito di settori perfettamente uguali.

Si può perciò applicare l'ipotesi di simmetria ciclica grazie alla quale si ha un notevole decremento della complessità del problema e dei tempi di calcolo richiesti dall'analisi.

Le strutture in simmetria ciclica presentano inoltre forme modali tipiche caratterizzata da funzioni armoniche (es. $\mathbf{Cos}(n\theta)$) lungo una qualunque circonferenza inscritta all'interno del disco palettato. Dalla funzione armonica descritta sopra possiamo identificare i due parametri come:

- L'angolo θ che rappresenta l'angolo descritto dal raggio vettore rotante lungo la circonferenza;
- Il parametro n corrispondente al numero di Diametri Nodali, i quali rappresentano le linee passanti per il centro del disco in cui lo spostamento dovuto alla deformazione è nullo per un determinato modo.

In totale il numero di diametri nodali in un rotore è posto in relazione con il numero di settori da cui la struttura è formata ed in particolare si dimostra che:

$$\left\{ \begin{array}{ll} 0 \leq n \leq \frac{N}{2} & \text{se } n \text{ è pari} \\ 0 \leq n \leq \frac{N-1}{2} & \text{se } n \text{ è dispari} \end{array} \right.$$

Con N pari al numero di settori di cui si compone lo stadio studiato.

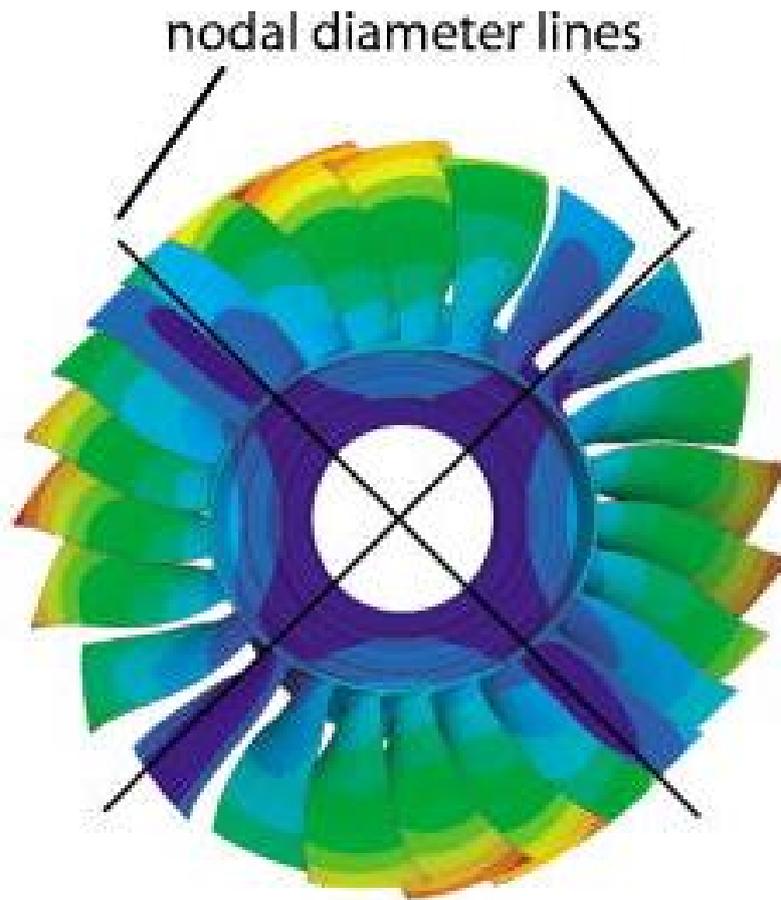


Figura 16 Disco palettato con due diametri nodali

A seconda del numero di diametri nodali che si prende in analisi, i modi di vibrazione relativi alla struttura possono essere classificati in due diverse categorie:

- Modi stazionari: in cui tutti i settori vibrano con uguale ampiezza e fase e si manifestano per dischi aventi un numero di settori N pari, per i diametri nodali corrispondenti a $n=0$ e $n=N/2$. Questi possono essere descritti attraverso un solo autovettore reale
- Modi rotanti: si manifestano per tutti i resanti **Diametri Nodali** e sono caratterizzati dalla presenza di una coppia di onde viaggiante in direzione concordi e discordi rispetto a quella di rotazione del disco, per cui le vibrazioni relative a settori adiacenti possiedono uguale ampiezze ma sono sfasate di una quantità detta **IBPA** (*Inter Blade Phase Angle*) che può essere espressa come $IBPA = 2 * \frac{\pi}{n} * N$. Questi modi vengono descritti attraverso una coppia di autovettori complessi coniugati tra loro.

3.2 Altre tipologie di famiglie modali e diagramma freND

Per ogni sistema dinamico reale esistono infiniti modi di vibrare, ognuno associato ad un determinato diametro nodale e ad una frequenza naturale. Nel caso di schematizzazione FEM in cui l'intero sistema è suddiviso in un numero finito di elementi, il numero di modi sarà pari al numero di gradi di libertà del sistema e perciò limitato. E' perciò possibile andare a determinare una famiglia modale per ogni modo di vibrare.

Per fare ciò si traccia un diagramma in cui si rappresentano le frequenze naturali in ordinata e i diametri nodali in ascissa, che viene solitamente chiamato col nome di diagramma *freND*.

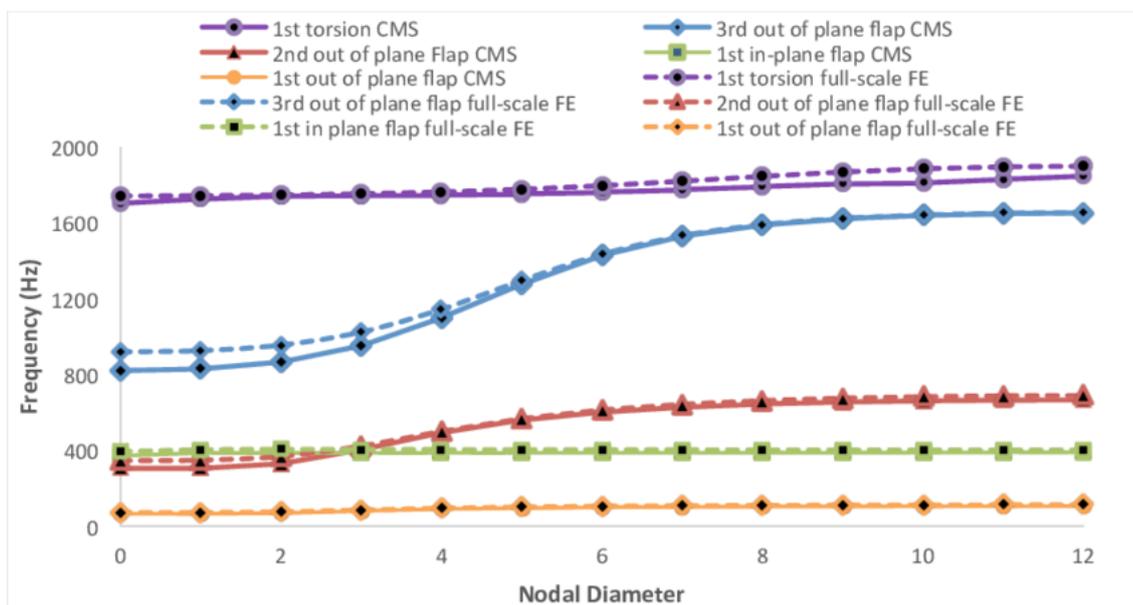


Figura 17 Diagramma *freND* con classificazione modale

Tramite il diagramma rappresentato in figura, si può vedere come ogni famiglia modale abbia un andamento crescente all'aumentare dei diametri nodali. Quest'aumento è molto piccolo per bassi diametri nodali, mentre diventa sempre più marcato al crescere di essi sino ad avere una tendenza asintotica ai diametri nodali più elevati.

Ai valori più bassi di ND i modi di vibrazione sono quasi completamente corrispondenti con i *modi di disco*, in quanto le deformazioni maggiori avvengono in esso mentre il contributo dovuto alla deformazione delle pale si può ritenere trascurabile. Al crescere di ND la situazione cambia radicalmente sino a che ci si trova in presenza di *modi di pala*. In quest'ultima situazione, infatti, il disco diventa quasi completamente rigido, mentre sono le pale a mostrare la maggiore deformazione.

Nella figura soprastante si può inoltre notare come in alcune zone corrispondenti a determinati diametri nodali due o più famiglie tendono ad avvicinarsi e, in alcuni casi, ad incrociarsi. Queste vengono chiamate regioni di *veering* e in esse le famiglie modali coinvolte si scambiano i modi di vibrare.

Per quanto riguarda la classificazione delle famiglie modali si possono utilizzare due differenti approcci:

- Classificazione in base alla frequenza: in cui la famiglia modale è definita dall'insieme dei primi valori di frequenza relativi ai diametri nodali associati;
- Classificazione in base alla forma modale: ove la famiglia modale è definita dall'insieme delle frequenze relative ai modi aventi forma modale uguale.

Le famiglie modali riscontrate più frequentemente nei dischi palettati sono:

- Flessionale, a 1 semionda (**fig. 19 – sx**);
- Torsionale, con una coppia di lobi (**fig. 19 – dx**);
- Edgewise (**fig. 18 - sx**);
- Flapwise (**fig. 18 – dx**);
- Forme di disco, in cui lo spostamento massimo avviene su un punto posizionato sul disco.

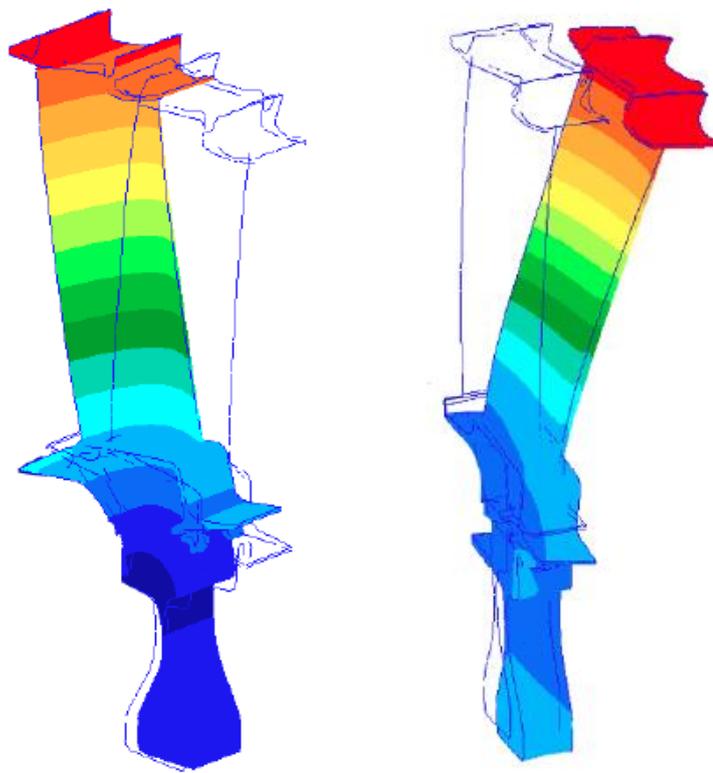


Figura 18 Modo EW (sx), e Modo FW (dx)

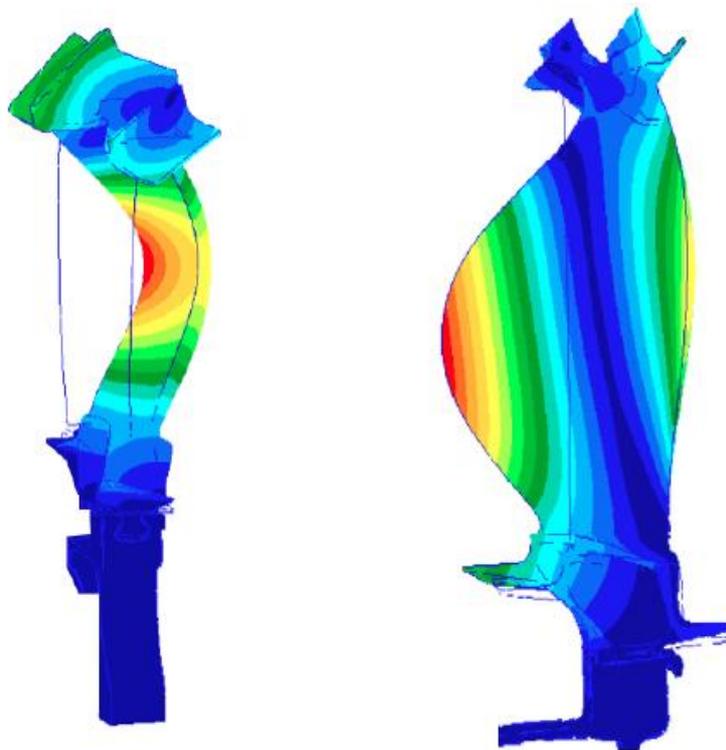


Figura 19 Modo 1F (sx) e 1T (dx)

All'aumentare del valore di ND è possibile riscontrare forme modali caratterizzate da una combinazione di quelle presentate in precedenza aventi un grado di complessità molto maggiore. Essi sono solitamente descrivibili come combinazione di modi flessò – torsionali.

3.3 Diagrammi di Campbell

Come accennato brevemente in precedenza, al fine di studiare le frequenze naturali di una struttura rotante si tracciano i diagrammi di Campbell. Essi rappresentano lo strumento più importante per verificare la presenza di instabilità di un sistema rotante al variare della sua velocità di rotazione, ed in particolare riportano l'andamento delle frequenze naturali del disco e delle frequenze delle forzanti prendendo in considerazione diversi *Engine Order*.

I punti più importanti di tali diagrammi sono rappresentati dai *crossing* che evidenziano l'incrocio con le forme modali, e rappresentano perciò il fenomeno della risonanza della forma modale con la forzante rappresentata. Non tutti i *crossing* portano a instabilità pericolose per la struttura alla stessa maniera. In particolare si devono evitare quei punti in cui la forzante eccita il modo. In tale situazione, infatti, essa scambia energia con il modo, essendo concorde alla direzione locale dello spostamento. Non si hanno invece problemi in alcuni casi a causa soprattutto di due fattori:

- L'ampiezza della forzante può avere un'intensità molto bassa (soprattutto per *EO* molto alti);
- Lo smorzamento strutturale e quello aerodinamico può riuscire a bilanciare le oscillazioni indotte dalla risonanza.

Allo scopo di garantire una comprensione più agevole si riporta un esempio di diagramma di Campbell in cui sono tracciate le frequenze naturali del sistema per tre differenti modi (curve colorate parallele all'asse delle ascisse) e l'andamento della frequenza della forzante in relazione alla velocità di rotazione al variare dell'*EO*.

Si può notare che la relazione tra la forzante del sistema e l'*Engine Order* è dovuto all'influenza esercitata sul componente considerato dagli elementi a esso circostanti. Questi, difatti, vanno a disturbare il flusso, modificando le distribuzioni di pressione sul componente e generando delle forze instazionarie dirette tangenzialmente che influenzano il comportamento complessivo della turbomacchina, eccitando il rotore con delle sollecitazioni armoniche.

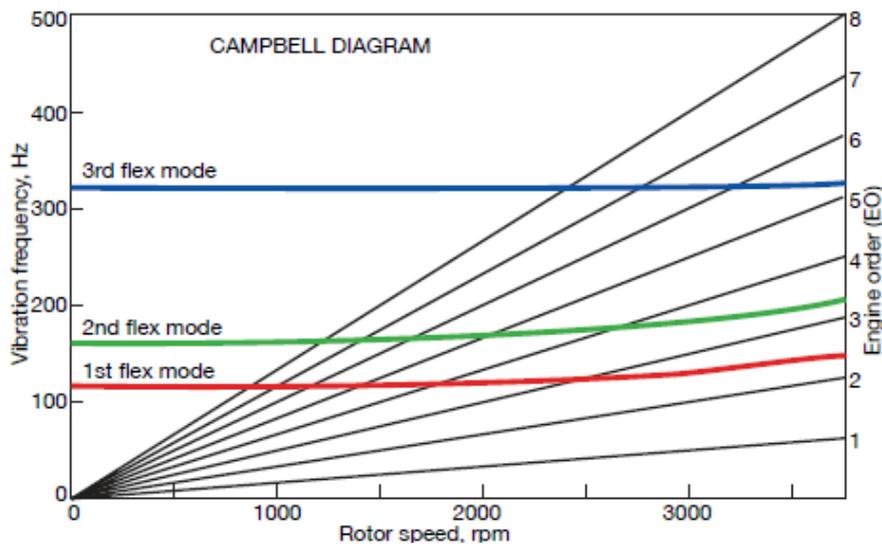


Figura 20 Diagramma di Campbell

Non è inusuale, infine, trovare forti variazioni delle frequenze naturali in relazione alla velocità di rotazione. Questo è dovuto principalmente alla presenza del *carico centrifugo*, poichè la velocità rotazionale provoca un irrigidimento della pala, al *carico termico*, che modifica la distribuzione della temperatura e di conseguenza le proprietà del materiale, e agli *effetti giroscopici*.

Per tutti i motivi elencati in precedenza si comprende facilmente quanto sia importante il tracciamento di tali diagrammi al fine di verificare il comportamento dinamico della struttura e le eventuali problematiche che possono insorgere variando la velocità di rotazione. Come verrà descritto più approfonditamente nel capitolo successivo nell'attuale workflow di progettazione essi vengono generati al termine del *preliminary design*, quando la geometria della pala è già definitiva. Nel caso, quindi, ci si accorga di eventuali *crossing* pericolosi presenti all'interno del range operativo di velocità di rotazione l'unica possibile soluzione è quella di andare a modificare localmente la geometria irrobustendo i vincoli. Questo fa sì che il rischio riguardante sia la crescita dei costi di produzione e della probabilità che la pala non rappresenti più la migliore possibile, provocando così una riduzione delle performance dell'intera macchina.

3.4 Simmetria ciclica

L'ipotesi di simmetria ciclica che è stata fatta non rispecchia perfettamente la realtà poichè il sistema presenta sempre delle imperfezioni nei componenti, nei materiali o nel

funzionamento della macchina in generale. Per avere un modello totalmente corrispondente al modello reale si dovrebbe perciò considerare un disco palettato comprensivo di tutti i settori. Questo porterebbe, però, ad un'insostenibile aumento della complessità del problema. Vi sarebbe un enorme aumento di costo computazionale, e la lettura dei risultati non sarebbe di facile lettura. Perciò si sceglie di andare a schematizzare usando la formulazione agli elementi finiti un singolo settore effettuando una mesh molto fitta e di porre su di esso il vincolo della simmetria ciclica. In tal modo l'efficienza dell'analisi aumenta moltissimo in termini di rapidità con cui si arriva ad una soluzione senza influire in maniera eccessiva sulla precisione e sull'affidabilità dell'analisi effettuata.

Ovviamente utilizzando un modello FEM, l'approssimazione della struttura reale sarà tanto migliore quanto più alto sarà il numero degli elementi utilizzati per discretizzare il sistema. Tramite ciò possiamo andare a studiare un sistema avente un livello di complessità molto alto come un sistema vibrante lineare avente più gradi di libertà.

Viene perciò utilizzata la classica equazione della dinamica:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\} \quad (3.1)$$

In cui $[M]$, $[C]$ e $[K]$ rappresentano le matrici di massa, smorzamento e rigidità del sistema e sono costanti nel tempo, mentre il vettore $\{x\}$ rappresenta i gradi di libertà del sistema variando nel tempo. $\{F\}$ è, infine, il vettore che rappresenta le forzanti esterne che vengono applicate sul sistema e variano nel tempo.

Si assume che tutti gli elementi componenti la matrice di smorzamento $[C]$ siano nulli.

Per poter risolvere il sistema di equazione, condurre correttamente l'analisi modale e ottenere le frequenze di risonanza e le forme modali del sistema, si va ad annullare il vettore delle forzanti e il sistema precedente si può risolvere, andando a trovare la soluzione della seguente equazione:

$$([K] - \omega^2[M])\{\Psi\} = 0 \quad (3.2)$$

Questa, in particolare, rappresenta l'auto-problema del sistema, ω è la frequenza naturale del sistema e Ψ la forma modale. Si ha perciò un sistema avente un numero di frequenze naturali pari al numero dei gradi di libertà della struttura discretizzata.

Grazie all'ipotesi della simmetria ciclica avanzata, si va a considerare il singolo settore per cui si ottengono un numero di GdL gestibili in maniera relativamente facile in sede di

analisi. Per simulare correttamente l'ipotesi si devono andare ad imporre appropriate condizioni di vincolo che vanno imposte alle estremità del settore.

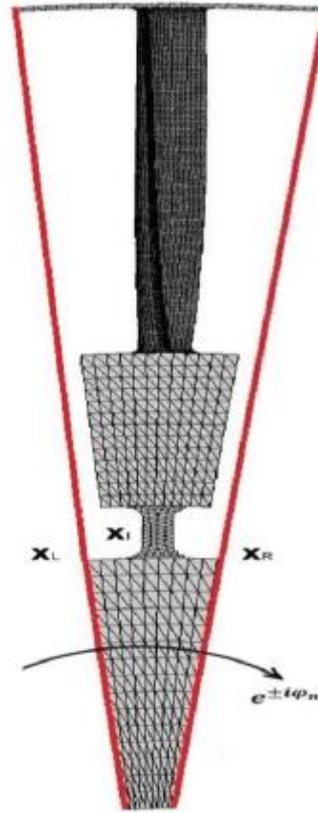


Figura 21 Settore singolo

Innanzitutto come si vede dalla figura il vettore relativo ai gradi di libertà del settore viene suddiviso in tre sotto – vettori:

$$\{x^s\} = \begin{cases} x_L^s \\ x_I^s \\ x_R^s \end{cases} \quad (3.3)$$

Come si può vedere da **fig. 21** questi rappresentano, in particolare, i punti di collegamento con il settore alla destra di quello da noi considerato $\{x_R^s\}$, quelli con il settore di sinistra $\{x_L^s\}$ e i punti interni $\{x_I^s\}$.

La medesima operazione viene effettuata per la forzante che viene scomposta in maniera analoga al precedente vettore e perciò:

$$\{F^s\} = \begin{cases} F_L^s \\ F_I^s \\ F_R^s \end{cases} \quad (3.4)$$

Per cui l'equazione del moto da risolvere per ricavare la soluzione è data dalla seguente relazione:

$$([K^s] - \omega^2[M^s])\{x^s\} = \{F^s\} \quad (3.5)$$

Inoltre, vibrando, il disco palettato presenta uno sfasamento tra i vari settori. Ciò significa che si deve imporre che questa condizione deve essere imposta sul settore considerato applicandolo ai punti in cui vi è il contatto con i settori adiacenti. Si esprime perciò lo sfasamento dei punti di destra del primo settore in funzione di quello dei punti del secondo settore e così via.

Procedendo si giunge alla relazione:

$$\{x_R^s\} = e^{i\phi}\{x_L^s\} \quad (3.6)$$

In cui si ha che:

- $\phi = 2\pi n/N$, con n rappresentante il diametro nodale ed N il numero di settori relativo allo stadio considerato.

Sostituendo l'ultima relazione nell'uguaglianza relativa ai gradi di libertà si ottiene infine:

$$\{x_R^s\} = \begin{cases} x_L^s \\ x_I^s \\ e^{i\phi}x_L^s \end{cases} \quad (3.7)$$

Si nota immediatamente che si è riusciti a ridurre il numero di incognite proprie del problema da $2n+N$ a $n+N$.

Dall'equazione (3.6) possiamo ricavare che:

$$\{x_R^s\} = e^{i\phi}\{x_L^s\} = \{x_L^s\}\left(\cos\frac{2\pi}{N} + i\sin\frac{2\pi n}{N}\right) \quad (3.8)$$

Per cui si vede immediatamente che per valori di $n=0$, $n=N/2$, si ottiene una soluzione reale, mentre per ogni altro valore assunto da n si giunge a delle soluzioni complesse. I valori ricavati sono uguali ma hanno differenti versi di rotazione.

Sostituendo il problema si riduce perciò a:

$$[K^S(\phi)] - \omega^2[M^S(\phi)] \begin{Bmatrix} x_L^S \\ x_I^S \end{Bmatrix} = \{0\} \quad (3.9)$$

La 3.9 rappresenta l'equivalente della 3.2 in cui i gradi di libertà della struttura sono manipolati in modo tale da mettere in evidenza i parametri propri della simmetria ciclica.

Inoltre si ha che la massa e la rigidezza di ogni settore sono funzione dell'angolo di fase ϕ , per cui una volta assegnato questo, la soluzione può essere direttamente calcolata di conseguenza.

E' altresì possibile notare come la scelta di un determinato ϕ impone un determinato sfasamento tra i vari settori, e per ognuno di essi è possibile ricavare le forme modali rappresentanti l'angolo di fase che si sta studiando.

Infine può essere determinato il numero totale di modi che possono essere calcolati per un disco palettato composto da N settori che sono, in particolare:

- $n^\circ \text{ modeshapes} = N/2+1$ se N è pari,
con $\phi = 0; \frac{2\pi}{N}; \frac{4\pi}{N}; \dots; \frac{2\pi}{N} \left(\frac{N}{2} - 1 \right); \pi;$
- $n^\circ \text{ modeshapes} = (N+1)/2$ se N è dispari.
con $\phi = 0; \frac{2\pi}{N}; \frac{4\pi}{N}; \dots; \frac{2\pi}{2N} (N - 1).$

Capitolo 4 - Progettazione LPT

La progettazione di una turbina di nuova generazione segue una procedura molto complessa che richiede principalmente due differenti tipi di studio. Essi riguardano l'aerodinamica in cui ci si occupa di massimizzare l'efficienza della paletta e quindi la conversione di energia del fluido in lavoro meccanico effettuato sulla macchina, e la meccanica strutturale tramite la quale si verifica che tutti i vari componenti possano resistere agli stress a cui vengono sottoposte le palette durante la loro vita operativa.

Si deve inoltre andare a investigare l'interazione fluido – struttura in maniera tale da verificare la presenza di punti di lavoro in cui la configurazione diventa instabile, ad esempio dove le vibrazioni indotte dalla rotazione vengono amplificate dal flusso. Per ovviare a ciò in aggiunta alle tipiche analisi strutturali vengono lanciate anche analisi flutter.

Tramite questi studi ci si pone l'obiettivo di arrivare ad una definizione di massima delle dimensioni del motore, della cross – section e della potenza sviluppata.

4.1 Progettazione aerodinamica

L'obiettivo è quello di determinare la forma dell'airfoil della pala con la maggiore efficienza che permette di ottenere il rapporto di espansione voluto. A seconda degli output in uscita dal concept design vengono fissate le condizioni relative alle estremità e vengono posti i vincoli su di esse, inoltre vengono definite le posizioni di bordo d'attacco e di uscita e vengono così disegnati i triangoli di velocità da cui si può ricavare in prima approssimazione la forma delle palette e la portata in massa richiesta durante il processo.

Dopo aver fatto ciò attraverso una serie di relazioni ricavate empiricamente i risultati ottenuti durante lo step precedente vengono elaborati in modo da andare ad ottenere una forma 3D del profilo. A questo punto viene lanciata un'analisi CFD in modo da determinare il comportamento della turbina.

L'ultimo step, per quanto riguarda il processo aerodinamico, è dato dalla fase di ottimizzazione in cui la forme del profilo che danno i risultati maggiormente soddisfacenti durante l'analisi CFD e rispettano le condizioni al contorno imposte sono sottoposte ad una tipologia di design dettagliato in cui la geometria delle varie pale è investigata a livello di bordo d'attacco, bordo di fuga, e distribuzione degli spessori.

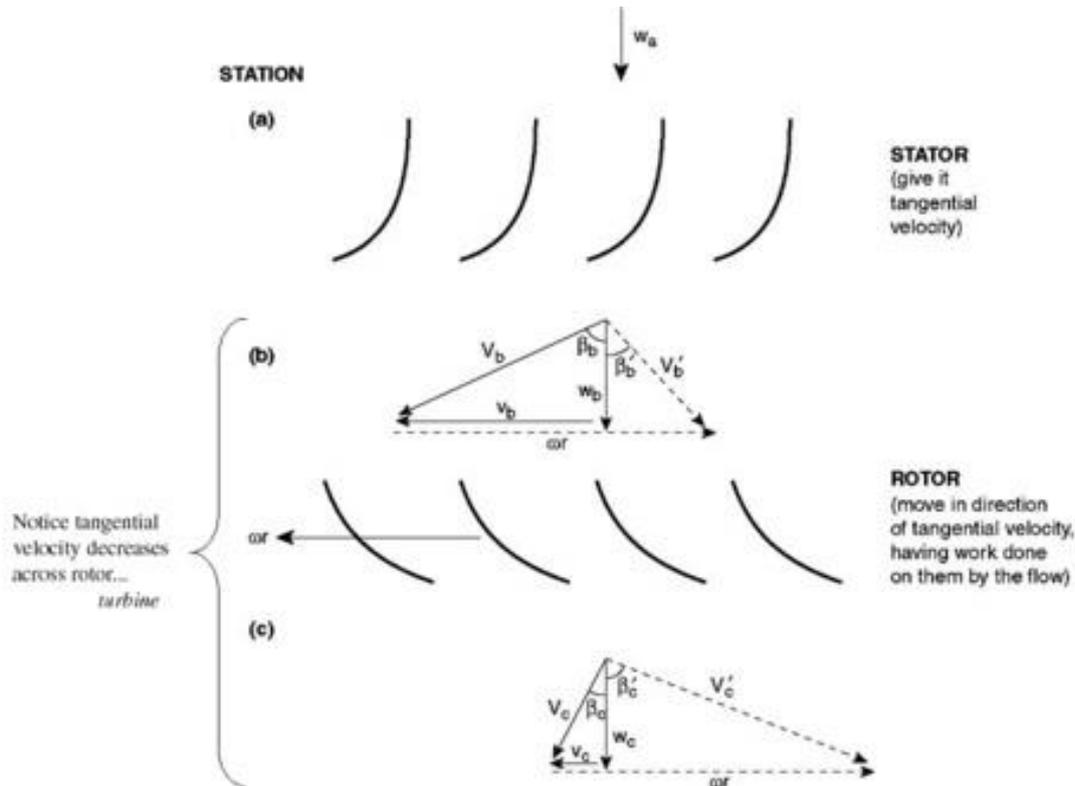


Figura 22 Triangolo di velocità di uno stadio di turbina

4.2 Progettazione strutturale

Il primo step che viene affrontato durante la progettazione a livello strutturale è relativo al completamento del profilo, fornito dall'ottimizzazione aerodinamica, con gli elementi di estremità.

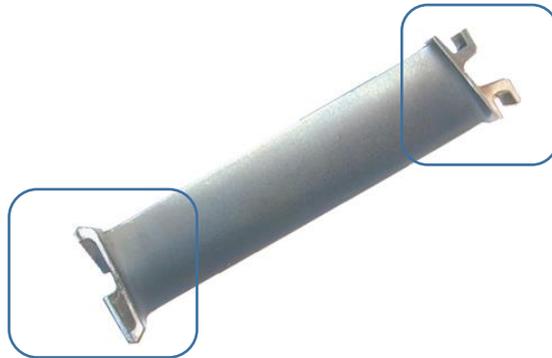


Figura 23 Estremità tipiche modello Vane

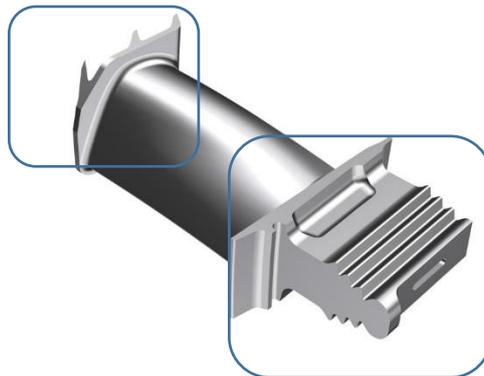


Figura 24 Estremità tipiche Blade Only

Dopo aver ottenuto la geometria completa, si va a verificare che la pala resista da un punto di vista meccanico e sia stabile. Viene dapprima generato un modello agli Elementi Finiti in cui la pala viene interamente discretizzata per poter condurre le analisi più appropriate.

I principali risultati che si vogliono ottenere da questo tipo di analisi sono la deformazione statica del sistema dovuta al campo di pressione e al carico centrifugo, nel caso si stia studiando una pala rotoria, in modo da valutare il campo di tensioni in condizioni stazionarie e la risposta forzata per andare a valutare la robustezza del modello.

In caso di risultati negativi in questa fase il profilo è nuovamente soggetto a modifiche da parte del team aerodinamico, che ripetendo le analisi viste al paragrafo precedente otterrà una nuova geometria che verrà nuovamente testata tramite analisi FEM.

Il loop prosegue sino a che non si ottengono risultati soddisfacenti dall'analisi FEM.

Se il risultato dato dalle ultime analisi è positivo la geometria diventa definitiva e la pala va in produzione. Soltanto a questo punto si vanno a processare i risultati ottenuti, e in particolare si generano i diagrammi di Campbell per valutare la risposta del motore su un ampio intervallo di velocità e viene lanciata un'analisi flutter in modo tale da andare a valutare la possibile presenza di instabilità dinamiche dovute all'interazione tra fluido e struttura. Il problema principale del workflow seguito nella progettazione tradizionale è dato dal fatto che numerose analisi di dettaglio, come le due descritte in precedenza e la determinazione della vita a fatica, sono condotte soltanto dopo che la geometria sia già consolidata e definitiva. Perciò nel caso in cui i risultati in uscita da queste analisi non siano soddisfacenti l'unica maniera per migliorare la situazione è irrobustire la pala o aggiungere dei vincoli aggiuntivi aumentando così il peso e andando a limitare enormemente i vantaggi aerodinamici derivanti dalla relativa ottimizzazione.

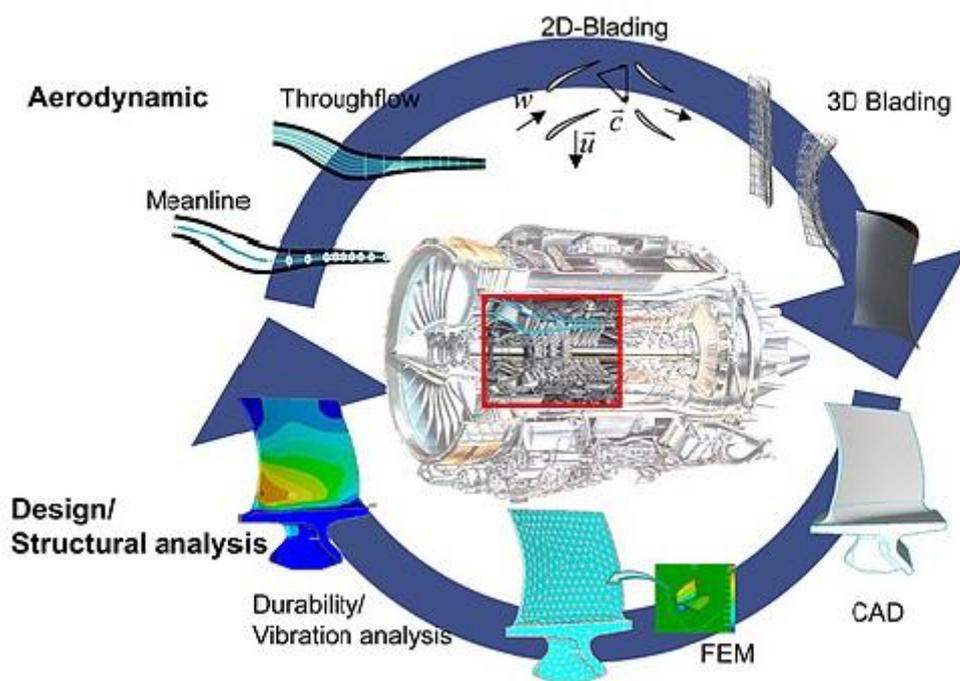


Figura 25 Workflow seguito durante la progettazione di una pala

Questo significa che la configurazione definitiva che va in servizio non rappresenta l'*ottimo globale* ma una derivante da due loop di ottimizzazione differenti che non interagiscono tra di loro. Questo può dar vita a situazioni di conflittualità tra i due cicli di ottimizzazione dovute al fatto che la scelta più appropriata da un punto di vista può essere non accettabile dall'altro. Nasce, perciò, la necessità di andare a ideare una nuova tipologia di progettazione

volta a integrare il design concettuale per andare a massimizzare i vantaggi derivanti dalle ottimizzazioni.

4.3 Il processo PRIME – Visione di lungo termine

Il lavoro di tesi svolto è stato quindi relativo allo sviluppo di un modello integrato per la progettazione Aeromeccanica integrata. Tramite l'introduzione di questo si è potuto anticipare ad un livello di design concettuale l'effettuazione di analisi molto più avanzate, e inserire già durante la fase di generazione del profilo gli elementi di estremità per poter verificare l'equilibrio e la stabilità delle pale complete. Il tool inoltre è stato pensato come totalmente automatizzato e con output di facile lettura in maniera tale da dare l'opportunità di performare analisi di livello avanzato anche ad un utente poco esperto di poter condurre l'analisi senza particolari problemi.

Ricapitolando, gli obiettivi principali, che ci si è posti nello sviluppo del tool rinominato **PRIME** (Preliminary aeRomechanics Integrated Mutlidisciplinary Environment) è quello di rendere la progettazione più robusta e nello specifico di:

- Dare ai progettisti aerodinamici un feedback meccanico di semplice lettura sotto forma di un *quality index* in modo tale che essi possano modificare il profilo della pala tenendo conto anche della resistenza e della robustezza del materiale e non soltanto dell'incremento delle performance;
- Velocizzare il processo tramite l'intera automatizzazione del processo tramite cui si genera automaticamente il modello CAD e il modello FEM partendo dagli input aerodinamici, condurre analisi modali per la generazione dei diagrammi di Campbell, lancio di analisi flutter (sia lineari che non), e generazione dei diagrammi di Goodman per il calcolo della vita a fatica;
- Definire una visione generale dell'intero processo in maniera tale da eliminare eventuali tempi morti, eventuali incomprensioni nello scambio di informazioni e scambi di dati errati.

La riduzione dei tempi necessari all'analisi e dell'onere computazionale ottenuti grazie al nuovo tool ha permesso di anticipare analisi più dettagliate ad un livello di concept

rendendo possibile un livello di ottimizzazione della geometria molto maggiore rispetto al passato portando verso dei costi di progettazione minori e vincoli meno intrusivi.

Si riporta nel seguito lo schema relativo all'idea base attorno alla quale si sta sviluppando il tool.

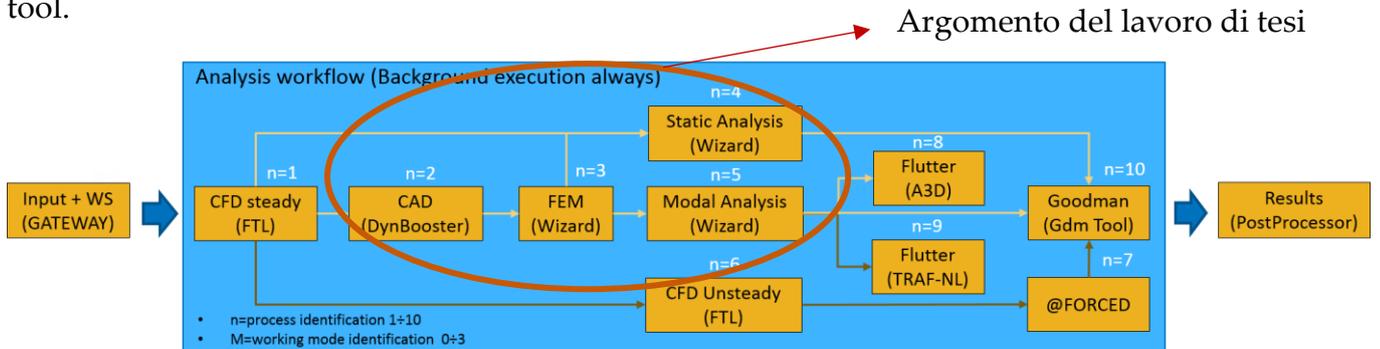


Figura 26 Idea base di PRIME

Dalla figura è possibile notare tutti i vari sotto-programmi che vanno a comporre il tool completo. In particolare si è tenuta in considerazione l'eventualità che l'utente non voglia lanciare tutte le analisi che il tool è in grado di fare, ma di porre la sua attenzione solo su alcune in particolare. Le frecce, in particolare indicano tutte le varie strade percorribili nell'utilizzo del tool.

L'utente potrà scegliere, perciò quali analisi lanciare tramite un semplice inserimento da GUI, tramite la quale verrà generato un codice numerico, chiamato *MasterCode*, che conterrà i *flag* relativi all'attivazione o alla disattivazione delle varie analisi.

A fianco di questa modalità personalizzabile dall'utente è stata resa disponibile una modalità di default tramite la quale vengono lanciate tutte le analisi necessarie per ottenere i risultati più importanti dal punto di vista della progettazione.

Oltre a queste due, vi è una terza modalità di utilizzo che consiste nella possibilità da parte dell'utente di poter importare un modello CAD completo sul quale effettuare l'analisi modale.

Nella tabella riportata in seguito si notano le differenti modalità disponibili e quali tipi di analisi sono disponibili per ognuna di esse.

Process	Tool	WM Default (M=1)	WM Custom (M=2)	WM Import (M=3)
Input + WS	Gateway	na	na	na
CFD Steady	FTL → «Steady»	✓	✓	✗
CAD Model	DynBooster	✓	✓	✗
	Wizard → «CAD»	✗	✗	✓
FEM Model	Wizard → «FEM»	✓	✓	✓
Modal Analysis	Wizard → «Modal»	✓	✓	✗
Static Analysis	Wizard → «Static»	✓	✓	✗
CFD Unsteady	FTL → «Unsteady»	✗	✓	✗
Forced Response	@ FORCED	✗	✓	✗
Flutter Linear	FTL → «A3D»	✓	✓*	✗
Flutter NL	FTL → «Traf-NL»	✗	✓	✗

Figura 27 Differenze tra le tre modalità di utilizzo di PRIME

4.4 Il processo PRIME ad oggi

Nello specifico il tool sviluppato si basa sull'integrazione tra diversi software e linguaggi di programmazione e dà la possibilità anche ad utenti poco esperti di effettuare un'analisi aeromeccanica completa completamente automatica.

In particolare il tool sviluppato segue al momento il workflow rappresentato nella figura sotto:

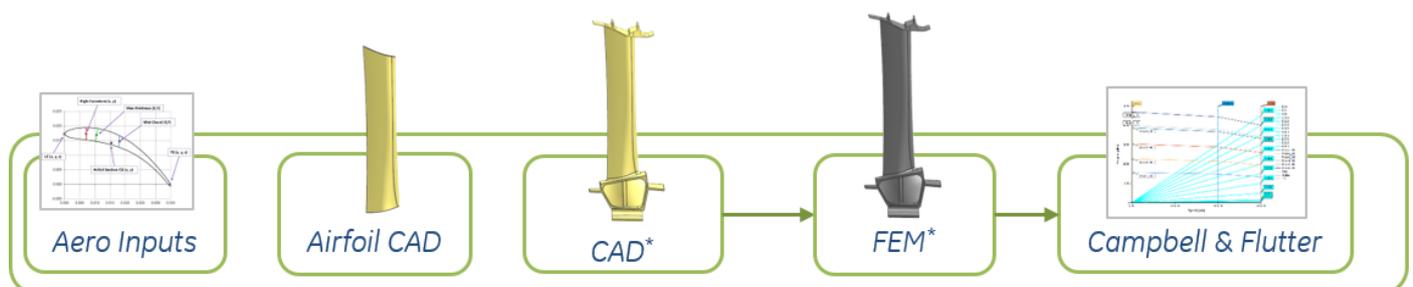


Figura 28 Workflow seguito dal processo

Dapprima vengono raccolti ed organizzati opportunamente gli input aerodinamici 2D necessari per le nostre analisi. Fatto ciò, tramite il richiamo del software *Unigraphics NX* è possibile generare automaticamente dapprima un airfoil 3D e dopo un modello CAD completo, compreso di elementi di estremità andando semplicemente a definire il tipo di pala e lo stadio del motore che si vuole studiare. Come si discuterà in maniera più approfondita nel capitolo successivo gli elementi di estremità che vengono attaccati agli airfoil in maniera coerente con la tipologia di pala scelta sono stati modellati seguendo una logica parametrica, in modo tale da permettere all'utente di poter modificare velocemente lunghezze, spessori, angoli e raggi di raccordo, e lanciare diverse analisi con modelli aventi differenti dimensioni e forme.

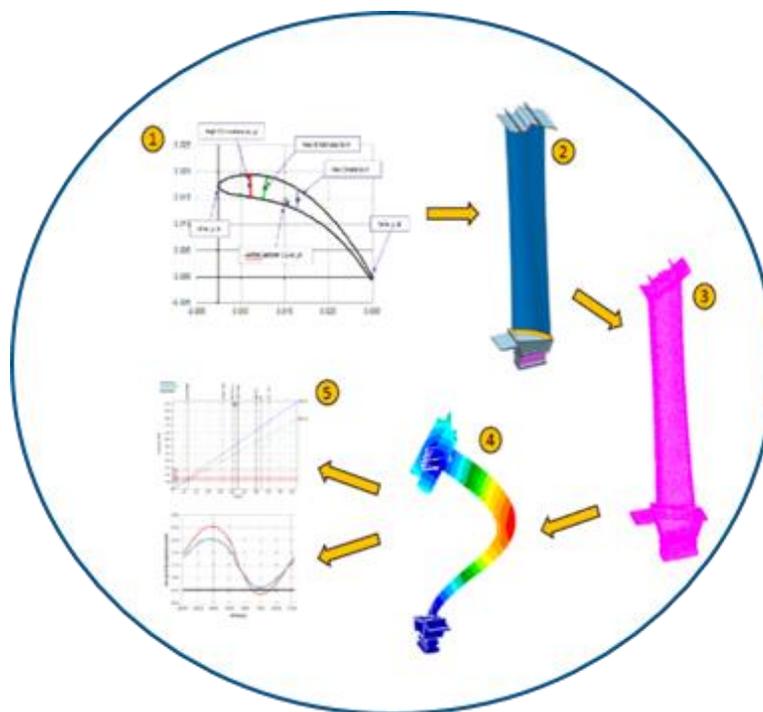


Figura 29 Processo integrato completo

Dopo la generazione CAD il modello viene passato ad *Ansys Workbench* in cui vengono imposte le condizioni al contorno relative al campo di temperatura, ai vincoli e ai carichi esterni imposti sulla pala. Fatto ciò viene generata automaticamente la mesh, e vengono lanciate l'analisi statica e quella modale.

Dopo la fine dell'analisi il tool fornisce come output le immagini dei modi propri della struttura, i diagrammi di Campbell e gli input necessari per lanciare l'analisi flutter lineare e non lineare in modo tale da poter calcolare l'*aerodamping*.

Capitolo 5 – Generazione CAD & Analisi FEM

Il primo step da realizzare per perseguire l'obiettivo di unificare la progettazione sia dal punto di vista strutturale che da quello aerodinamico è quello relativo alla definizione del modello CAD.

L'analisi aerodinamica definisce la forma dell'airfoil, è basata sulla CFD e si occupa esclusivamente della pala che interagisce con il fluido. Per quanto riguarda l'analisi strutturale è necessario completare l'airfoil con gli elementi presenti alle due estremità per poter andare a simulare i contatti in maniera corretta.

Questa sequenza di operazioni è molto onerosa per quanto riguarda la quantità di tempo da impiegare. Per automatizzare il tutto e rendere la procedura più veloce si è scelto di seguire un approccio parametrico per la definizione dei componenti da inserire sull'airfoil. Sono stati perciò generati dei modelli in cui tutte le grandezze sono definite da set di parametri in modo tale da poter facilmente modificare la forma del componente semplicemente modificando il valore dei vari parametri.

Per ogni componente sono stati parametrizzati i relativi template rispettando la seguente logica:

- Il corpo viene definito tramite due tipi di parametri principali, che sono i parametri di sistema (System Parameters) su cui l'utente non ha nessun controllo e i parametri personalizzabili (Custom Parameters) che possono venire modificati dall'utente per studiare differenti configurazioni.
- Inoltre ad ogni Airfoil è associato un fattore di scala per far sì che ogni template prodotto possa essere scalato in modo tale da avere le dimensioni adeguate per ogni stadio della macchina selezionata.

Tutto ciò viene gestito attraverso il tool DynBooster. Esso è composto da un'interfaccia grafica sviluppata in linguaggio C++ ed è capace di rendere la generazione del CAD relativo al modello selezionato totalmente automatica. Il tool, dopo che l'utente ha definito una serie di parametri che servono come prerequisiti, come scegliere tra Vane e Blade Only, e lo stadio da studiare, crea dapprima l'Airfoil partendo dai dati aerodinamici 2D e poi effettua le

operazioni descritte prima sui template in modo da generare un modello completo e funzionante. L'ultimo step è quello di aggiungere dei *tag (named selection)*, laddove sono applicati carichi, vincoli oppure è specificatamente richiesta una specifica definizione della mesh. Questi verranno riconosciute e utilizzate all'interno di Ansys Workbench per la performance dell'analisi FEM. Andiamo ora ad analizzare nel dettaglio il funzionamento.

5.1 Creazione Airfoil

Come è stato esposto nel paragrafo precedente il primo step nella generazione CAD automatica è dato dalla generazione dell'airfoil. DynBooster legge i dati relativi ai profili aerodinamici 2D della pala al tip e all'hub, effettua l'impilamento tramite la creazione di un set di spline ausiliarie e genera un CAD 3D dell'Airfoil. Ovviamente nel caso l'Airfoil sia già disponibile il tool si limita ad importarlo all'interno dello spazio di lavoro.

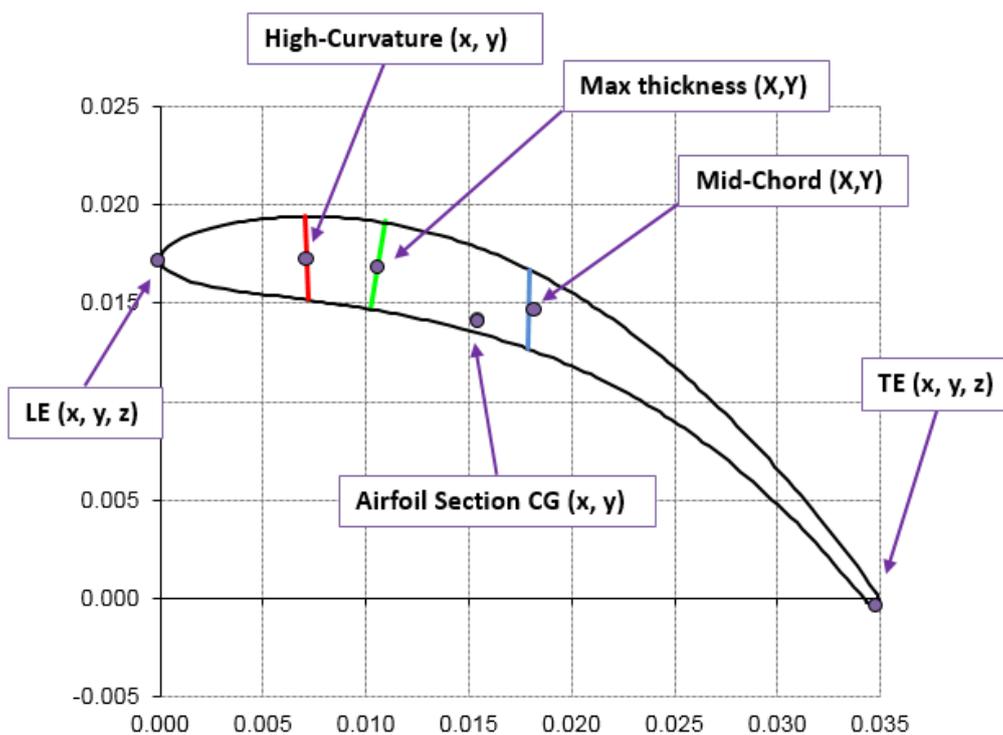


Figura 30 Airfoil section 2D

I dati aerodinamici 2D importati sono necessari inoltre per poter collegare i vari template alle estremità con l'airfoil e per tale motivo vengono salvati all'interno di un file standardizzato in cui essi sono facilmente accessibili. Tramite i dati importati il tool calcola un set di grandezze necessaria per poter manipolare i template in maniera corretta.

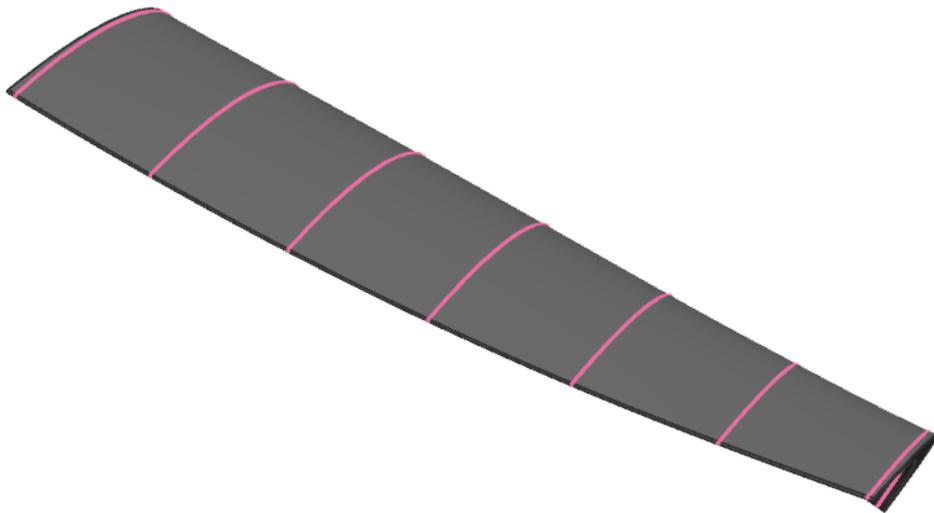


Figura 31 Output Airfoil prodotto da DynBooster

5.2 Logica per la creazione di template parametrici

Dopo la creazione dell'airfoil, vi è la necessità di andare a completare il componente voluto inserendo gli elementi mancanti alle estremità.

Un primo set di template è presente nel Database del tool, ma l'utente può anche scegliere di crearne uno nuovo a secondo delle sue esigenze semplicemente andando a seguire poche e semplici regole.

Innanzitutto ogni template è parametrico e completamente parametrizzato in modo tale da poter permettere la modifica della sua forma semplicemente cambiando pochi parametri. Come accennato all'inizio del capitolo corrente ogni template è caratterizzato da due set di parametri:

- I parametri di sistema che vengono aggiornati automaticamente dal tool per permettere di collegare il template alla pala. Questi sono essenzialmente ricavati dai dati delle sezioni aerodinamiche 2D dell'airfoil al tip (endwall superiore), e all'hub (endwall inferiore) che sono in particolare:
 - L'inclinazione dell'Airfoil alle estremità della pala;

- La lunghezza della corda;
 - Le coordinate spaziale di bordo di attacco e di uscita;
 - La distanza radiale delle estremità dall'asse motore.
- I parametri custom completamente personalizzabili dall'utente ulteriormente raggruppati in lunghezze, spessori, raggi dei raccordi e angoli. Tramite la loro modifica l'utente può modificare non soltanto la dimensione del template ma può anche cambiare la stessa forma del template.

Tutti i parametri, prima di poter essere modificati dall'utente vengono opportunamente scalati in base alla dimensione dell'airfoil scelto in modo tale da poter utilizzare un unico template per tutti gli stadi del motore.

I principi che stanno alla base della generazione di ogni template sono essenzialmente due. I template devono essere rappresentativi della geometria del componente reale e la parametrizzazione deve essere abbastanza semplice in modo tale da garantire la robustezza del modello.

Per soddisfare questi requisiti i template sono stati generati prendendo come riferimento una cross – section di un motore esistente e in particolar modo, le estremità delle pale rotoriche. A partire da questo si è creato uno sketch 2D che è stato **successivamente posto in rivoluzione** attorno all'asse motore per poter ottenere il 3D. Per andare a completare il tutto è stato necessario andare a definire i piani di taglio dedicati per ogni tipo di template in maniera tale da rifinire la forma finale.

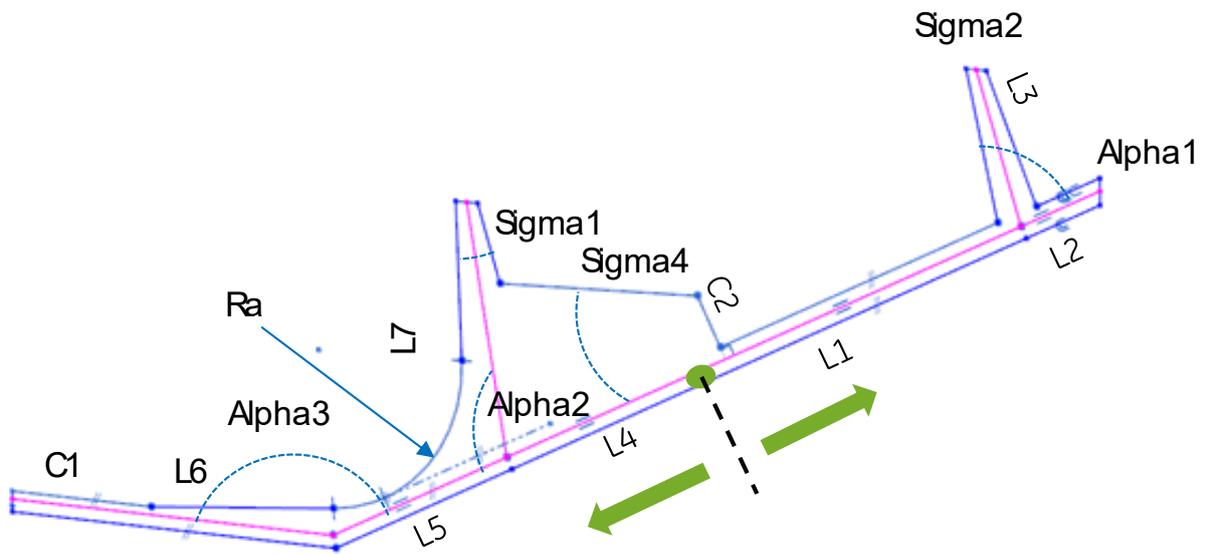


Figura 32 Esempio di sketch 2D parametrico relativo al tip shroud di una pala

Tramite questa metodologia sono stati creati i template per andare a completare il modello Blade Only che vengono riportati nel seguito e rappresentano:

- Il tettuccio (Shroud) posto all'estremità superiore della pala;
- La piattaforma (Shank) e l'incastro (Fixing) posti all'estremità inferiore della pala.

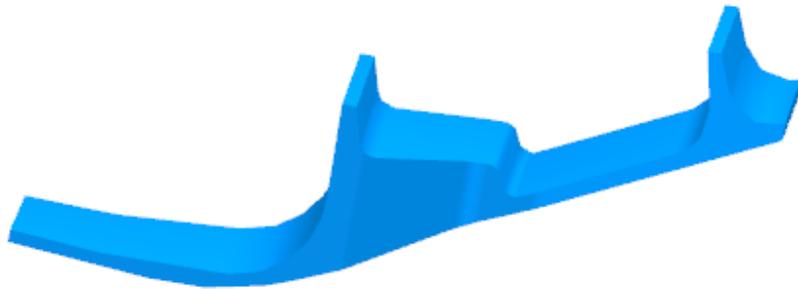


Figura 33 Shroud Template

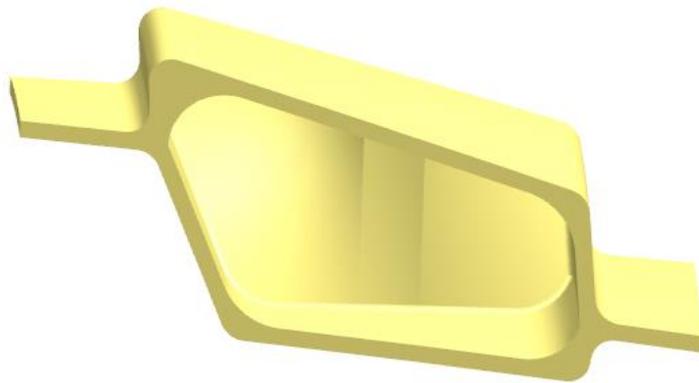


Figura 34 Shank Template

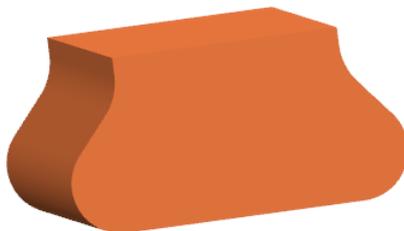


Figura 35 Fixing template

5.3 Assemblaggio e posizionamento template

Una delle problematiche principali durante la fase di automatizzazione del processo di generazione CAD è quello di andare a definire in maniera coerente il posizionamento e le interfacce tra i vari template.

Per quanto riguarda il primo punto si è scelto di importare ogni template in prossimità del centro di gravità dell' estremità a cui deve essere agganciato. Tramite la definizione di un offset assiale e un offset tangenziale il template viene spostato sino a essere posto nella posizione voluta. Tutti gli offset sono definiti in relazione a quattro punti fondamentali dell'airfoil:

- Bordo d'attacco
- Bordo di fuga
- Punto di massimo spessore
- Punto di massima curvatura

Attraverso i dati immagazzinati dai file di input 2D aerodinamici siamo stati in grado di modificare la posizione del template in modo da seguire tutte le opportune design rules.

Andiamo ora a vedere nel dettaglio le regole seguite per la generazione e la manipolazione dei template utilizzati per la creazione del modello Blade Only.

5.3.1 Modellazione Tip Shroud

Come si può notare dalla **figura 37** per la generazione dello shroud si è scelto innanzitutto di posizionare l'interlocking sul punto di massimo spessore del profilo e centrarlo rispetto a esso. Volendo utilizzare, in prima approssimazione, una logica a tre punti si è scelto di andare a centrare il modello anche su bordo d'attacco e di fuga in modo da minimizzare il momento flessionale dovuto allo squilibrio di masse che sarebbe derivato da un non perfetto centramento sul profilo. Inoltre per rifinire il template si è scelto di seguire il profilo lungo bordo d'attacco e di fuga e di porre l'angolo di interlocking a 45° .

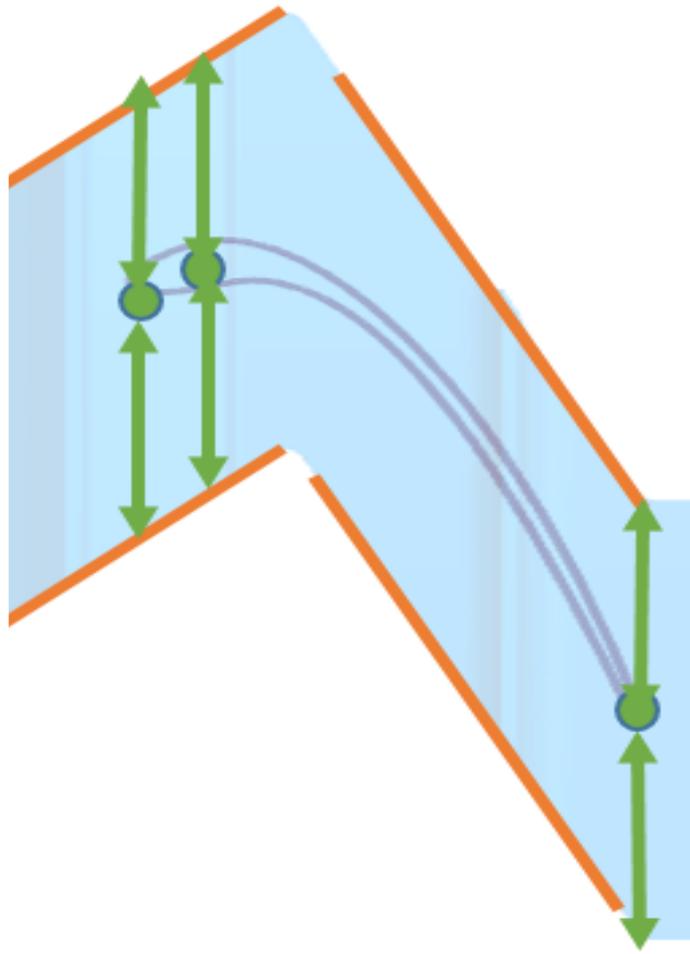


Figura 36 Esempio di posizionamento e centraggio dello shroud

5.3.2 Modellazione Shank

Anche per quanto riguarda lo shank si è partiti dalle dimensioni di questo componente ricavate da una cross – section relativa ad un motore già esistente in modo da rappresentare nella maniera più realistica possibile questo elemento.

Partendo dal modello di riferimento si è perciò dapprima disegnato uno sketch 2D da cui è poi stato ricavato il modello tridimensionale.

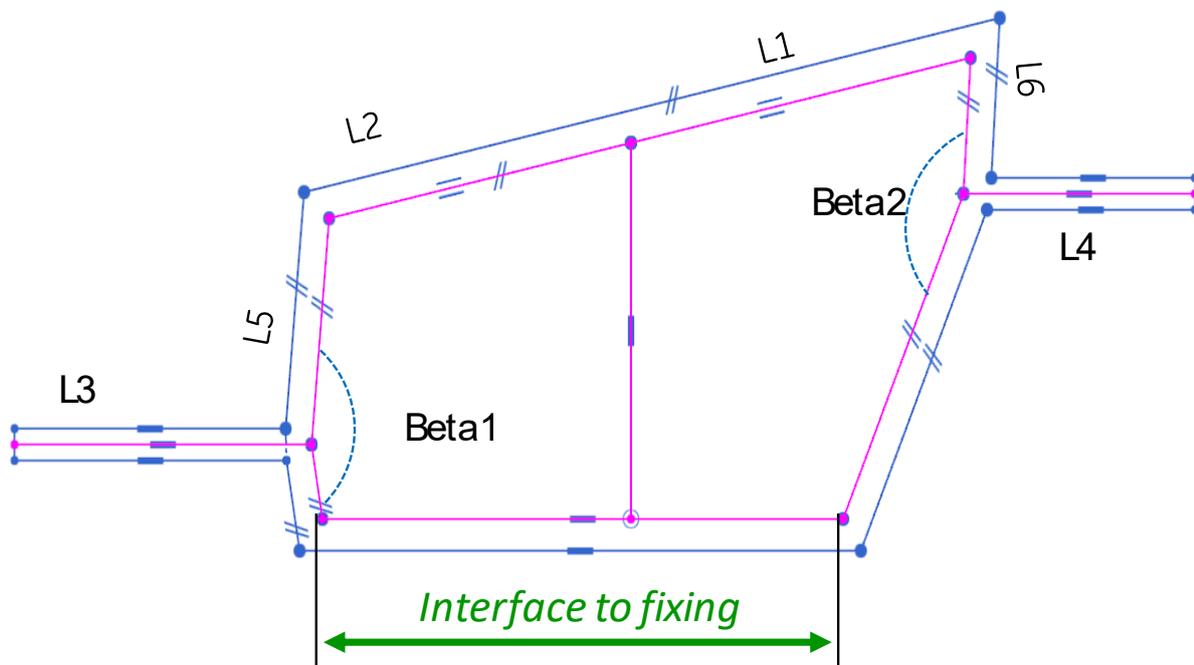


Figura 37 Sketch 2D parametrico relativo allo shank di una pala

Come possiamo notare dalla **fig.38** l'intero sketch è parametrico e già in questa fase è prevista l'interfaccia con l'incastro.

Per quanto riguarda la sua modellazione abbiamo suddiviso la piattaforma in due sottocomponenti che sono l'involucro esterno e il pocket interno avente il compito di sostenere l'airfoil e permettere di collegare l'incastro alla pala. Il primo è strutturato in

maniera abbastanza semplice in quanto l'unica design rule seguita per il suo sviluppo è quella di accertarsi che l'angolo secondo cui viene tagliato sia uguale all'angolo di stagger del profilo all'hub in maniera tale da assicurarsi che l'airfoil venga appoggiato in maniera congruente sulla piattaforma. Più articolato è il processo per andare a definire il pocket. In particolare si è scelto di seguire il profilo dell'airfoil nella parte superiore seguendo una strategia di centramento in più punti, e di seguire la geometria dell'incastro nella parte inferiore.

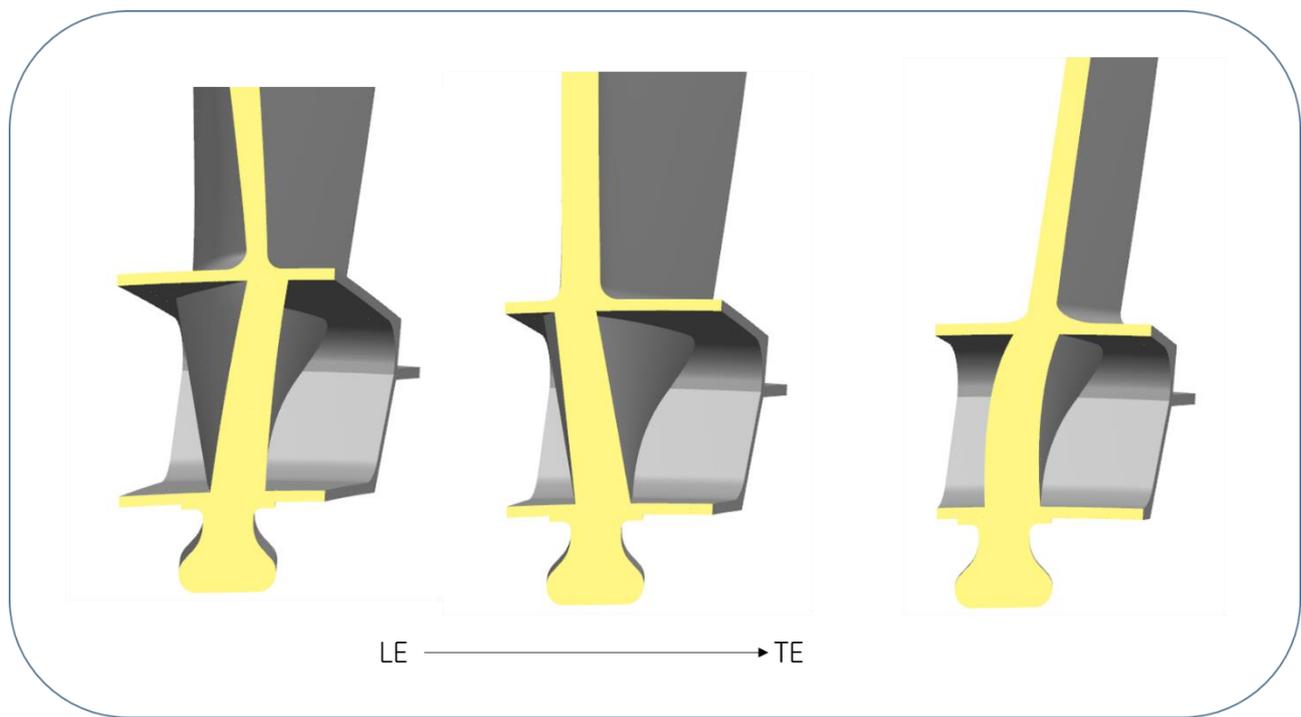


Figura 38 Definizione forma pocket dello shank lungo il profilo

5.3.3 Modellazione Fixing

L'ultimo componente da modellare per andare a completare il modello Blade Only è l'incastro. Esso può assumere differenti forme, principalmente a seconda del numero di lobi presenti. Si è scelto perciò di andare a modellare due tipologie di incastro, rispettivamente con uno o due lobi per dare l'opportunità all'utente di scegliere quale utilizzare per far partire l'analisi. Durante la modellazione si è prestata particolare attenzione alla definizione delle aree di contatto dell'incastro con il disco.

Il modello è stato dapprima definito in maniera preliminare andando, a dimensionare il template su quello di una pala già esistente. Per ottimizzare la sua forma e giungere ad una rappresentazione completamente realistica è in corso l'implementazione di un tool

accessorio che tramite considerazioni sia 1D che 2D permette di valutare la consistenza del modello e ottimizzare la sua forma. Si è perciò scelto di parametrizzare la cross – section del template in maniera identica a quella seguita dall’ottimizzatore per poter integrare il suo funzionamento all’interno del tool principale.

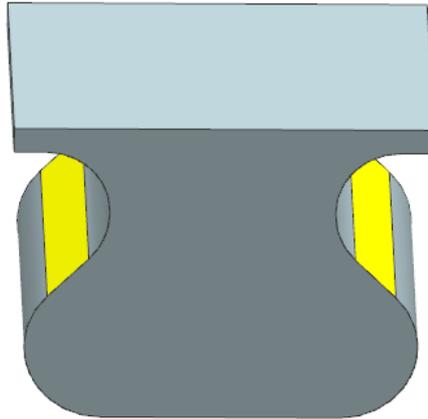


Figura 39 Modello fixing con aree di contatto con il disco evidenziate

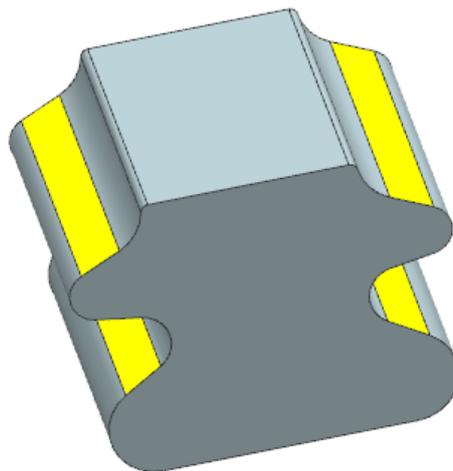


Figura 40 Modello firtree con aree di contatto con il disco evidenziate

5.4 Struttura Blade Only model

Lo step immediatamente successivo alla modellazione dei vari template parametrici analizzati in precedenza è stato quello di andare a implementare una routine che permettesse di *matchare* questi con l'airfoil selezionato. Questo è stato fatto principalmente tramite una logica di offset assiali e tangenziali, andando a sfruttare i dati aerodinamici della pala relativamente al tip e all'hub e soprattutto tramite la definizione delle interfacce per ogni template come visto nei paragrafi precedenti.

Infine dopo aver assemblato tutti i vari componenti il programma va a creare i fillet tra i template e l'airfoil per generare un unico solido. L'ultimo step deputato all'eseguibile che genera il CAD è dato dall'apposizione delle *named selection* che verranno lette da Ansys WB per effettuare l'analisi FEM.

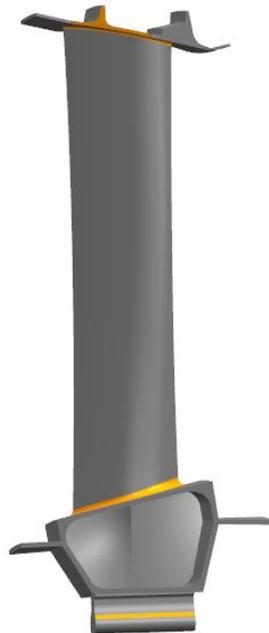


Figura 41 Modello BO completo con Named Selection per Ansys WB in evidenza (FV)

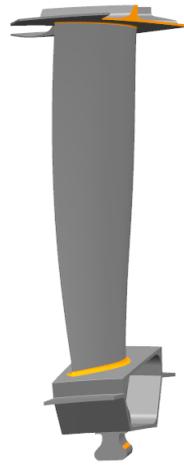


Figura 42 Modello Blade Only completo (SV)

Inoltre nel caso l'utente voglia effettuare uno studio su un'intera schiera il tool dà la possibilità di scegliere il numero di pale da generare automaticamente. Ovviamente il numero massimo di pale che è possibile selezionare sarà vincolato dallo stadio scelto.

Si riportano nel seguito una serie di immagini che mostrano dei modelli aventi diversi numeri di pale.

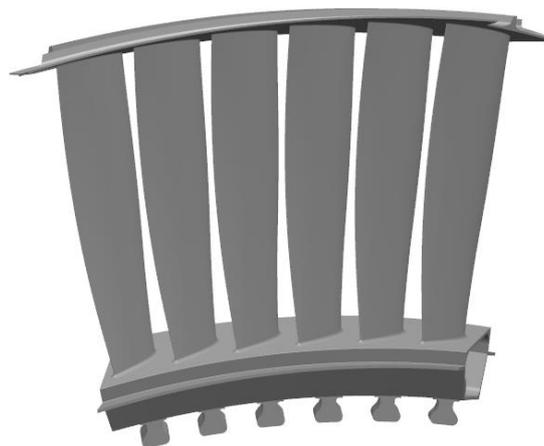


Figura 43 Esempio di schiera avente 6 Pale

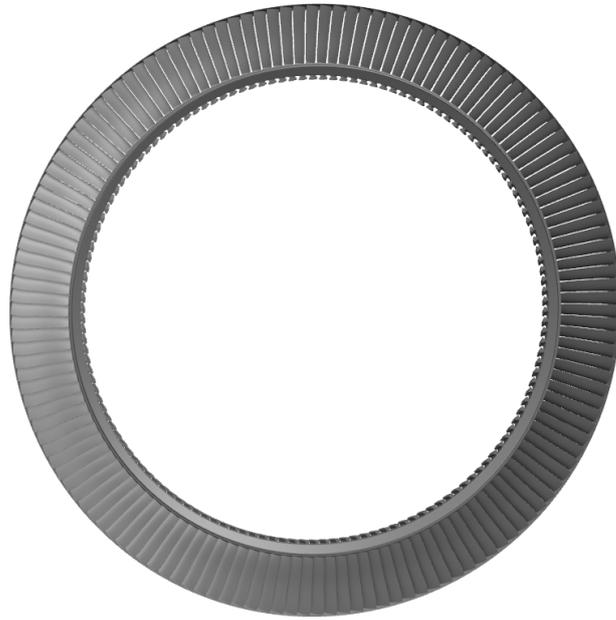


Figura 44 Generazione stadio completo turbina

5.5 Integrazione Wizard WB per analisi FEM

Dopo aver generato il modello CAD e aver opportunamente *taggato* le facce appropriate si devono effettuare una serie di step successivi per poter lanciare l'analisi FEM. Innanzitutto viene generata la mesh, dopo viene applicato il campo di temperatura e infine vengono settate le condizioni al contorno relative alle due estremità. In particolare vengono posti i vincoli sulle facce di contatto e viene inserito il carico centrifugo dovuto alla rotazione nel caso in cui si stia analizzando un modello *Blade Only*.

Data la standardizzazione della procedura si può intuitivamente comprendere che queste azioni si prestano ad essere automatizzate soprattutto nella fase di design preliminare.

Questo è stato fatto tramite la creazione di una *Wizard* all'interno di Ansys Workbench che ha permesso anche la stesura di un workflow per guidare l'utente all'interno di essa rendendo molto semplice il suo utilizzo. Si descrive brevemente, nel seguito, il workflow seguito da questo tool.

Esso riceve in input un modello CAD (che può essere generato automaticamente attraverso la procedura descritta nei paragrafi precedenti) all'interno della *Wizard* stessa.

Il primo step è quello di leggere le *Named Selection* inserite nel modello per porre correttamente vincoli e condizioni al contorno.



Figura 45 Named Selection necessarie per il funzionamento della Wizard

Fatto ciò sfruttando le potenzialità di WB viene automaticamente generata la mesh e le facce di estremità vengono vincolate andando a bloccare gli spostamenti nodali. Il carico termico viene importato tramite un campo di temperatura 2D, funzione delle coordinate radiali ed assiali. Viene perciò generata una mappa termica che determina l'uso locale di differenti valori relativi al modulo elastico del materiale.

A questo punto viene calcolata la soluzione, dapprima attraverso l'analisi statica, condotta utilizzando un pre-stress indotto dal carico centrifugo e in seguito attraverso l'analisi modale in cui l'auto-problema è risolto a partire dalla configurazione deformata.

E' possibile, inoltre, lanciare fino a tre analisi, corrispondenti a tre differenti condizioni operative in parallelo. In questo caso l'utente pone i campi di temperatura appropriati e lancia le analisi. In output viene visualizzato il diagramma di Campbell, e tutti i dati,

comprensivi degli screenshot relativi ai modi propri, vengono salvati e immagazzinati in maniera che siano facilmente visualizzabili.

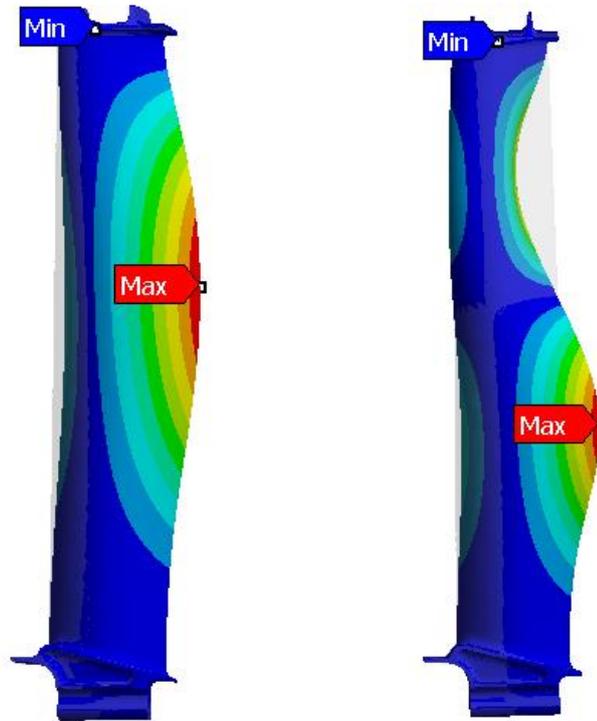


Figura 46 Modeshapes in output dalla WIZARD

Viene inoltre salvato l'intero database di Ansys WB in modo tale da poter proseguire l'analisi qualora l'utente voglia. Oltre agli elementi di estremità, di particolare interesse, è anche l'airfoil, poichè esso viene utilizzato durante il post-processing per effettuare l'analisi flutter. Per fare ciò è, infatti, necessario mettere in evidenza gli spostamenti modali dei nodi che vengono a contatto con il fluido. Dopo aver effettuato l'analisi modale sull'intera struttura, basta perciò andare ad estrarre i dati relativi a queste superfici per poter generare il file contenente gli input necessari per lanciare l'analisi flutter.

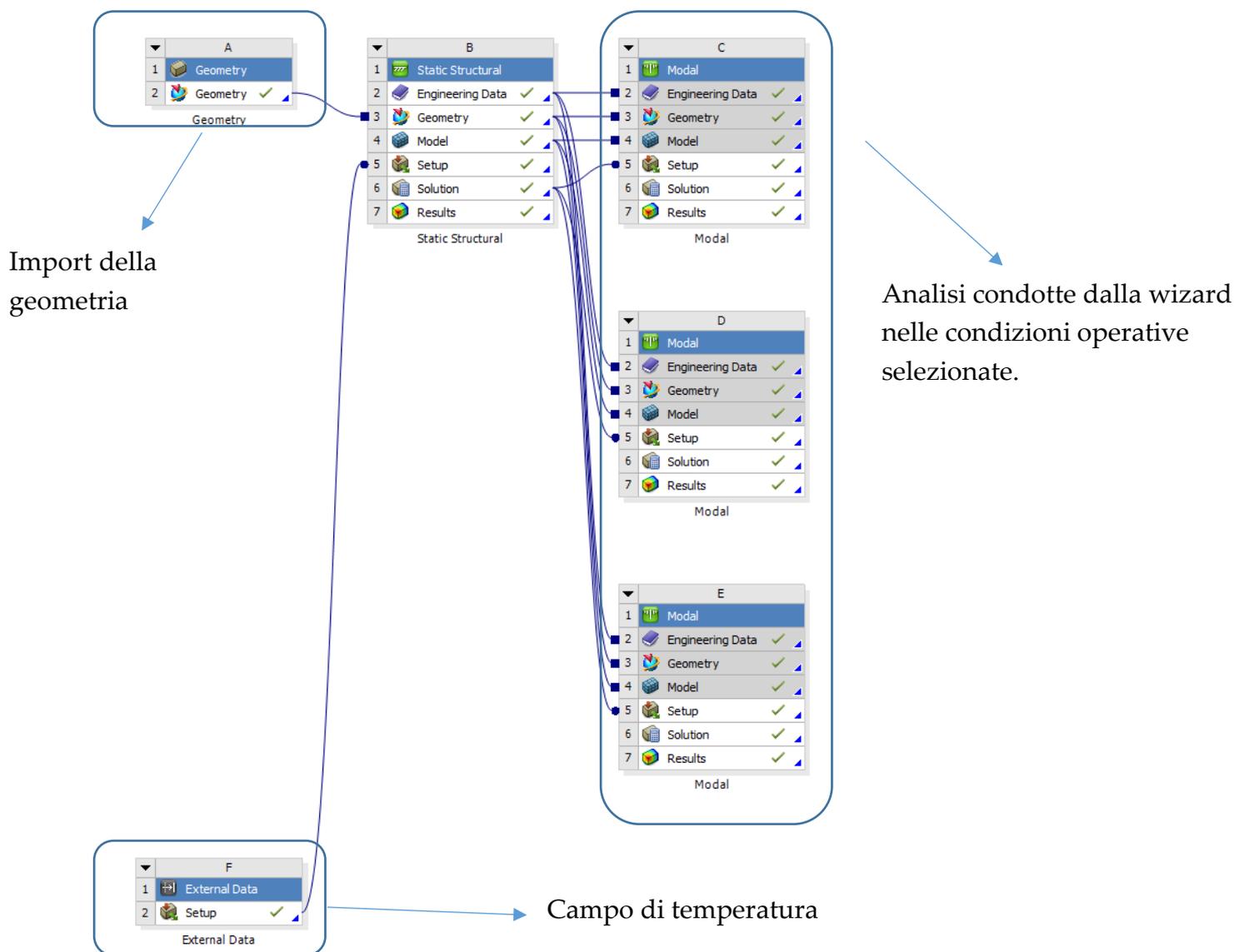


Figura 47 Workflow seguito dal Wizard per l'analisi modale pre-stressata del modello Blade Only

5.6 Implementazione software per turbine controtanti

Data la necessità di rendere operativo il loop per lo studio di configurazioni differenti rispetto a quelle classiche si è modificato il codice per rendere il tool modulare. Poichè lo studio relativo alle turbine controrotanti è ancora in fase embrionale non si hanno delle configurazioni consolidate ma sono attualmente al vaglio diverse ipotesi su come strutturare la pala e quali componenti inserire alle estremità. Si è perciò deciso di lasciare la scelta dei template da inserire per comporre la pala all'utente. Questo è stato reso possibile tramite la generazione di nuovi template appositi per la controrotante e di una GUI ausiliaria in cui all'utente è data la possibilità di scegliere un template per la parte superiore ed uno per la parte inferiore della pala. Tramite questa GUI l'utente è inoltre capace di

modificare i parametri custom in maniera molto intuitiva semplicemente selezionando il pulsante 'Edit'.

Per la generazione dei nuovi template si sono presi come riferimento alcuni concept realizzati, e si sono andate a parametrizzare gli elementi di estremità in modo da poterli inserire nel loop relativo alla generazione CAD.

Inoltre inizialmente per validare il modello, non possedendo gli airfoil relativi alle turbine controrotanti sono stati utilizzati quelli relativi a un motore già esistente.

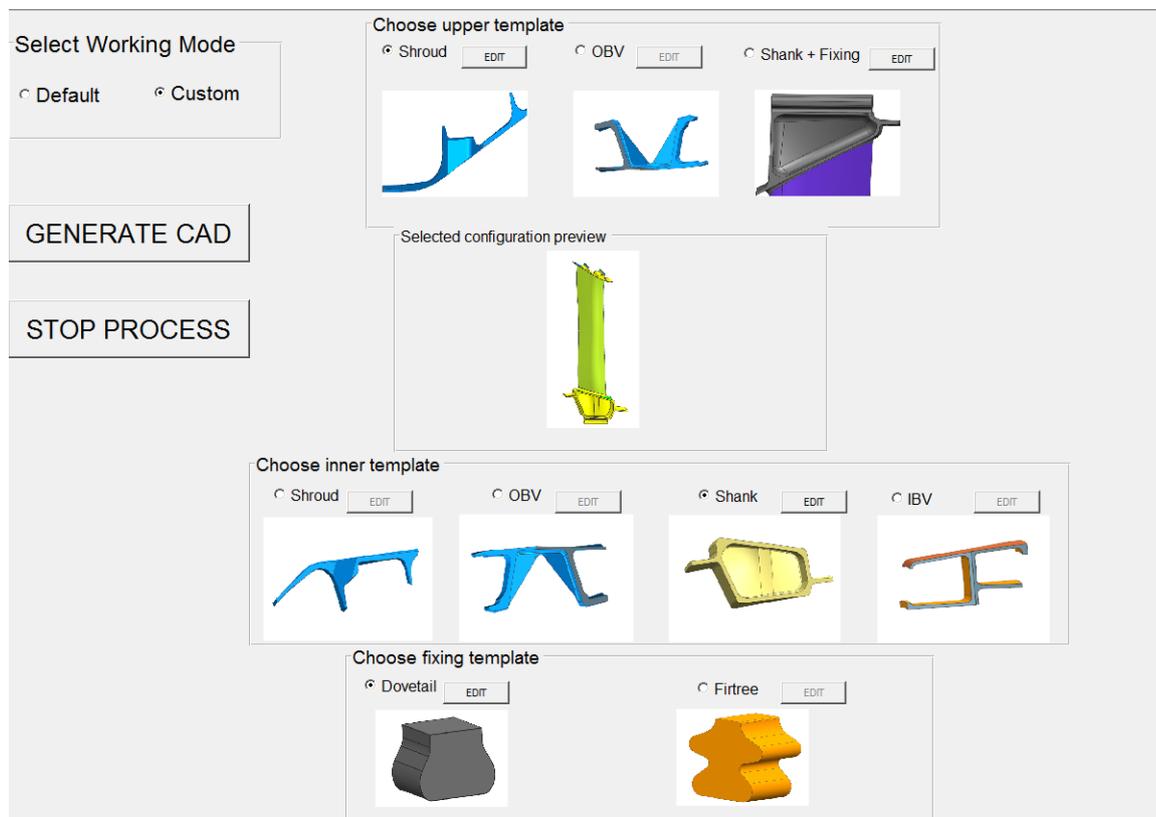


Figura 48 GUI per la scelta dei template

Grazie a questo approccio l'utente può facilmente generare dei modelli innovativi, potendo a tutti gli effetti realizzare ogni possibile combinazione tra i template presenti in cartella.

Si nota immediatamente che, grazie allo sviluppo dei modelli parametrici, il processo diventa molto più rapido poiché questa formulazione permette all'utente di poter modificare la forma e le dimensioni dei vari template andando semplicemente a modificare i parametri attraverso una finestra apposita.

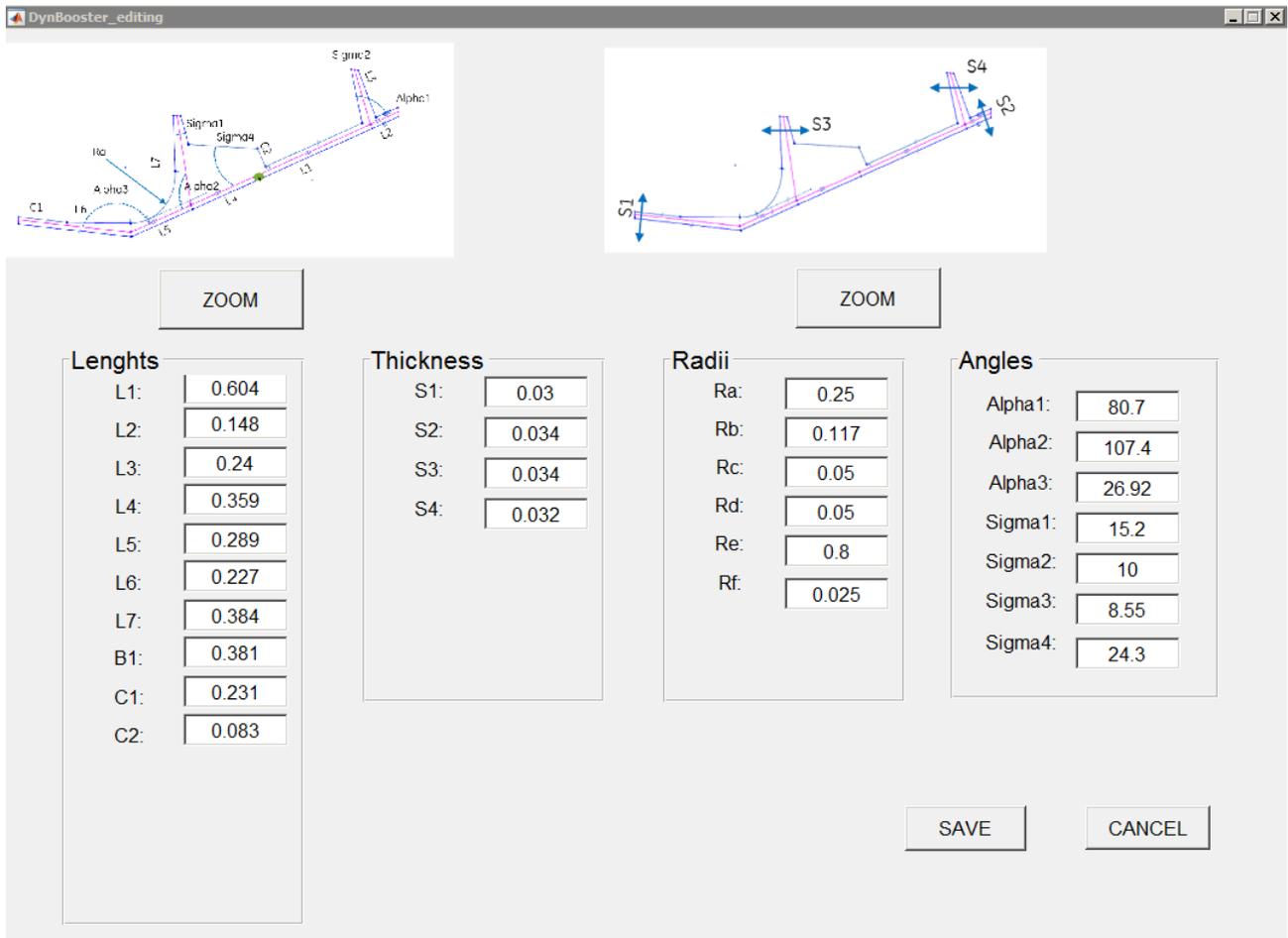


Figura 49 GUI per l'editing dei parametri

In particolare si sono andate a definire due configurazioni innovative:

- Una incastrata nella parte superiore (tramite Shank e Fixing) e vincolata nella parte inferiore tramite un Inner Band (fig.34);
- Una strutturata in maniera molto simile ad un Vane con un Outer Band e un Inner Band (fig.35)



Figura 50 Modello parametrico per la configurazione CR 1

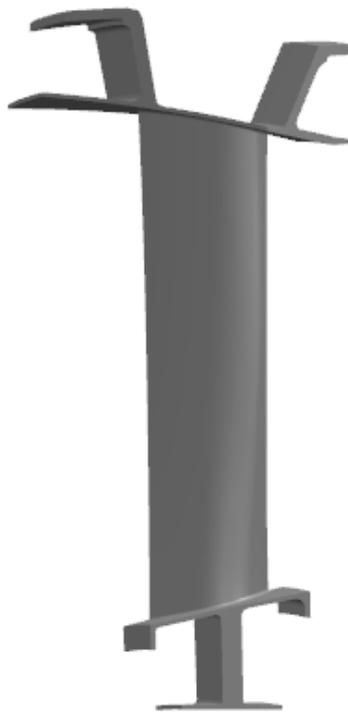


Figura 51 Modello parametrico per la configurazione CR 2

Relativamente a questi nuovi modelli si è posta la problematica di andare a sistemare i *tag* relativi alle facce di contatto, e quelle su cui andare a porre i vincoli. Si è perciò dovuto effettuare uno studio caso per caso relativo ai vincoli da imporre sulle pale.

In questa fase si è scelto di lasciare maggiore libertà all'utente relativamente alla scelta dei vincoli da imporre sulle pale. Essendo, infatti, ancora in fase estremamente preliminare risulta molto utile la necessità di implementare differenti configurazioni anche in relazione al posizionamento dei vincoli sulle pale. Tramite uno *switch* l'utente può perciò decidere se porre o no i vincoli su una determinata superficie oppure scegliere le facce su cui porre i vincoli.

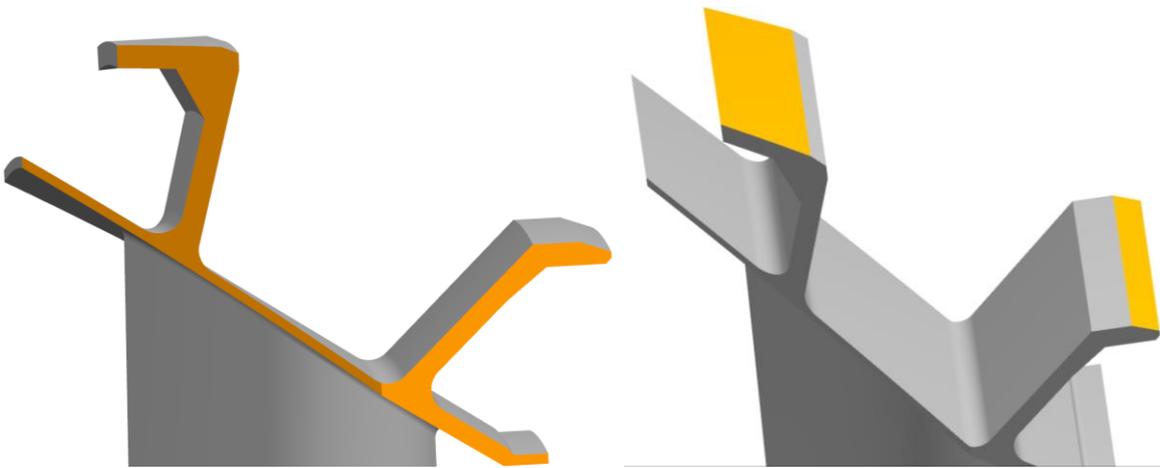


Figura 52 Differenti configurazioni possibili di vincolo per l'Outer Band

In particolare dalla figura si può notare come si può scegliere se vincolare l'elemento alle sue facce laterali, oppure se andare a porre i vincoli, che in prima approssimazione saranno di tipo radiale, tangenziale ed assiale sulle facce superiore del corpo in cui esso viene a contatto durante la rotazione.



Figura 53 Differenti configurazioni possibili di vincolo per l'Inner Band

Esattamente le stesse considerazioni possono essere fatte per l'Inner Band in cui viene lasciata la possibilità di non vincolare le sue facce in alcun modo.

Capitolo 6 – Conclusioni

Il lavoro di tesi sviluppato è stato mirato allo sviluppo di un tool completamente automatizzato per condurre l'analisi modale e anticipare al preliminary design analisi di dettaglio come la generazione dei diagrammi di Campbell e la verifica della stabilità a flutter. L'obiettivo finale è quello di poter fornire uno strumento affidabile che in modo rapido possa fornire un feedback aeromeccanico sotto forma di un *quality index* fornendo così uno strumento decisivo da inserire all'interno del loop di ottimizzazione della pala. In tale maniera è possibile considerare, già a questo livello, il modello completo di pala e non solamente l'airfoil.

Il tool si presenta come l'integrazione di diversi sotto-programmi che interagiscono fra di essi. Per quanto riguarda la generazione automatica del modello CAD si è utilizzato un software internamente prodotto in AVIO, di nome *DynBooster*. Questo, partendo dagli input aerodinamici 2D genera dapprima l'airfoil e dopo, tramite un approccio parametrico, completa il modello con gli elementi di estremità seguendo le indicazioni dell'utente. *DynBooster* è in grado di generare sia dei modelli CAD relativi a configurazioni classiche come Vane e Blade sia delle configurazioni innovative permettendo all'utente di scegliere quali elementi di estremità porre al tip e all'hub per completare la paletta. Quest'ultima modalità è stata implementata per poter permettere all'utente di utilizzare il tool per condurre analisi sulle turbine controrotanti.

La parte relativa al modello FEM, è stata invece sviluppata in *Ansys WB* attraverso lo sviluppo di una *Wizard*. Tramite questa il CAD generato viene importato in ambiente *WB*, viene realizzata automaticamente la mesh, vengono posti i vincoli e i carichi agenti e viene lanciata l'analisi statica e quella modale. Alla fine del processo l'utente visualizzerà in output i primi modi propri della struttura, il diagramma di Campbell e dei file di testo che fungono da input per lanciare l'analisi flutter.

Date le tempistiche estremamente ridotte riguardanti il funzionamento del tool (~20 minuti per ottenere i risultati completi) è stato perciò possibile anticipare determinate analisi di dettaglio alla fase di preliminary design. I risultati ottenuti per i modelli Vane e Blade Only sono stati particolarmente soddisfacenti anche per quanto riguarda l'accuratezza dei dati. Si è perciò scelto di proseguire con l'implementazione di nuove funzionalità al fine di arrivare a possedere uno strumento completo attraverso cui tracciare la strada per l'implementazione di una nuova tipologia di design in cui ottimizzazione aerodinamica e aeromeccanica si fondano per ottenere un prodotto che rappresenti effettivamente l'ottimo

globale. In particolare si sta lavorando sulla costruzione di template parametrici relativi al disco per poter completare il modello del *bladed disk* e avere così un intero processo di ottimizzazione integrato e completamente automatizzato.

Inoltre è attualmente pienamente operativo e sotto fase di validazione è la procedura riguardante la performance di analisi relative alle configurazioni controrotanti.

Bibliografia

- **G. Genta:** *Vibration Dynamics and control*, Springer, New York, 2009.
- **G. Genta:** *Dynamics of rotating systems*, Springer, New York, 2005.
- **A. Fasana, S. Marchesiello:** *Meccanica delle vibrazioni*, CLUT, Torino, 2006.
- **J.M. Anders, J. Haarmeyer:** *A parametric Blade Design System (Part I + II)*, atech GmbH engineering software technology, Germany.
- **J. Dunham:** *A parametric method of Turbine Blade Profile Design*, ASME paper 74-GT-119,1974.
- **B.A. Ponomariov, Y.U. Sotsenko:** *Using contra-rotating rotors for decreasing sizes and component number in small GTE.*, ASME, 92-GT-414.
- **J.F. Louis:** *Axial flow contra-rotating turbines*, ASME, 85-GT-218, Houston, TX, USA.
- **L. Moroz, P. Pagur, Y. Govoryshchenko, K. Grebennik:** *Comparison of counter-rotating and traditional axial aircraft low-pressure turbines integral and detailed performances*, Turkey, 2009.
- **R. Subbarao, M. Govardhan:** *Effect of speed ratio on the performance and flow field of a counter rotating turbine*, Department of Mechanical Engineering Indian Institute of Technology Madras, 2013, Bombay.
- **J.D. Mattingly, W.H. Helsner, D.T. Pratt:** *Aircraft Engine Design, second edition*, Reston, VA 20191: AIAA Education Series, 2002.
- **P.G. Hill, C.R. Peterson:** *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, second edition*, Addison-Wesley Publishing Company Inc., 1992.
- **A.V. Srinivasan:** *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power: Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades*, Worcester Polytechnic Institute, International Gas Turbine & Aero-engine Congress & Exhibition, Orlando, Florida, 1997.
- **G. Battiato:** *Vibration Prediction and Measurement of Multi-Stage Bladed Disks with non Linear Behavior due to Friction Contacts*, Tesi di Dottorato, Politecnico di Torino, 2017.
- **L. Casalino, D. Pastrone:** *Fondamenti di machine*, Appunti accademici, Politecnico di Torino, A.A. 2014.
- **L. Casalino, D. Pastrone:** *Motori per Aeromobili*, Appunti accademici, Politecnico di Torino, A.A. 2015.
- **L. Cipressa:** *Study of new simulation method for a LP turbine row, trade-off study and assessment*, Tesi Magistrale, Ingegneria Meccanica, Politecnico di Torino, 2018.
- **C. Fantino:** *Caratterizzazione Dinamica di un Rotore LPT in presenza di mistuning Intenzionale*, Tesi Magistrale, Ingegneria Meccanica, Politecnico di Torino, 2018.

- **A. Ramieri:** *Analisi e comparazione di diversi modelli di contatto all'Interlocking per rotori di turbine di bassa pressione*, Tesi Magistrale, Ingegneria Aerospaziale, Politecnico di Torino, 2017.
- **C. M. Firrone:** *Dynamic behavior of cyclically symmetric solids for aeronautical applications*, Industrial Academy Program on Manufacturing and Technologies, Politecnico di Torino