

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Generazione automatizzata di  
modelli CAD di turbine di bassa  
pressione**



**Relatori**

Prof. Daniele Botto

Ing. Paride Mesaglio Chittaro

**Candidato**

Greta Cagnato

Marzo 2019

# Sommario

Lo scopo di questa tesi è la creazione di un tool aeromeccanico unificato (PRIME Preliminary Integrated Multidisciplinary Environment) che permetta in modo semplificato e automatico di ottenere risultati affidabili in un tempo ridotto. L'utilizzo principale è nell'ambito del design preliminare delle turbine di bassa pressione dove offre la possibilità di ottimizzare il progetto aeromeccanicamente durante la realizzazione aerodinamica. In questo modo è possibile ridurre le iterazioni necessarie alla definizione di un design ottimale in entrambi gli ambiti diminuendo il tempo necessario allo sviluppo e fornendo risultati chiari e completi.

Questo tool inizialmente crea il CAD partendo da una geometria ottimale che deve garantire elevate efficienze aerodinamiche. Successivamente realizza il modello ad elementi finiti, definisce le condizioni al contorno ed esegue l'analisi statica e modale ottenendo come output il diagramma di Campbell.

Nello specifico il contributo di questo lavoro si focalizza sul miglioramento del primo step di PRIME realizzato attraverso l'implementazione di alcune nuove funzioni utili per le analisi successive. Inizialmente è stato creato un nuovo file di output contenente diverse informazioni sulla pala: volume, coordinate del baricentro, area di intersezione e sezione trasversale. Questi valori sono calcolati a distanze radiali variabili utilizzando il CAD generato e successivamente impiegati nella seconda parte del tool per ricavare alcune caratteristiche specifiche della pala. La seconda funzione aggiuntiva è caratterizzata dall'implementazione del corretto impilamento della pala in fase operativa. Questo processo si realizza attraverso la creazione e l'analisi di quattro differenti CAD della pala, ciascuno ruotato di un piccolo angolo rispetto alla superficie inferiore dell'airfoil. In previsione della possibilità di ampliare l'utilizzo di questo tool alle pale hollow, è stato attualmente sviluppato un programma per la generazione dell'hollow airfoil partendo da qualsiasi input aerodinamico. Questo processo viene attuato attraverso la realizzazione di una cavità interna che segue l'andamento del profilo esterno. All'utente è lasciata la possibilità di gestire alcuni parametri utili: spessore, raggio al trailing edge e raggio al leading edge. Lo step successivo sarà quello di integrare quest'ultima parte in PRIME generando delle cavità all'interno degli elementi di collegamento della pala col disco, shank e dovetail, e del tip shroud.

Gli sviluppi futuri si concentreranno sull'implementazione in PRIME dell'analisi sia di segmenti aerodinamici, composti da più pale, sia del sistema blade-disk. Verrà inoltre ottimizzata la generazione del CAD tenendo anche in conto il processo di lavorazione del componente.

# Summary

The main objective of this thesis is to evaluate the aeromechanical process in a simplified and automatic way using a unique unified tool (PRIME Preliminary Aeromechanics Integrated Environment) to obtain reliable results in a shorter time. It places itself in the preliminary design of low pressure turbine and it offers the possibility to optimize the project in aeromechanics during the aerodynamic design. In this way the iterations to obtain a high performance result in both disciplines are reduced decreasing the project development time and giving clear results and feedback.

The tool creates the CAD from an optimal aerodynamic geometry, then makes a finite elements model, sets the boundary conditions and performs the static and modal analysis to obtain a basic Campbell diagram.

The specific contribution of this work concerns the improvement of the first tool step with the implementation of some new functions useful for the analysis. A new output file is created using CAD with information about volume, center of gravity coordinates, intersection and cross area of blade at variable radial distances. These values are used in the next part of the tool to obtain several specific metrics. The second function is the implementation of four different blade CAD, assembled with a small rotated angle about bottom airfoil surface. The aim is the evaluation of the correct blade balancing during operation. In preparation for the possibility to use this tool for the creation and analysis of hollow blade, a new tool for the hollow airfoil creation is developed. It creates an internal cavity that follows the external profile using three custom parameters: thickness, trailing edge internal radius and leading edge internal radius. The next step is the complete integration of this last part in PRIME with the creation of consistent hollow shroud, shank and dovetail.

The further development of PRIME focus on the analysis implementation of aerodynamic segments made up of several consecutive blades and on the blade-disk system. Moreover the CAD generation will be optimized also considering the component manufacturing.

# Ringraziamenti

Desidero ringraziare tutti coloro che hanno reso possibile la stesura di questo elaborato, fornendomi il materiale da cui trarre informazioni e dedicandomi parte del loro tempo.

Vorrei dire grazie all'azienda Avio Aero GE per avermi dato la possibilità di collaborare attraverso il mio modesto lavoro ad un progetto così ambizioso. In particolare ringrazio l'Ing. Marco Moletta che ha reso possibile questa esperienza ed il mio tutor Paride Mesaglio Chittaro per la grande disponibilità e supporto durante questo periodo. Grazie a tutti coloro che hanno condiviso con me questa esperienza: Domenico, Riccardo, Santi, Giulia, Miriam, Alberto, Amedeo e Vittorio.

Ringraziamenti accademici al Professor Botto che mi ha aiutato con la tesi durante il mio lavoro.

Un grazie a chi ha reso Torino la mia seconda casa: Laura, Margherita, Alberto e Filippo.

Un ringraziamento speciale alla mia famiglia, in particolare a mia mamma e a mio papà per aver sempre creduto in me anche nei momenti più difficili e per avermi insegnato l'importanza dell'impegno per realizzare i propri sogni. Infine ringrazio la parte migliore di me, fonte delle più grandi soddisfazioni e delle più grandi arrabbiate, mia recente coinquilina e compagna da una vita: mia sorella.

# Indice

Elenco delle figure	vii
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
1.1 Progetto GREAT 2020 . . . . .	1
1.2 Obiettivi della tesi . . . . .	4
<b>2 Propulsori Aeronautici</b>	<b>7</b>
2.1 Principali architetture . . . . .	7
2.2 Turbina di bassa pressione (LPT) . . . . .	12
<b>3 Tipologie di analisi meccaniche svolte nella progettazione di turbine</b>	<b>16</b>
3.1 Analisi statica . . . . .	17
3.2 Analisi dinamica . . . . .	19
3.2.1 Aeroelasticità . . . . .	19
3.2.2 Free Vibration Analysis . . . . .	21
3.2.3 Risposta forzata . . . . .	25
3.2.4 Flutter . . . . .	25
3.2.5 Simmetria ciclica . . . . .	26
3.3 Analisi del comportamento a fatica . . . . .	29
3.3.1 Diagramma di Haigh . . . . .	30
3.3.2 Area di Goodman . . . . .	30
<b>4 Design delle turbine di bassa pressione con PRIME</b>	<b>33</b>
4.1 Progettazione aerodinamica . . . . .	33
4.2 Progettazione strutturale . . . . .	35
4.3 Progettazione in PRIME . . . . .	36
<b>5 Funzioni implementate in Dynbooster</b>	<b>43</b>
5.1 Descrizione di Dynbooster . . . . .	43
5.2 Calcolo di $P/A$ e $AN^2$ . . . . .	48
5.2.1 Dati forniti dal CAD . . . . .	49
5.3 Impilamento dei profili . . . . .	52

5.3.1	Processo di ottimizzazione per l'impilamento in PRIME . . .	52
<b>6</b>	<b>Modello pala hollow</b>	<b>56</b>
6.1	Caratteristiche generali . . . . .	56
6.1.1	Comportamento ad elevate temperature dei materiali . . . . .	60
6.2	Integrazione del modello hollow in PRIME . . . . .	63
6.2.1	Creazione della pala hollow . . . . .	66
<b>7</b>	<b>Conclusioni e sviluppi futuri</b>	<b>69</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>71</b>

# Elenco delle figure

1.1	Obiettivi ACARE . . . . .	2
1.2	Aziende coinvolte nel progetto GREAT 2020 . . . . .	3
1.3	Laboratorio GreatLab . . . . .	4
1.4	Architettura di PRIME . . . . .	5
1.5	Contributo della tesi . . . . .	6
2.1	Propulsore aeronautico . . . . .	8
2.2	Architettura turbogetto . . . . .	9
2.3	Turbogetto schema . . . . .	9
2.4	Architettura turbofan . . . . .	10
2.5	Turbofan schema . . . . .	10
2.6	Architettura turboelica . . . . .	11
2.7	Architettura turboalbero . . . . .	12
2.8	Sezione trasversale di una turbina . . . . .	13
2.9	Configurazioni generali di blade e vane . . . . .	14
3.1	Interazione tra le discipline . . . . .	20
3.2	Rappresentazione di uno stadio di blade eccitato . . . . .	22
3.3	Rappresentazione dei modi . . . . .	23
3.4	Rappresentazione dei modi in fase e non in fase . . . . .	23
3.5	Famiglie modali . . . . .	24
3.6	Oscillazioni flutter . . . . .	26
3.7	Rappresentazione simmetria ciclica . . . . .	27
3.8	Differenza tra modello tuned e mistuned . . . . .	28
3.9	Schema delle tensioni medie e delle tensioni alternate . . . . .	29
3.10	Diagramma di Haigh . . . . .	31
3.11	Area di Goodman . . . . .	32
4.1	Triangoli di velocità nella progettazione 1D . . . . .	34
4.2	Progettazione tradizionale . . . . .	36
4.3	Progettazione PRIME . . . . .	37
4.4	Dashboard - Blade Model . . . . .	39
4.5	Dashboard - Stress . . . . .	40

4.6	Dashboard - Spanwise metrics . . . . .	40
4.7	Dashboard - Displacement . . . . .	41
4.8	Dashboard - Diagramma di Campbell . . . . .	42
5.1	Modello parametrico del disco . . . . .	44
5.2	Modello di una schiera . . . . .	45
5.3	Airfoil . . . . .	46
5.4	Template parametrici . . . . .	47
5.5	Pala completa . . . . .	48
5.6	Rappresentazione della suddivisione della pala per ricavare i valori di $P/A$ e delle aree su cui agisce il carico inerziale . . . . .	50
5.7	Sottosezioni della pala . . . . .	51
5.8	Confronto tra pala base e ruotata di un angolo indicativo nelle quattro direzioni . . . . .	54
5.9	Dettaglio - Confronto tra airfoil base e ruotato di un angolo indicativo nelle quattro direzioni . . . . .	55
5.10	Procedimento utilizzato per la creazione dei CAD nella fase di impilamento meccanico . . . . .	55
6.1	Andamento della riduzione di peso % con lo spessore del profilo aerodinamico della pala . . . . .	57
6.2	Andamento dello sforzo centrifugo lungo la pala . . . . .	58
6.3	Andamento tensioni massime lungo la pala . . . . .	58
6.4	Dipendenza della velocità di creep dallo sforzo e dalla temperatura . . . . .	60
6.5	Diagramma dei meccanismi di deformazione . . . . .	61
6.6	Tempi di vita a rottura creep . . . . .	62
6.7	Resistenza dei materiali al creep alla temperatura di $950^{\circ}C$ . . . . .	63
6.8	Paletta di turbina con evidenziati i profili di sollecitazione e di temperatura . . . . .	64
6.9	Profilo di sforzo-temperatura di una paletta considerando due materiali diversi . . . . .	64
6.10	Raffigurazione dei parametri definiti dall'utente . . . . .	65
6.11	Rappresentazione di un modello di pala hollow . . . . .	66
6.12	Diverse configurazioni realizzate con Dynbooster caratterizzate da valori di input diversi . . . . .	68

# Capitolo 1

## Introduzione

Lo scopo di questo capitolo introduttivo è fornire una generica ma completa descrizione del contesto che ha consentito la realizzazione di questo lavoro. Di particolare interesse risulta essere il GreatLab, un laboratorio istituito all'interno di un ampio progetto di collaborazione tra GE Avio e Politecnico di Torino che unisce le risorse e le conoscenze universitarie ad innovative realizzazioni ingegneristiche industriali.

### 1.1 Progetto GREAT 2020

Il settore aeronautico è caratterizzato da una costante innovazione tecnologica finalizzata al raggiungimento di obiettivi sempre più ambiziosi che devono garantire un elevato standard qualitativo rispettando comunque i requisiti ambientali ed economici. Oltre ai requisiti di affidabilità, comodità ed efficienza, è necessario considerare anche l'ecocompatibilità, fondamentale visto la costante crescita del settore.

Alcuni organi istituzionali come la Commissione Europea e l'ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe), un gruppo di esperti in quest'ambito, hanno definito gli obiettivi strategici da raggiungere entro il 2020 (Vision e SRIA 2020) ed entro il 2050 (Flightpath 2050). I principali obiettivi riguardano la riduzione del 50% delle emissioni di CO<sub>2</sub>, la riduzione del 50% del rumore percepito e la riduzione dell'80% di NO<sub>x</sub>, con lo scopo di diminuire l'impatto ambientale in tutte le fasi di vita di un velivolo, dalla creazione allo smaltimento passando per la manutenzione svolta durante la vita operativa (fig. 1.1). Per raggiungere questi traguardi è necessario definire nuove soluzioni ottimizzate per ogni componente del sistema propulsivo.

In Piemonte il Comitato Distretto Aerospaziale Piemonte e la regione hanno finanziato un progetto chiamato Green Engine for Air Traffic 2020 (GREAT 2020) che si pone l'obiettivo di sviluppare tecnologie necessarie al raggiungimento degli

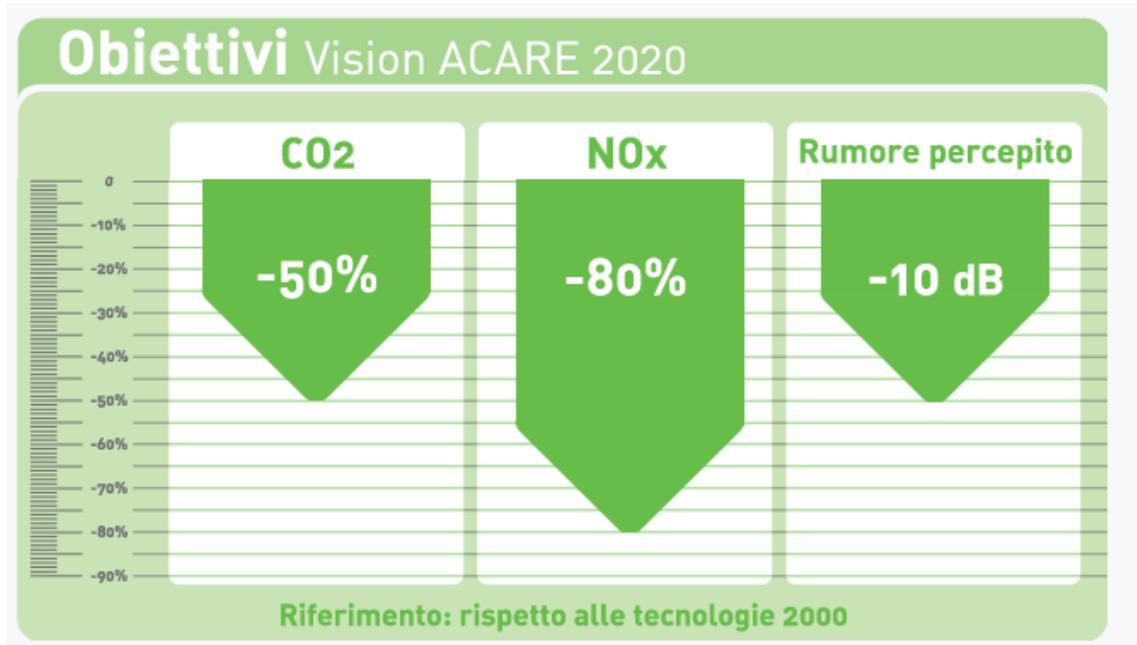


Figura 1.1: Obiettivi ACARE

obiettivi coinvolgendo la grande industria, la ricerca universitaria e le piccole-medie imprese (fig. 1.2). Le aziende coinvolte in questo progetto sono:

- Avio Aero, un business di GE Aviation dal 2012, che si occupa di progettazione, produzione e manutenzione di componenti e sistemi destinati sia all'aviazione civile che militare ed in particolare fornisce soluzioni tecnologicamente innovative nei settori di trasmissione meccanica, turbine e combustori aeronautici;
- Politecnico di Torino, una delle più prestigiose università italiane fondata nel 1859 che contribuisce al successo del progetto attraverso i Dipartimenti di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale, Scienza Applicata e Tecnologia, Energia, Ingegneria Gestionale e della Produzione;
- ISTEC-CNR, l'Unità di Torino dell'Istituto di Scienza e Tecnologia dei materiali Ceramici che si occupa dello sviluppo, caratterizzazione e lavorazione dei materiali ceramici;
- LIFT Lab impegnato nel settore dello sviluppo di materiali caratterizzati da ridotta densità ed elevata resistenza con l'obiettivo finale di realizzare turbine e combustori aeronautici utilizzando la tecnica dell'additive manufacturing;
- AERONFLUX Lab coinvolto nell'ottimizzazione di turbine di bassa pressione (LPT) attraverso il miglioramento dell'efficienza e la riduzione del rumore;

- AGEADES Lab che si occupa dello sviluppo di modelli di calcolo robusti per i sistemi di trasmissione meccanica delle nuove architetture di Geared Turbofan e Geared Open Rotor;
- ZEC Lab che si dedica alla realizzazione di nuovi sistemi di combustione affidabili, rispettosi dell'ambiente e con basse emissioni;
- MC Lab impegnato nella creazione dell'integrazione di sistemi di monitoraggio della salute del propulsore e di dispositivi per la generazione di potenza elettrica nell'ambito della prossima generazione di velivoli "more electric";
- ECOPRO Lab specializzato nel miglioramento dell'impatto ambientale nel processo di lavorazione.

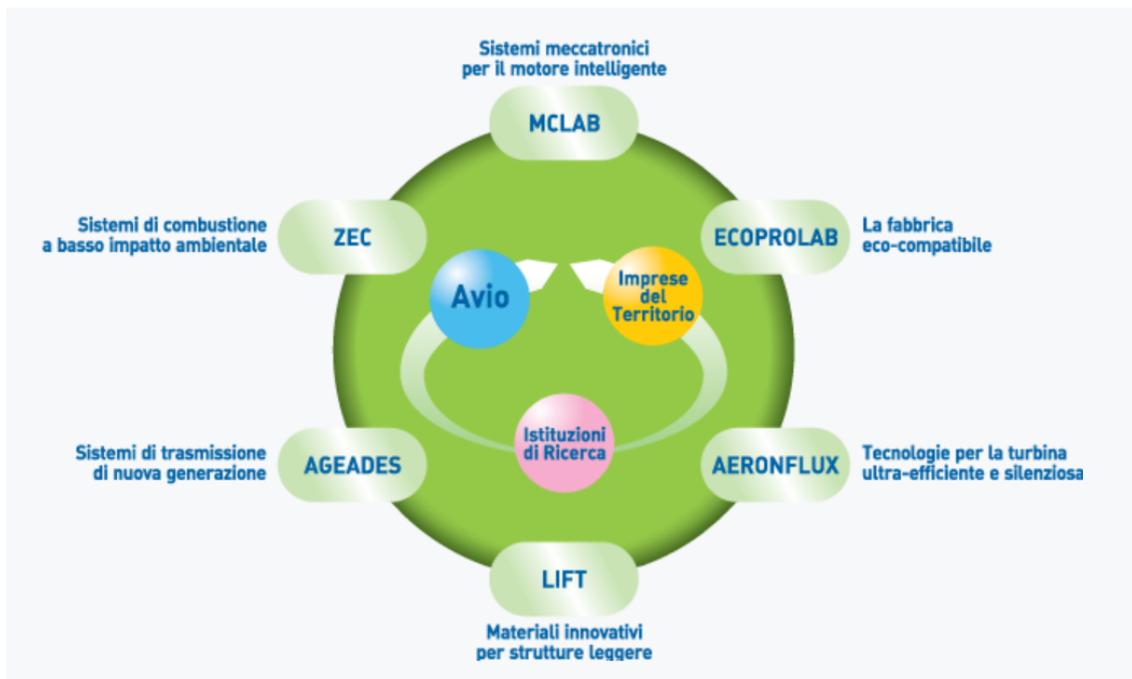


Figura 1.2: Aziende coinvolte nel progetto GREAT 2020

Nel 2009, GE Avio in collaborazione con il Politecnico di Torino istituisce il GreatLab (Green Engine for Air Transport), il primo laboratorio di ricerca italiano per lo sviluppo di nuove strategie tecnologiche nel settore dei propulsori aeronautici ecosostenibili, sede dov'è stato svolto questo lavoro di tesi.



Figura 1.3: Laboratorio GreatLab

## 1.2 Obiettivi della tesi

Lo scopo di questo lavoro è il miglioramento di un tool relativo alla generazione automatizzata di pale CAD, integrato all'interno di un progetto più vasto attinente il design preliminare di turbine di bassa pressione.

In particolare l'obiettivo generale è la realizzazione di un tool unificato (PRIME - Preliminary Aeromechanics Integrated Environment) capace di realizzare automaticamente un'analisi aerodinamica e aeromeccanica integrata in modo semplice e veloce così da ottenere i risultati in breve tempo (fig. 1.4). I più importanti step di questo innovativo metodo di progettazione aeromeccanica sono:

- DynBooster: tool che si occupa della creazione del CAD partendo da una geometria ottimale determinata con studi aerodinamici che devono garantire un'elevata efficienza nella conversione dell'energia cinetica del fluido in quella meccanica;
- Wizard: ambiente di sviluppo che crea un modello ad elementi finiti (FEM), impone le corrette condizioni al contorno e svolge l'analisi modale e statica così da ottenere il diagramma di Campbell e altri input per le analisi successive;
- Autoflutter: tool che realizza l'analisi a flutter per ottenere il comportamento vibratorio.

Il contributo di questa tesi si focalizza principalmente sul miglioramento dello step iniziale di PRIME con l'implementazione di nuove funzioni all'interno di DynBooster che ampliano le possibilità di utilizzo e analisi (fig. 1.5):

- Creazione di un nuovo file di output con le informazioni relative a volume, area inferiore, area trasversale e coordinate del centro di gravità della pala a distanza radiale variabile utilizzato nelle fasi successive dell'analisi;

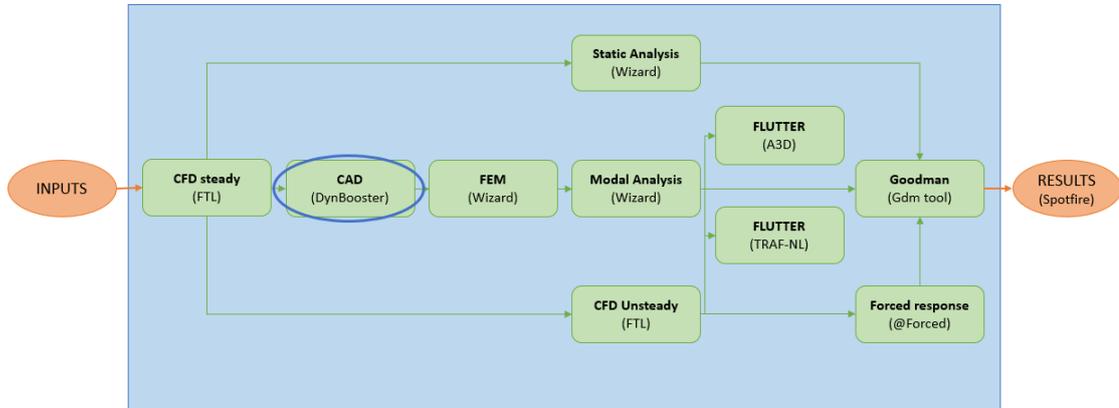


Figura 1.4: Architettura di PRIME

- Creazione di una procedura che permetta di variare l'inclinazione del profilo aerodinamico iniziale e generare simultaneamente altri 4 CAD. Tale procedura consente di determinare, a valle dell'analisi FEM, le variazioni di stress all'attacco pala in funzione dell'angolo di inclinazione e facilitare quindi la successiva fase d'impilamento delle sezioni aerodinamiche per il bilanciamento del profilo;
- Sviluppo di un nuovo tool integrato che consenta la creazione di pale hollow caratterizzate da una cavità interna che segue il profilo esterno generata attraverso l'utilizzo di alcuni parametri custom (spessore, raggio al LE interno, raggio al TE interno).

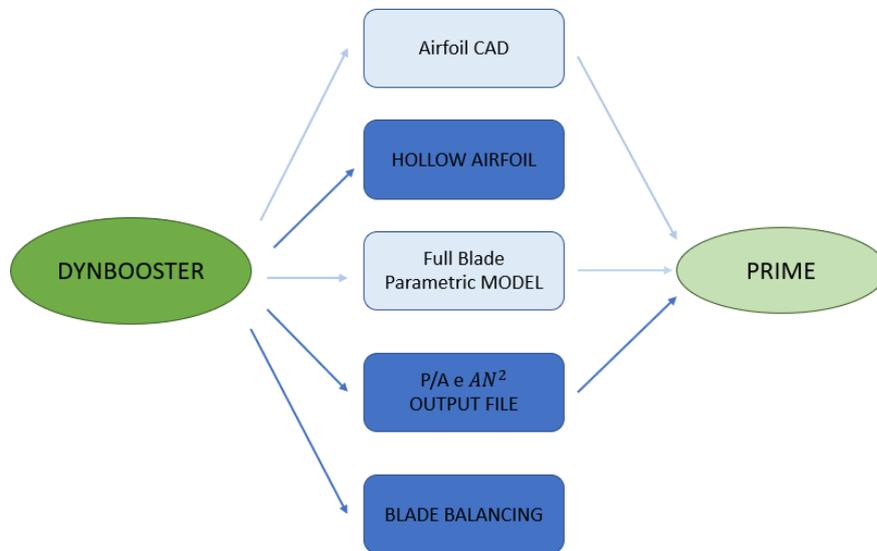


Figura 1.5: Contributo della tesi

# Capitolo 2

## Propulsori Aeronautici

In questo capitolo vengono descritte le principali architetture dei propulsori aeronautici per poter comprendere totalmente il lavoro di questa tesi trattato successivamente. Considerando la complessità dell'argomento, i concetti esposti fornisco un'introduzione generale per avere una sufficiente conoscenza del componente descritto.

### 2.1 Principali architetture

Il settore aeronautico è in continua evoluzione e sono presenti sempre nuove e differenti tipologie di velivolo per soddisfare le varie richieste del mercato. I profili di missione possono essere molto diversi, dal trasporto di persone e merci a missioni di sorveglianza, salute, soccorso e militari. Esistono di conseguenza varie architetture di propulsore aeronautico ognuna con vantaggi e svantaggi in grado di operare in modo ottimale in diverse condizioni.

Il principio base per generare la spinta è la terza legge di Newton, chiamata anche principio di azione-reazione, che afferma: "ad ogni azione corrisponde sempre una uguale ed opposta reazione". Nel caso di esoreattori, una massa esterna d'aria viene accelerata all'interno di un condotto così da ottenere la spinta come reazione (fig. 2.1). I moduli principali che compongono il propulsore sono:

- Presa d'aria: interfaccia tra ambiente e primo componente del motore così da far entrare solo la giusta quantità d'aria che viene corretta in direzione e velocità per ottimizzare le fasi successive;
- Compressore: viene generalmente suddiviso in compressione di bassa pressione (LPC) e compressore di alta pressione (HPC) e comprime il flusso idealmente in modo isentropico;

- Combustore: miscela il flusso d'aria con il combustibile con un rapporto di circa 50:1 e realizza la combustione considerando il limite massimo di temperatura del materiale strutturale;
- Turbina: generalmente suddivisa in turbina di alta pressione (HPT) e turbina di bassa pressione (LPT) ed espande il flusso in modo da ottenere la potenza necessaria al compressore;
- Ugello di scarico: accelera e completa l'espansione dei gas di scarico fornendo l'effettiva spinta.

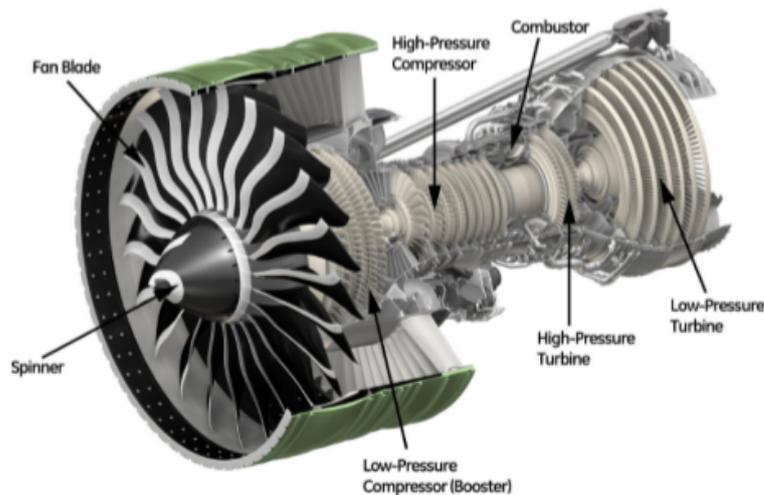


Figura 2.1: Propulsore aeronautico

## Turbogetto

Questo tipo di esoreattore, ormai in disuso, è molto importante perché rappresenta l'antenato dei principali propulsori utilizzati: turbofan, turboelica e turboalbero. Se confrontato con le architetture precedenti, il turbogetto ha prestazioni più elevate a causa della spinta generata dall'accelerazione del flusso che subisce una compressione, una combustione ed un'espansione. L'elevata differenza di quantità di moto tra la massa d'aria in ingresso attraverso la presa d'aria e quella in uscita attraverso l'ugello di scarico genera la spinta del propulsore. La potenza generata dalla turbina viene trasmessa al compressore attraverso un albero che collega i due componenti (fig. 2.2 - 2.3).



Questa configurazione è vantaggiosa in termini di spinta e di consumo di combustibile considerando il rendimento propulsivo. Questo determina come sia conveniente ottenere la stessa spinta con una piccola accelerazione di un'elevata portata d'aria anziché conferire una maggiore accelerazione ad una piccola portata d'aria. Un altro fattore importante da considerare è la riduzione del rumore rispetto al turbogetto dovuto al miscelamento del flusso d'aria della ventola con quello dell'ugello di scarico (fig. 2.4 - 2.5).

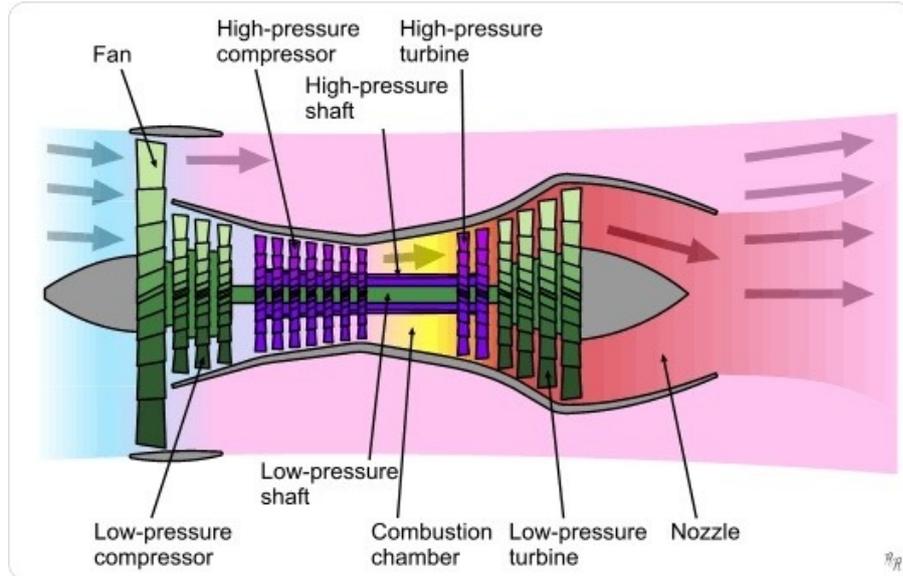


Figura 2.4: Architettura turbofan

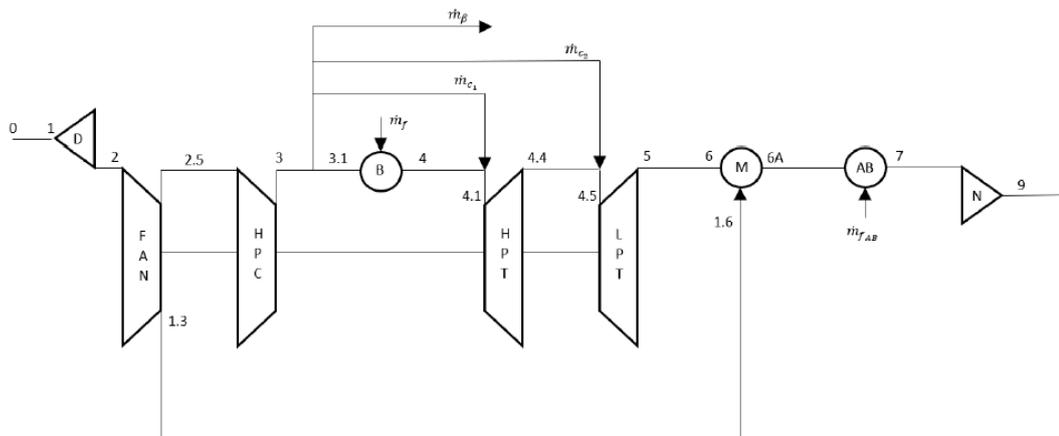


Figura 2.5: Turbofan schema

## Turboelica

Una diversa evoluzione del turbogetto è il turboprop, caratterizzato dall'utilizzo di un'elica esterna con un diametro elevato che consente di accelerare una quantità maggiore di massa d'aria diminuendo il consumo di combustibile. Questa configurazione però è la soluzione migliore solo per velivoli ad elevata efficienza e che non necessitano di un'elevata velocità di volo. L'elevata dimensione dell'elica esterna infatti crea dei problemi nelle estremità più distanti della pala che si potrebbero trovare in condizioni soniche considerando il raggio elevato e di conseguenza anche la velocità tangenziale elevata. In caso di velocità molto prossime a quella del suono, si assiste ad un conseguente drastico decadimento del rendimento propulsivo e aumento delle vibrazioni delle pale (fig. 2.6).

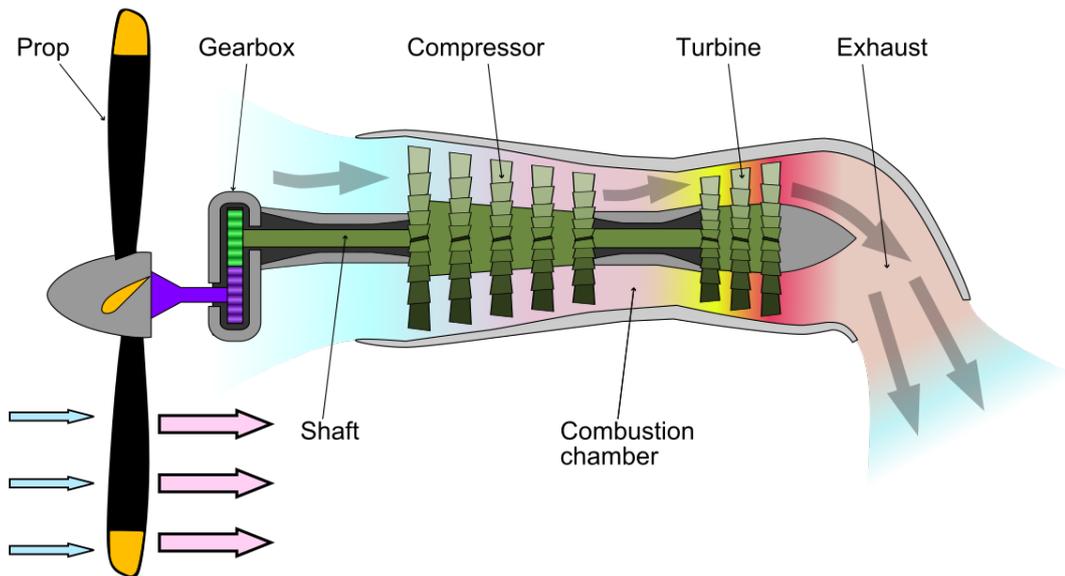


Figura 2.6: Architettura turboelica

## Turboalbero

Il turboalbero è una variazione del turboelica nel quale l'albero di trasmissione fornisce potenza per il sostentamento e l'elica è solitamente posta sopra il velivolo. Questa architettura è generalmente utilizzata negli elicotteri (fig. 2.7).

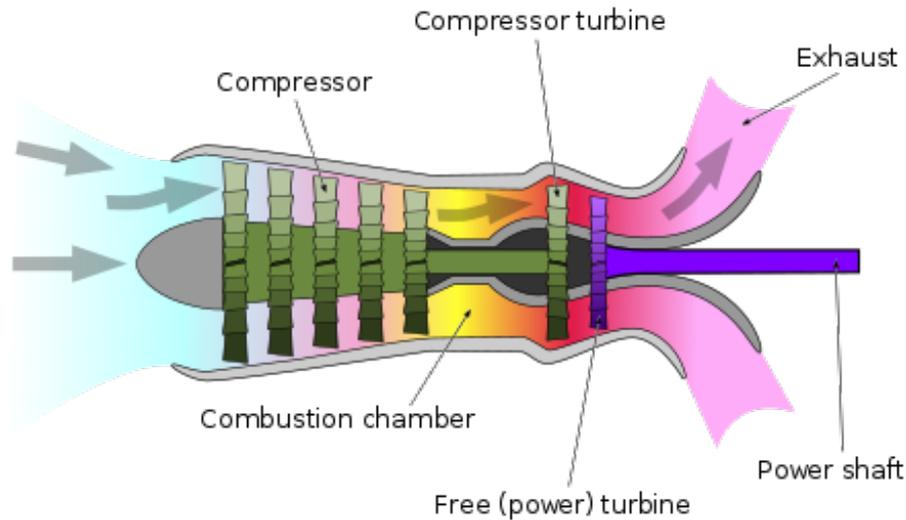


Figura 2.7: Architettura turboalbero

## 2.2 Turbina di bassa pressione (LPT)

Essendo l'obiettivo di questo lavoro lo sviluppo di un tool di generazione ed analisi automatizzata delle pale di turbina (fig. 2.8), risulta essere fondamentale una conoscenza basilare di questo modulo del propulsore ed in particolare dei componenti progettati e creati da GE Avio.

Le turbine possono essere classificate come macchine assiali, radiali o miste e sono scelte sulla base del loro utilizzo. La macchina assiale, in particolare, è capace di elaborare portate molto superiori a quella radiale, ma nel caso di piccole portate ha un'efficienza minore e rapporti di pressione per stadio più elevati. Nell'ambito degli esoreattori aeronautici vengono utilizzate le turbine assiali ed il loro rendimento è maggiore di quello del compressore dal momento che è più facile da effettuare un'espansione senza separazione di flusso rispetto ad una compressione. Nella progettazione è molto importante considerare gli stress termomeccanici e fluidodinamici. Per aumentare il rendimento, il lavoro di espansione è stato suddiviso in stadi formati da uno statore ed un rotore in modo da diminuire gli effetti fluidodinamici negativi.

La tipica configurazione bialbero è composta da un primo albero cavo, che collega e trasmette la potenza dalla turbina di alta pressione (HPT) al compressore di alta pressione (HPC), ed un secondo albero interno al primo che unisce la turbina di bassa pressione (LPT) al Fan e al compressore di bassa pressione (LPC). Il lavoro ricavato dall'espansione in turbina, che fornisce la potenza necessaria al funzionamento del compressore, è chiaramente fondamentale. Diventa importante di conseguenza studiare il comportamento di questo componente così da prevedere il funzionamento e ottimizzare l'efficienza nel caso di condizioni critiche.

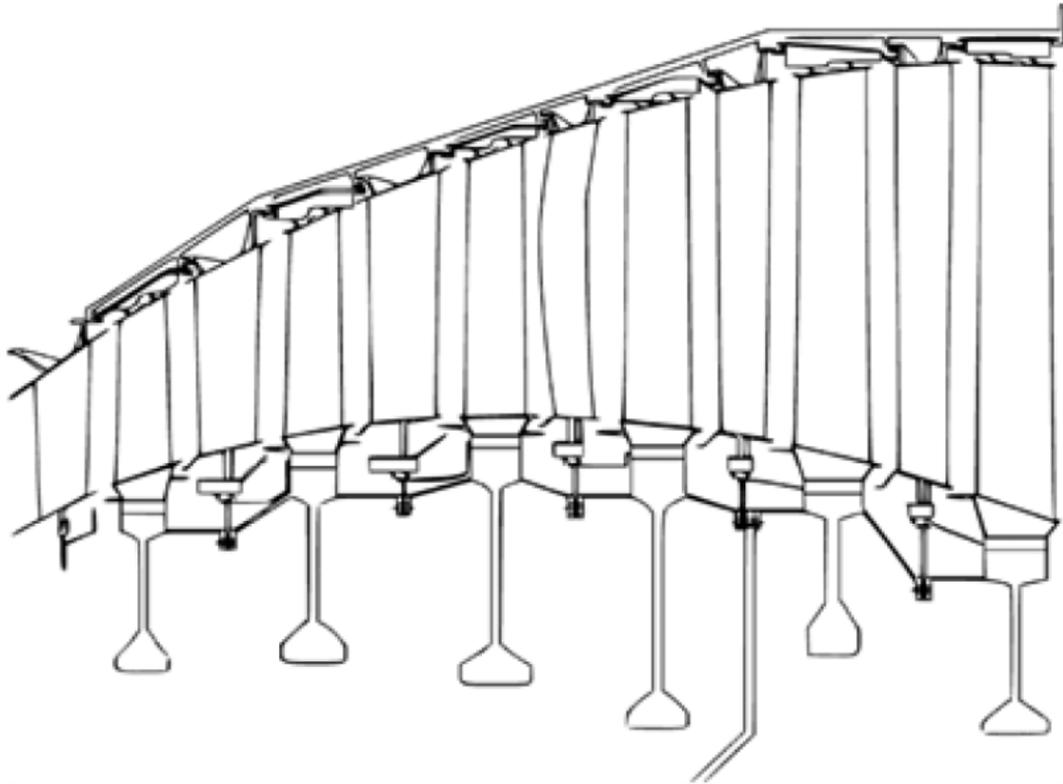


Figura 2.8: Sezione trasversale di una turbina

### Architettura della palettatura

La turbina estrae lavoro utile dalla rotazione delle pale generata dal flusso di gas combusti. La sua struttura deve essere ottimizzata a livello di prestazioni tenendo in considerazione i carichi meccanici, termici, aerodinamici, di pressione e di fatica. L'architettura della turbina, in particolare, è composta da un disco in rotazione al quale sono collegate le pale caratterizzate da profili aerodinamici ottimizzati.

Nel dimensionamento del disco è necessario considerare gli sforzi inerziali creati dalla massa del disco, visto l'elevata velocità di rotazione, e gli sforzi esterni generati dalle pale agganciate. Il carico termico è trascurato dal momento che il condotto attraverso il quale transita il flusso è sufficientemente isolato termicamente dalla zona dove risiede il disco attraverso una tenuta.

Nella progettazione della pala invece è di fondamentale importanza considerare i carichi inerziali, quelli termici e quelli di interazione col flusso. Il materiale che compone la pala è sollecitato da elevate temperature e forze centrifughe create dall'alta velocità di rotazione che rendono difficile la resistenza strutturale. La necessità inoltre di avere un profilo aerodinamico ottimale per l'interazione tra pala e flusso determina la realizzazione di componenti sottili che peggiorano i problemi

strutturali.

La configurazione standard del rotore prevede la presenza di:

- Shroud: un componente posizionato sopra la pala che garantisce la tenuta, per evitare perdite di pressione, e aumenta la rigidezza complessiva della struttura, attraverso il vincolo creato tra pala e pala nel punto di contatto chiamato interlocking;
- Airfoil: parte centrale della paletta caratterizzata da un profilo aerodinamico ottimizzato che interagisce direttamente con il fluido in movimento in modo da avere lo stesso lavoro lungo la radiale e uniforme velocità assiale;
- Shank: elemento che collega l'airfoil alla parte fissata al disco;
- Dovetail: strumento che accoppia in modo ottimale la pala al disco ed in grado di sopportare tutti i carichi generati.

Nel caso di statore il modello generale è caratterizzato dall'Outer Band Vane, Airfoil e Inner Band Vane che hanno lo stesso scopo dei componenti rotorici ma differenti forme per ottimizzare la loro funzione (fig. 2.9).

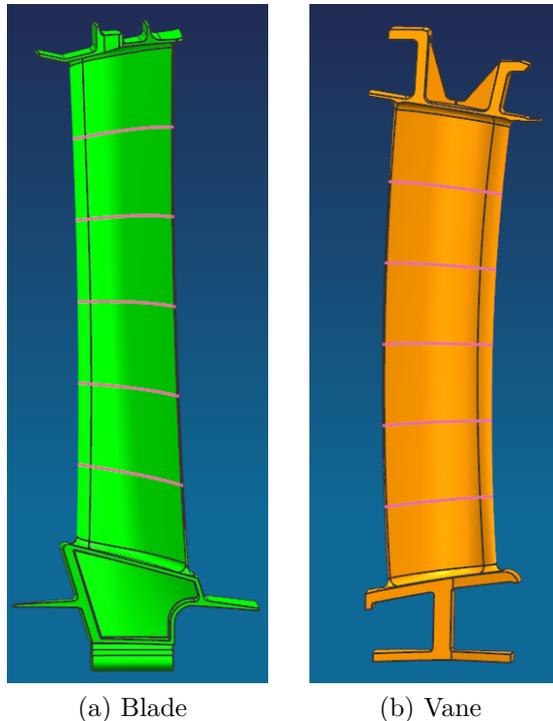


Figura 2.9: Configurazioni generali di blade e vane

La creazione di un tool per l'ottimizzazione delle turbine, ossia lo scopo della tesi, può migliorare lo sviluppo di nuove configurazioni con analisi veloci e automatiche nella fase di design preliminare.

## Capitolo 3

# Tipologie di analisi meccaniche svolte nella progettazione di turbine

Nella progettazione di una turbina di bassa pressione è fondamentale studiare i fenomeni vibratorii che si possono innescare durante la fase operativa. Ricordando la natura dei carichi principali agenti su un rotore di una turbina ossia inerziali, termici ed aerodinamici, è possibile effettuare una classificazione sulla base del loro andamento nel tempo:

- Carichi statici: forze costanti nel tempo o che presentano variazioni molto lente;
- Carichi quasi statici: forze generate da fenomeni dinamici ma con caratteristiche temporali statiche;
- Carichi dinamici: forze variabili nel tempo con gradienti molto elevati che producono effetti dinamici non trascurabili.

La caratteristica che distingue un carico statico da uno dinamico è la sua frequenza, infatti se questa è molto inferiore rispetto alla minore delle frequenze proprie di vibrazione della struttura allora il carico è statico o quasi statico. Se ciò non avviene poiché l'ordine di grandezza è il medesimo o superiore allora il carico è dinamico.

L'argomento principale di questo capitolo è il funzionamento di PRIME ed in particolare sono descritte tutte le funzioni implementate con la relativa conoscenza teorica necessaria per una completa comprensione. Inizialmente viene affrontata l'analisi statica e successivamente quella dinamica.

### 3.1 Analisi statica

I principali carichi statici o quasi-statici agenti sulla turbina durante la vita operativa possono essere suddivisi in quattro tipologie a seconda della loro natura:

- Carichi di pressione: il flusso di gas caldi determina un campo di pressione sulla superficie della paletta che risulta essere diverso tra pressure side e suction side. Questa diversa distribuzione di pressione genera la rotazione della pala che, avendo come obiettivo quello di ricavare energia dal fluido per azionare il compressore, deve essere necessariamente presente. Questo carico dipende dalla condizione imposta all'interlocking;
- Carichi inerziali: il sistema è caratterizzato da un'elevata velocità di rotazione che determina un carico dipendente dal raggio di rotazione, dalla densità del materiale, dalla velocità di rotazione e dalla sezione trasversale su cui agisce. In questo caso la sezione più sollecitata risulta essere quella alla radice, area critica nella fase di progettazione;
- Carichi termici: i gas caldi provenienti dal combustore hanno una temperatura molto elevata che creano gradienti termici e fenomeni associati al lavoro dei materiali ad alte temperature come il creep in caso di periodi di operatività lunghi. Questo carico è più elevato nel caso di turbine ad alta pressione;
- Carico dovuto a pre-twist: a causa della torsione generata dai carichi sulla pala durante il funzionamento, la pala viene montata con un precarico che assicura la corretta posizione dell'airfoil rispetto al flusso.

La condizione operativa della turbina di bassa pressione è ottenuta considerando gli effetti di tutti questi carichi dal momento che potrebbero causare un eccessivo spostamento nella struttura con conseguenti problemi di interferenza ed eccessiva tensione interna, fino ad arrivare alla rottura se viene superato lo stress limite. Compito dell'analisi statica è quindi studiare gli effetti di questi carichi sulla struttura.

#### Descrizione dei carichi considerati durante l'analisi statica

Si devono considerare molte tipologie di carico combinate insieme che rendono difficile l'applicazione dei carichi e la rielaborazione dei risultati con l'analisi FEM. Bisogna quindi comprendere a fondo i carichi agenti sulla struttura:

- Carico inerziale

$$F_c = \int_r^R dF_c = \rho\omega^2 \int_r^R r dV = \rho\omega^2 \int_r^R r A(r) dr \quad (3.1)$$

dove  $\rho$  è la densità del materiale,  $\omega$  la velocità di rotazione e  $A(r)$  la sezione trasversale al generico raggio  $r$ . Considerando l'elevato valore di  $\omega$ , questo carico risulta essere uno dei più critici per la pala soprattutto alla radice.

- **Carico di pressione**

La pressione dei gas caldi agente sulla superficie crea un momento flettente che determina delle sollecitazioni alla radice, mitigate dall'inclinazione della paletta. Esiste una pratica chiamata *camber* che prevede l'inclinazione dell'airfoil di qualche grado rispetto al suo centro di gravità così da generare un momento opposto utilizzando la forza centrifuga. Questo equilibrio meccanico tra momenti è realizzato solo per una specifica velocità di rotazione. Nelle condizioni diverse da questa, il carico sarà diminuito ma non assente.

Il carico aerodinamico crea una distribuzione di pressione che varia lungo la radiale della pala e anche lungo la direzione tangenziale. In questo modo si genera una flessione causata dalla forza tangenziale applicata dal fluido e una flessione dovuta alla spinta assiale determinata dalla caduta di pressione lungo l'asse motore.

Il valore del momento e della tensione massima alla radice vale:

$$q_a = \rho u d (v_2 - v_1) q_w = (P_1 - P_2) d \quad (3.2)$$

- **Carico termico**

Tutti i componenti del motore sono soggetti ad un carico termico causato dalle fasi di compressione e combustione svolta sul fluido. Il punto più sollecitato è la turbina di alta pressione dal momento che è posta immediatamente dopo la camera di combustione. L'intero progetto viene realizzato considerando come valore limite del propulsore le temperature raggiunte in questa fase del ciclo. Deve essere valutata, in particolare, l'espansione termica che induce delle tensioni sul componente nel caso di vincoli negli spostamenti. Nel caso di pale di turbina, queste sono vincolate al disco nella parte inferiore e dalla necessaria tenuta di pressione nella parte superiore. Nei materiali di nuova generazione deve essere considerata anche la possibilità di avere un'espansione termica non uniforme con conseguenti picchi di stress in alcune zone del componente.

- **Prearico**

Durante l'assemblaggio, le pale delle turbine di bassa pressione subiscono un prearico di rotazione attorno all'asse radiale. Questo procedimento è necessario per ottimizzare la posizione del profilo rispetto al flusso durante il funzionamento.

## 3.2 Analisi dinamica

Le vibrazioni nelle turbine sono una delle cause principali di guasto dal momento che la nascita di fenomeni di risonanza potrebbe portare la struttura a superare il limite di fatica e quindi causare la rottura. In fase di progettazione bisogna valutare correttamente le forze e le deformazioni agenti, così da considerare anche il fenomeno della fatica e programmare interventi manutentivi, garantendo un margine di sicurezza per tutta la vita operativa. Si deve considerare, in particolare, la fatica ad alto numero di giri con valori di carichi termici e meccanici fortemente variabili a seconda della velocità di rotazione e dell'ampio range di variazione della risposta in frequenza.

La necessità di tenere in considerazione tutti questi fattori durante la fase di progetto sta portando allo sviluppo di palettature sempre meno rigide e maggiormente caricate, grazie anche allo sviluppo tecnologico dei materiali e delle metodologie di produzione. L'obiettivo finale è quello di fornire una soluzione che rappresenti un corretto compromesso tra l'esigenza di sicurezza, affidabilità, efficienza, manutenibilità, leggerezza ed ecosostenibilità.

### 3.2.1 Aeroelasticità

L'aeroelasticità studia l'iterazione tra le forze aerodinamiche, elastiche ed inerziali siano esse statiche o dinamiche (fig. 3.1). Le vibrazioni a cui sono soggetti i componenti della turbina rientrano in questa materia che suddivide i campi di studio in quattro aree:

- Dinamica delle strutture: forze inerziali ed elastiche (vibrazioni strutturali);
- Meccanica del volo: forze inerziali ed aerodinamiche (stabilità aerodinamica);
- Aeroelasticità statica: forze elastiche e forze aerodinamiche (convergenza);
- Aeroelasticità dinamica: forze aerodinamiche, elastiche e dinamiche (risposta forzata e flutter).

Considerando le funzioni svolte da PRIME, l'area su cui è utile focalizzarsi è l'aeroelasticità dinamica ed in particolare due differenti tipologie di fenomeni dinamici:

- **Risposta forzata** che analizza un sistema dinamico in cui la forzante è esterna come, in questo caso, le perturbazioni presenti nel flusso d'aria. Questi disturbi agiscono sulla pala come forze eccitanti con comportamento armonico. La frequenza dipende dalla velocità di rotazione dell'albero e dal numero di pale degli stadi adiacenti;

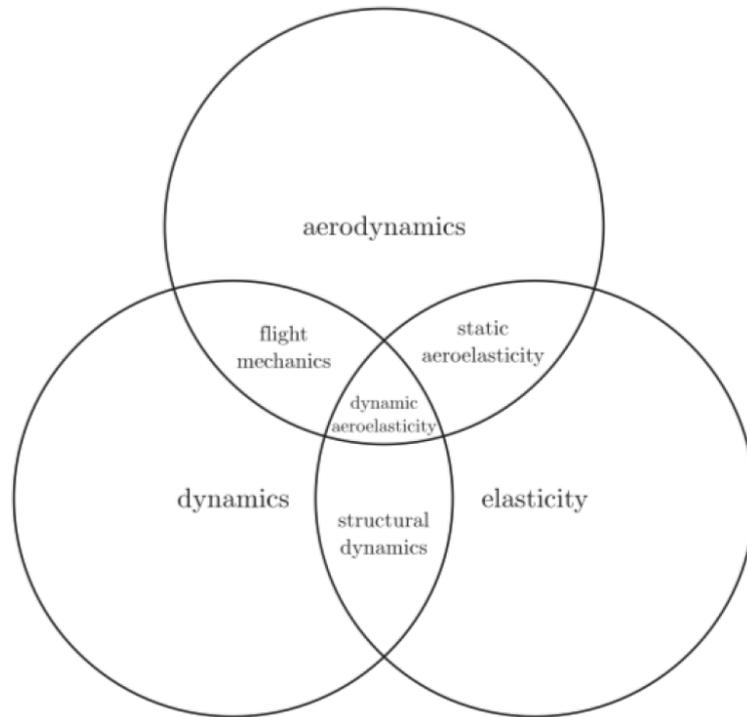


Figura 3.1: Interazione tra le discipline

- **Flutter** che studia una forzante intrinseca del sistema che si presenta come un'oscillazione autoeccitata. Attraverso la vibrazione elastica vengono generate forze aerodinamiche che sostengono o amplificano la deformazione.

Possiamo definire queste situazioni come fenomeni agenti sulla struttura, amplificati dalle forze aerodinamiche che tendono a divergere all'aumentare della deformazione. Si definisce in particolare divergenza quando la struttura arriva a rottura statica, mentre si parla di flutter quando l'instabilità dinamica tende a far ingobbare e oscillare la struttura fino a rottura.

Il comportamento dinamico del sistema accoppiato disco-pala è molto diverso meccanicamente ed aerodinamicamente rispetto ai singoli componenti. Il tipo di supporto e la forma delle superfici caratterizzano il contatto e quindi l'accoppiamento. Per poter eseguire un'analisi dinamica completa è necessario uno studio sulla vibrazione libera e sulla risposta forzata. Inoltre è molto importante verificare il fenomeno della fatica ad alto numero di giri (HCF) che, seppur caratterizzato da tensioni inferiori al limite di resistenza del materiale, possono comunque causare la rottura del componente. Nella progettazione quindi sono studiati i carichi a cui è soggetto il componente durante la sua vita operativa così da definire l'endurance limit ed evitare rotture che potrebbero portare al malfunzionamento della macchina.

### 3.2.2 Free Vibration Analysis

Quest'analisi considera il sistema in assenza di forzanti esterne determinando così un numero di frequenze naturali e relativi coefficienti di smorzamento pari al numero di gradi di libertà e quindi pari al numero di equazioni del moto (fig. 3.2). Queste vengono generalmente definite proprietà modali del sistema. Le caratteristiche principali da considerare nell'analisi del sistema disco-pala sono:

- Rotazione intorno all'asse motore che crea effetti giroscopici e centrifughi, aumentando le frequenze di vibrazione a causa dell'irrigidimento determinato dal carico inerziale;
- Interazione con il flusso ad elevata temperatura con conseguente modifica delle caratteristiche del materiale, diminuzione della rigidità del sistema e delle frequenze di vibrazione;
- Grado di simmetria ciclica del sistema che può essere pensato come l'insieme di più segmenti equivalenti limitando i calcoli da effettuare durante l'analisi.

La simmetria ciclica in particolare determina alcune tipologie di forme modali caratterizzate da alcune zone definite da punti a spostamento nullo nella deformazione:

- **Diametri nodali:** segmenti rettilinei;
- **Cerchi nodali:** circonferenze concentriche.

Il diametro nodale definisce diversi modi di vibrare suddivisi in (fig. 3.3 - 3.4):

- **Modi stazionari** nei quali tutti i settori vibrano con uguale ampiezza e fase descritti quindi da un solo autovettore reale;
- **Modi rotanti** caratterizzati da una coppia di onde viaggianti in direzione concorde e discorde rispetto alla rotazione del disco.

Essendo il numero di modi pari al numero di gradi di libertà del sistema, nel caso reale esistono infiniti modi dal momento che il sistema è continuo e non discreto. I risultati sono rappresentati in un diagramma FreeND dove si osserva un generico aumento delle frequenze al crescere del diametro nodale, comportamento giustificato dal maggiore irrigidimento del sistema all'aumentare della complessità della forma modale. I risultati sono raggruppati in famiglie modali (fig. 3.5) al crescere della frequenza dove le principali sono:

- Edgewise (EW);
- Flapwise (FW);

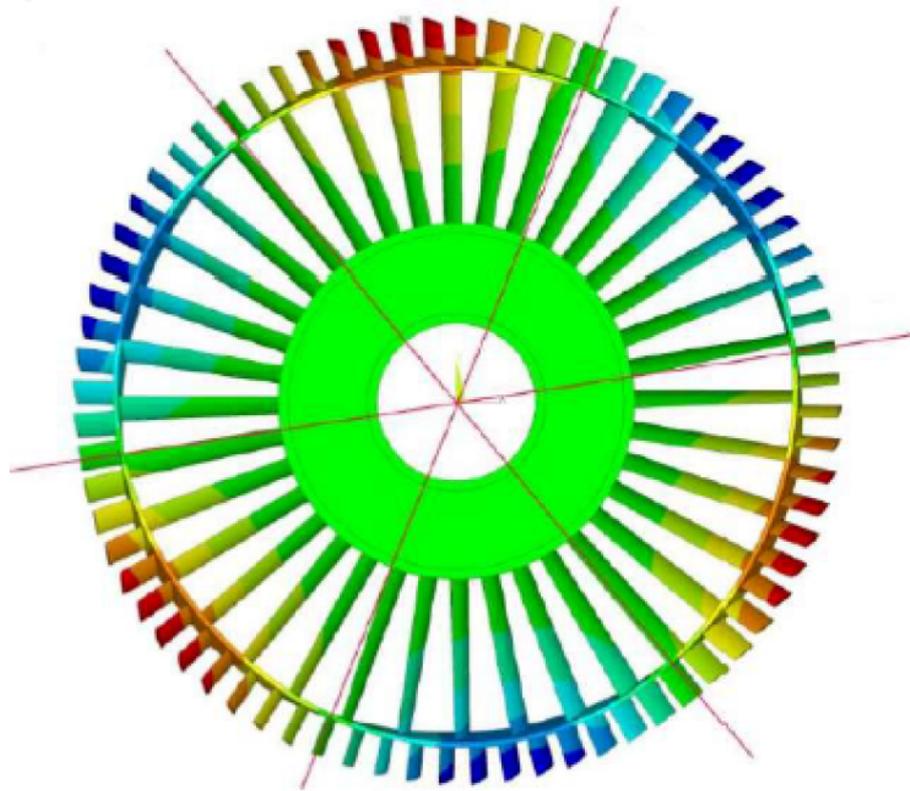
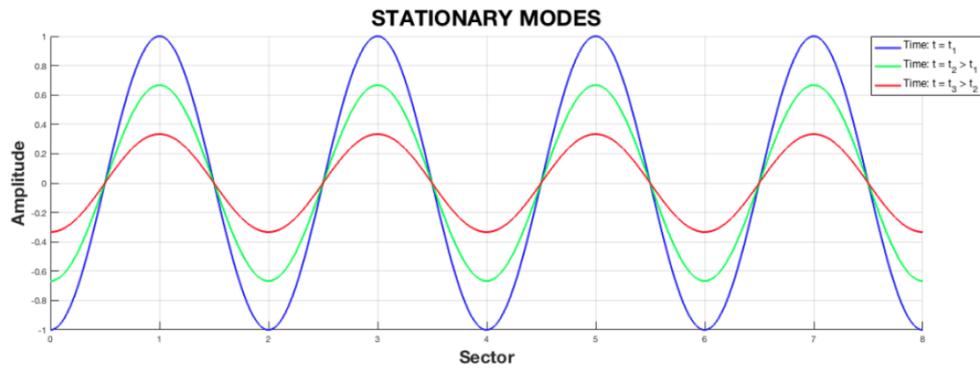


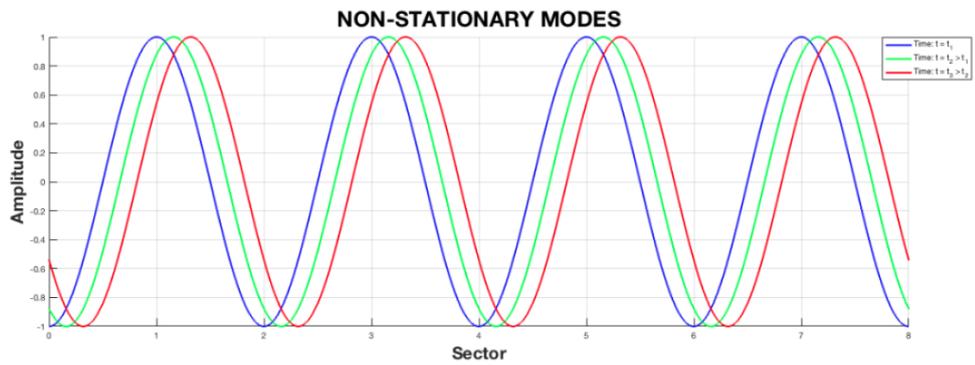
Figura 3.2: Rappresentazione di uno stadio di blade eccitato

- Flessionale (F);
- Torsionale (T);
- Stripe (S);
- Forme di disco.

Nell'analisi modale sono considerate solo le deformate meno complesse dal momento che le condizioni di instabilità e rottura nella meccanica strutturale tendono a verificarsi per il livello energetico minore possibile.



(a) Modi stazionari



(b) Modi non stazionari

Figura 3.3: Rappresentazione dei modi

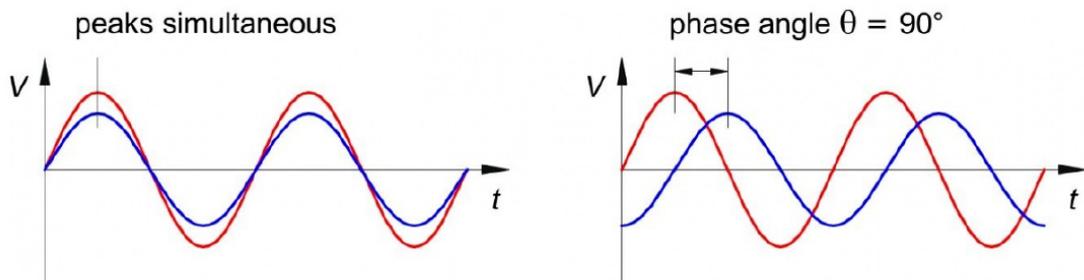
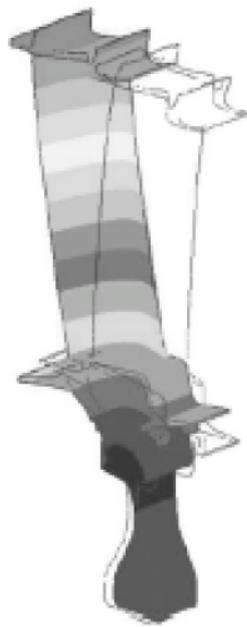


Figura 3.4: Rappresentazione dei modi in fase e non in fase



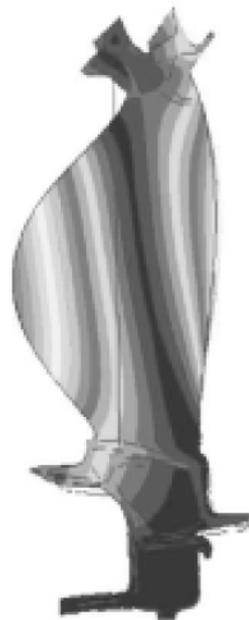
(a) Modo EW



(b) Modo FW



(c) Modo 1F



(d) Modo 1T

Figura 3.5: Famiglie modali

### 3.2.3 Risposta forzata

L'analisi della risposta forzata considera le condizioni di sollecitazione determinate da forzanti esterne che potrebbero portare a fenomeni di risonanza. Se le ampiezze sono elevate, il componente potrebbe danneggiarsi oppure rompersi immediatamente o dopo alcuni cicli di carico. I componenti a monte e a valle creano dei disturbi aerodinamici, rendendo il flusso non uniforme e determinando delle forzanti armoniche sulla pala. La frequenza di sollecitazione dipende da alcune caratteristiche del sistema come la velocità di rotazione del rotore, il numero di pale ed il numero di settori in cui è suddiviso lo statore. Per identificare le forzanti si usa l'Engine Order definito come rapporto tra la pulsazione della forzante e la velocità di rotazione:

$$EO = \frac{\omega}{\Omega} \quad (3.3)$$

Si ottiene la condizione di risposta forzata quando la frequenza dell'armonica del carico aerodinamico coincide con la frequenza naturale del sistema.

### 3.2.4 Flutter

Con il termine flutter si fa riferimento ai fenomeni di vibrazione autoeccitata ed autosostenuta di una struttura che si origina alle frequenze naturali del sistema secondo i suoi modi di vibrare. Le forze aerodinamiche non stazionarie risultanti dall'oscillazione possono essere in alcuni casi abbastanza grandi da alterare le caratteristiche di vibrazione del sistema, allontanandolo dalle condizioni di risposta libera in termini di frequenza e modo di vibrare. Infatti, il flutter può influenzare le forme modali dei corpi considerati: le ali generalmente presentano un flutter composto da flessione accoppiata a torsione, mentre le pale della turbina presentano un singolo modo con frequenza simile alla risposta libera.

Se il sistema non viene opportunamente smorzato, l'oscillazione cresce rapidamente fino al raggiungimento della rottura. Questa condizione è dovuta al fatto che, una volta innescata la vibrazione, l'energia cinetica del flusso che la alimenta è maggiore all'energia che la struttura può assorbire. La forza aerodinamica non è in fase con il comportamento vibratorio della struttura, motivo per il quale è indispensabile valutare lo smorzamento necessario (fig. 3.6).

Gli stadi di turbina però hanno un altro punto critico da analizzare, infatti ognuna di esse è influenzata dalla precedente e dalla successiva portando a proprietà e comportamenti comuni. Queste sono accoppiate meccanicamente e vibrano alla stessa frequenza ma con un angolo di sfasamento:

$$IBPA = \frac{2\pi n}{N} \quad (3.4)$$

dove  $n$  è il diametro nodale ed  $N$  il numero di pale dello stadio. Risulta evidente come le pale si influenzino a vicenda creando effetti calcolabili come combinazione

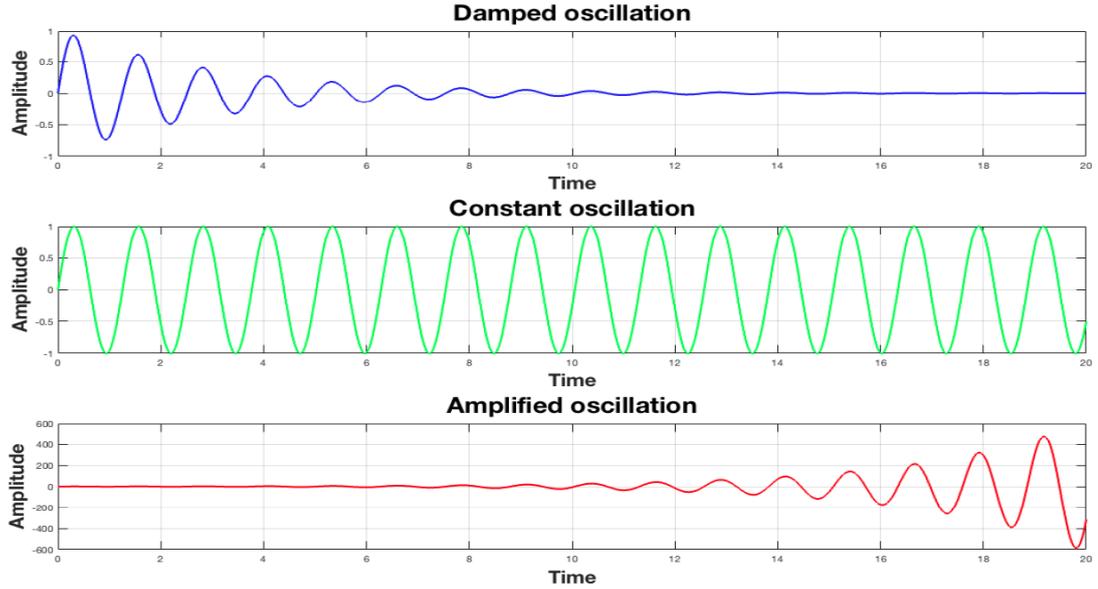


Figura 3.6: Oscillazioni flutter

dei campi delle singole perturbazioni. Il comportamento è generalmente studiato attraverso l'analisi di energia e lavoro:

$$L_a = \int_t^{t+\Delta t} \int_S -p\vec{n} \cdot v dS dt \quad (3.5)$$

dove  $S$  è la superficie della pala,  $v$  la velocità associata al modo,  $\vec{n}$  il vettore unitario della superficie. In questo modo si può calcolare il fattore di smorzamento critico:

$$\zeta = \frac{-L_a}{8\pi E} \quad (3.6)$$

dove l'energia cinetica  $E$  della pala è:

$$E = \frac{1}{4}m\omega_n^2 a^2 \quad (3.7)$$

con  $m$  massa modale e  $a$  ampiezza di vibrazione.

### 3.2.5 Simmetria ciclica

L'equazione di equilibrio della struttura sottoposta ad un carico esterno ha la forma:

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = F(t) \quad (3.8)$$

dove  $M$ ,  $C$  e  $K$  sono rispettivamente le matrici di massa, smorzamento e rigidità della struttura,  $x(t)$  è il vettore di DOF e  $F(t)$  è il vettore dei carichi esterni

applicati al sistema. Nell'analisi, per ottenere dei risultati validi, è necessario avere una mesh molto fine che comporta un elevato costo computazionale. Per limitare il carico di calcolo ed i tempi necessari, si preferisce studiare un singolo settore del sistema disco-pala così da permettere all'utente un'analisi molto più veloce. Questa semplificazione è possibile sfruttando l'assunzione di simmetria ciclica (fig. 3.7) e l'applicazione delle sue condizioni al contorno, utilizzabile però solo nel caso di perfetta uguaglianza con il componente precedente e successivo. In questo modo è possibile sfruttare la periodicità rotazionale presente nei sistemi dischi-pale di turbina.

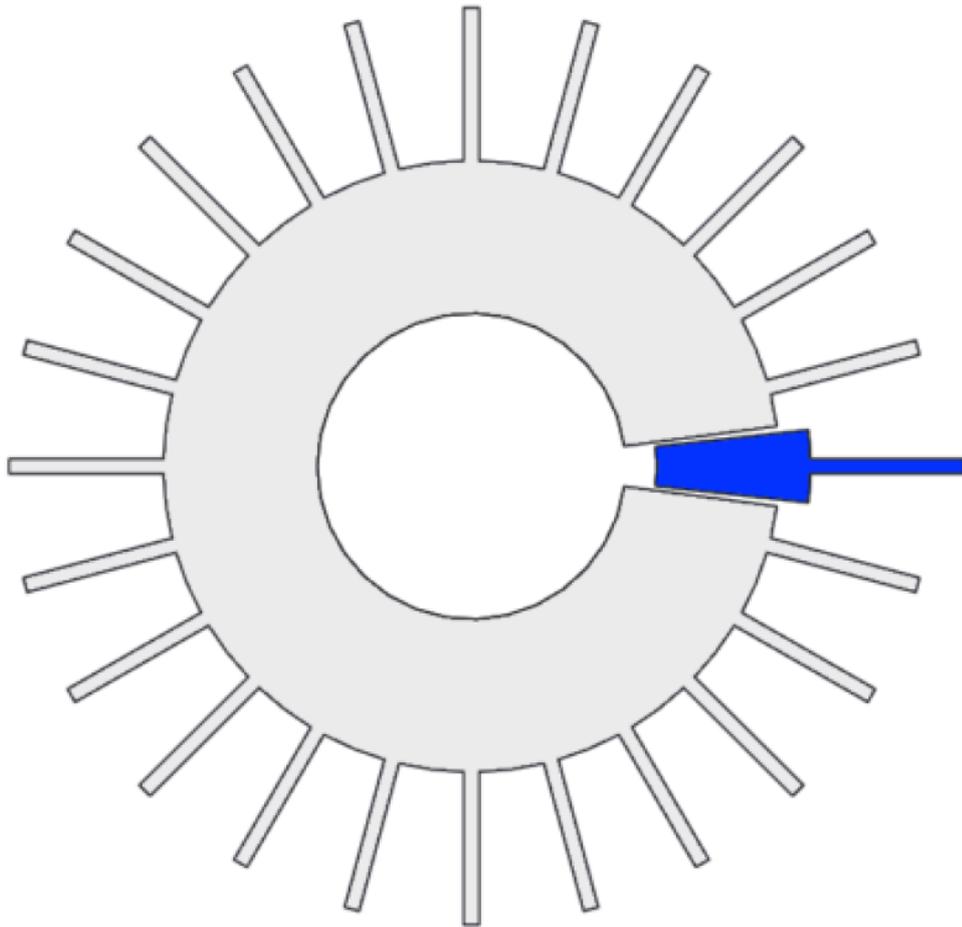


Figura 3.7: Rappresentazione simmetria ciclica

Nella fase di FEM, la simmetria ciclica ha validità solamente quando la mesh delle due superfici sono assolutamente equivalenti, così da rendere possibile un accoppiamento tra nodi transitando di settore in settore. In questo modo il comportamento del settore analizzato può essere esteso a quelli adiacenti così da descrivere l'intero campo.

## Tuning e mistuning

Finora sono stati considerati sistemi rotorici ideali (tuned) caratterizzati dalla mancanza di imperfezioni del materiale e di fabbricazione. Nell'analisi di un componente reale è necessario considerare alcuni fattori che portano a delle disomogeneità, definite mistuning, come le tolleranze necessarie durante la fase di costruzione e l'usura causata dal funzionamento. In questo caso non è possibile utilizzare l'assunzione di simmetria ciclica e si assiste ad una modifica delle caratteristiche dinamiche del sistema.

Gli effetti causati dal mistuning sono rilevanti per cui durante un'analisi completa del sistema pala-disco è necessario fornire una previsione di comportamento considerando anche questi fenomeni. Durante la fase di progettazione il mistuning viene imposto intenzionalmente al sistema così da prevedere il comportamento in modo più preciso (fig. 3.8). In particolare è possibile:

- Modellare un disco considerando il mistuning e calcolare la risposta forzata;
- Determinare la migliore configurazione per il mistuning e valutare le pale critiche;
- Determinare l'influenza di alcuni coefficienti nel calcolo;
- Valutare l'accoppiamento aerodinamico e quindi il fenomeno del flutter.

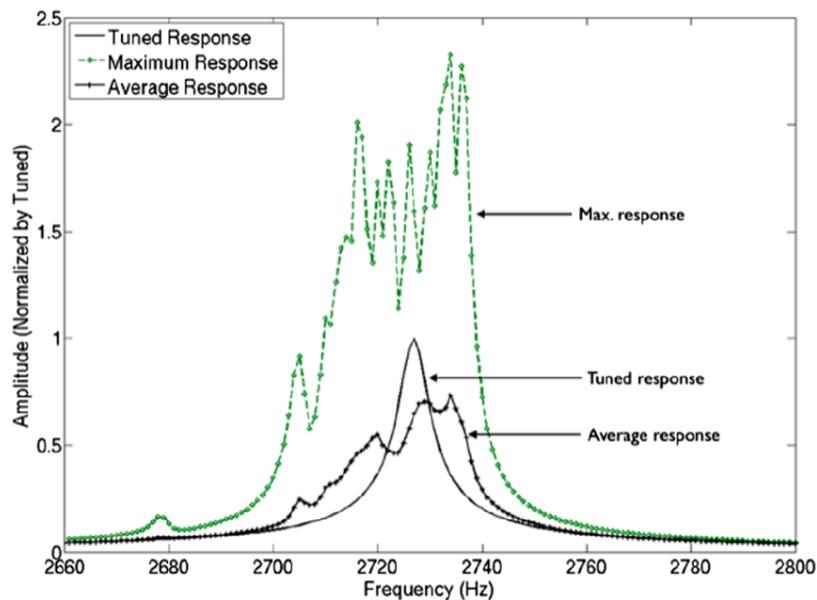


Figura 3.8: Differenza tra modello tuned e mistuned

### 3.3 Analisi del comportamento a fatica

Per completare la descrizione delle analisi che sono svolte da PRIME è necessario ricordare lo studio del comportamento a fatica della geometria analizzata che sarà totalmente integrato negli step futuri. La fatica ad alto numero di giri (HCF) è la principale causa di rottura di componenti sottoposti a vibrazione. Questo fenomeno può verificarsi anche se le sollecitazioni sono inferiori ai limiti di resistenza del materiale dal momento che la natura oscillatoria delle tensioni determina un contenuto ma continuo deterioramento delle prestazioni nel tempo. Risulta fondamentale definire quindi un limite di fatica che rappresenta lo stress limite sopportabile dal componente senza portare a rottura. Nel caso in cui le sollecitazioni siano inferiori a questo limite si può definire il componente come progettato a vita infinita.

Per avere un quadro completo della fatica agente sul modello è necessario definire una tensione media  $\sigma_m$  ed un'ampiezza di tensione  $\sigma_a$  che rappresentano il contributo stazionario ed oscillatorio nel tempo del carico (fig. 3.9). Esistono altre grandezze caratteristiche relative al comportamento a fatica:

- **Rapporto di tensione**  $R = \sigma_{min}/\sigma_{MAX}$ ;
- **Tensione di rottura**  $R_m$  in presenza del quale il pezzo raggiunge un punto di instabilità che porterà al collasso;
- **Tensione di snervamento**  $R_e$  che determina una deformazione permanente dello 0,02%;
- **Limite di fatica**  $\sigma_{D-1}$  che definisce il limite di fatica associato alla condizione  $R = -1$ .

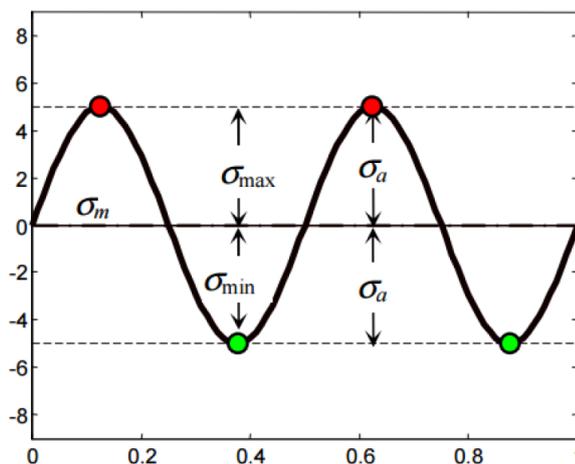


Figura 3.9: Schema delle tensioni medie e delle tensioni alternate

Nel caso di palettatura di turbina aeronautica si raggiungono dei valori di tensione statica definiti nelle analisi precedenti e generate dai carichi applicati. Considerando lo stress dinamico invece, questo è causato da fenomeni di risonanza generati dalle vibrazioni che subisce il componente. Queste tensioni variabili nel tempo determinano la presenza di sollecitazioni cicliche fondamentali per realizzare questo studio.

### 3.3.1 Diagramma di Haigh

Lo step successivo per la realizzazione dell'analisi del comportamento a fatica di un componente è la costruzione del diagramma di Haigh. Questo grafico rappresenta gli stress oscillatori a cui è soggetta la struttura riportando in ordinata il valore della tensione alternata ed in ascissa il valore della tensione media. In questo modo è possibile osservare la distanza tra le sollecitazioni che la struttura deve sopportare ed i limiti definiti dalle caratteristiche meccaniche del materiale così da garantire il corretto funzionamento del progetto per l'intera vita operativa. I limiti rappresentati nel diagramma di Haigh vengono realizzati utilizzando una quantità di dati sperimentali molto elevata rendendo difficile la costruzione. Vengono quindi utilizzate delle soluzioni empiriche (fig. 3.10) comunemente riconosciute:

- **Goodman:**

$$\frac{\sigma_D}{\sigma_{D-1}} + \frac{\sigma_m}{R_m} = 1$$

- **Gerber:**

$$\frac{\sigma_D}{\sigma_{D-1}} + \left(\frac{\sigma_m}{R_m}\right)^2 = 1$$

- **Soderberg:**

$$\frac{\sigma_D}{\sigma_{D-1}} + \frac{\sigma_m}{R_e} = 1$$

L'utilizzo di questo diagramma è molto semplice: gli accoppiamenti di tensione media e tensione alternata che hanno valori superiori alle linee limite delle tre soluzioni portano alla rottura del componente per effetto della fatica. Il tipo di criterio utilizzato per l'analisi dipende dal livello di conservatività che si vuole applicare alla soluzione. Generalmente è adottata la linea di Goodman data la semplicità di costruzione e considerando la conservatività eccessiva di Soderberg e ridotta di Gerber.

### 3.3.2 Area di Goodman

Nel diagramma di Haigh è possibile definire l'area di Goodman che rappresenta il luogo dei punti in cui è garantita la sicurezza operativa del componente. La rottura di un componente si può avere per fatica ma anche per snervamento del

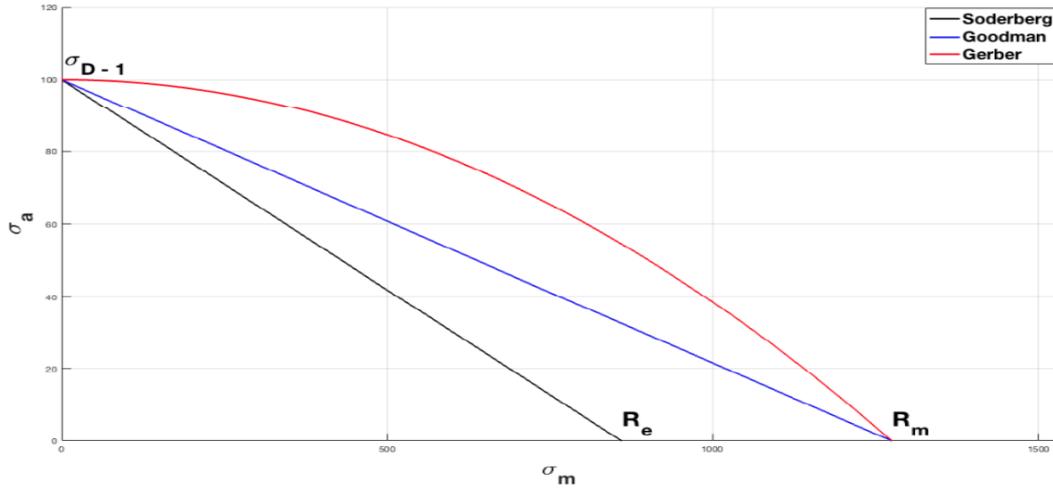


Figura 3.10: Diagramma di Haigh

materiale. Il limite di rottura è quindi definito da due condizioni: il componente raggiunge una tensione pari al valore di snervamento oppure può raggiungere una tensione pari al limite di fatica.

- Limite a fatica

$$\sigma_a \leq \sigma_D \quad (3.9)$$

- Limite di snervamento

$$\sigma_{MAX} = \sigma_a + \sigma_m \leq R_e \quad (3.10)$$

L'area di Goodman deve quindi rispettare il più stringente tra i vincoli descritti, motivo per il quale i punti contenuti al suo interno garantiscono la resistenza statica e a fatica (fig. 3.11). La distanza dal limite definisce il coefficiente di sicurezza:

- **Coefficiente di sicurezza statico**

$$C_S = \frac{R_e}{\sigma_{id}} \quad (3.11)$$

dove la tensione ideale può essere definita attraverso il criterio di Tresca o di Von Mises;

- **Coefficiente di sicurezza per la fatica**

$$C_F = \frac{\sigma_D}{\sigma_a} \quad (3.12)$$

nel caso di valutazione del margine a tensione media costante.

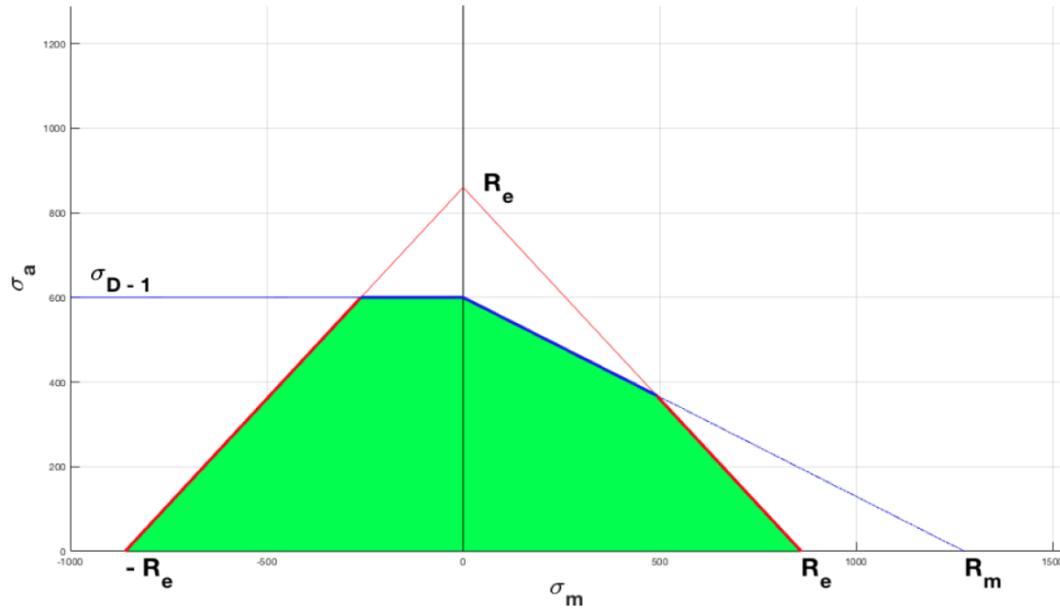


Figura 3.11: Area di Goodman

Bisogna precisare che quanto riportato è valido nel caso di temperatura fissata. Esistono infatti dei diagrammi di Haigh che riportano le linee di Goodman in funzione della temperatura d'esercizio e che rendono possibile l'estensione delle considerazioni proposte su range termici più ampi e variabili nel tempo.

Esistono anche altri diagrammi utilizzati negli studi sul comportamento a fatica di un modello:

- Diagramma di Goodman - Smith che rappresenta in ascissa la tensione media ed in ordinata la tensione massima visualizzando così la sollecitazione nel tempo;
- Diagramma di Moore che evidenzia la tensione massima in ordinata e lo stress ratio in ascissa così da fornire una visualizzazione semplificata del margine di rottura statica a discapito dell'effetto della fatica.

# Capitolo 4

## Design delle turbine di bassa pressione con PRIME

Per la progettazione di una turbina di bassa pressione è importante valutare sia l'aerodinamica che la meccanica strutturale. La prima disciplina in particolare si pone l'obiettivo di massimizzare l'efficienza della pala ottenuta tramite la conversione dall'energia del flusso alla potenza meccanica dell'albero. Lo scopo della seconda invece è garantire la resistenza strutturale di ogni componente soggetto a carichi statici e dinamici. Un'altra considerazione da effettuare riguarda l'interazione tra fluido e struttura così da controllare possibili fenomeni vibratorii instabili che potrebbero verificarsi in particolari condizioni. L'analisi di flutter garantisce l'assenza di eventuali instabilità all'interno del range di utilizzo del motore.

Gli input necessari per la progettazione di un motore sono:

- Le dimensioni massime del propulsore;
- La sezione trasversale necessaria;
- La potenza da generare.

### 4.1 Progettazione aerodinamica

Come definito in precedenza, lo scopo principale della progettazione aerodinamica è la definizione del profilo alare ottimale per la conversione dell'energia cinetica in meccanica. Inizialmente è fondamentale definire il flowpath della turbina. Per una certa condizione di lavoro del propulsore, definita come punto di progetto, il flowpath indica il canale attraverso il quale transita l'aria durante l'espansione. In questa fase viene definito anche il leading edge ed il trailing edge, imposte le condizioni al contorno e realizzati i triangoli di velocità determinando così la forma del condotto e la massa d'aria in ingresso.

Per poter determinare il profilo della pala viene svolto il seguente processo:

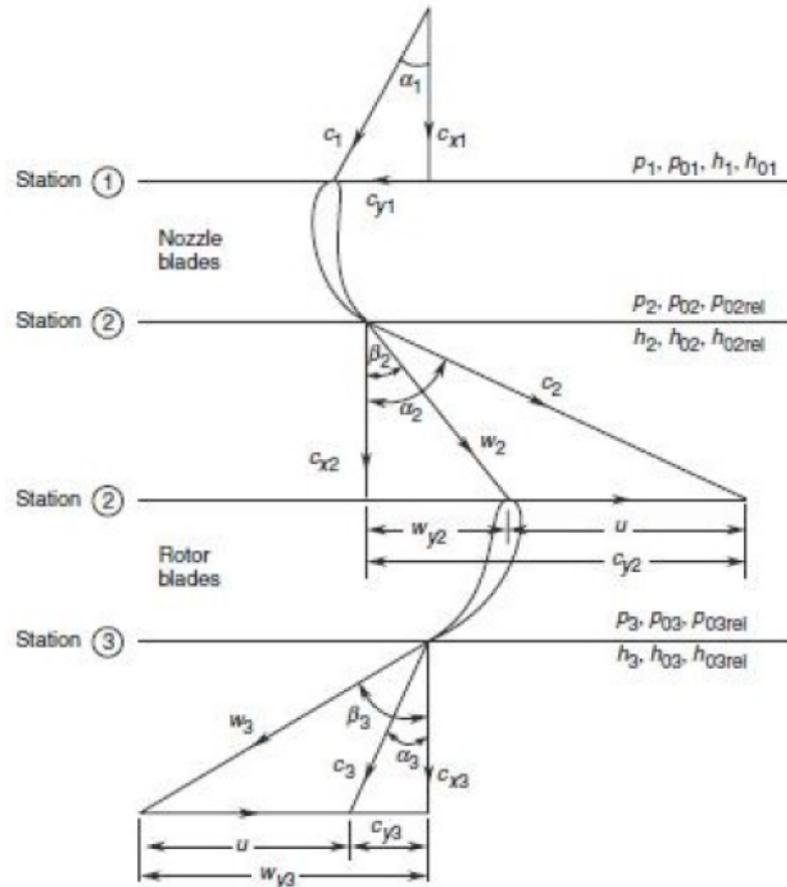


Figura 4.1: Triangoli di velocità nella progettazione 1D

1. **Ottimizzazione del processo 1D:** la turbina di bassa pressione è suddivisa in stadi a causa del limitato calo di pressione realizzabile con un singolo stadio e non sufficiente a realizzare l'intera espansione. Il percorso del fluido è rappresentato attraverso i triangoli di velocità (fig. 4.1) che definiscono alcune caratteristiche bidimensionali dei profili aerodinamici, come l'orientamento del leading edge e del trailing edge, necessarie alla determinazione del profilo della pala in pianta. L'angolo di stagger è variabile lungo la radiale della pala in modo da garantire una distribuzione costante di lavoro svolto;
2. **Design 3D del processo:** elaborando il design 1D attraverso delle relazioni empiriche è possibile definire la geometria 3D della pala che meglio soddisfa i requisiti di progetto. Su questo modello è ora possibile realizzare su ogni stadio l'analisi fluidodinamica computazionale (CFD) così da ottenere la risposta della turbina;

3. **Ottimizzazione del processo 3D:** definito il design che garantisce le prestazioni e rispetta le condizioni al contorno, la geometria è considerata congelata ed i singoli componenti vengono studiati più nel dettaglio. Particolare attenzione viene posta alla struttura nella determinazione del leading edge, del trailing edge, della lunghezza della corda rappresentante l'estensione assiale del profilo e la distribuzione dello spessore lungo la radiale. Queste variazioni devono essere limitate rispetto alla geometria definita precedentemente. Alla fine di questo processo, le prestazioni e la configurazione ottimale vengono congelate nell'ambito aerodinamico ma saranno ulteriormente analizzate dal punto di vista meccanico nelle successive fasi di progettazione.

## 4.2 Progettazione strutturale

Come definito in precedenza, la configurazione standard della pala di turbina prevede la presenza di elementi esterni ed interni che garantiscono la tenuta strutturale e di pressione, definiti shroud, shank e dovetail nel caso di rotore mentre IBV e OBV nel caso di statore. L'assemblaggio viene realizzato a freddo mentre il corretto posizionamento della pala deve essere garantito nelle condizioni operative. Durante l'analisi quindi bisogna determinare il corretto bilanciamento della pala durante l'utilizzo e calcolare lo scalamento necessario per l'assemblaggio a freddo. Nel dettaglio le considerazioni da eseguire sono:

- Ridimensionamento della dimensione dei profili a causa dell'espansione termica dovuta alle alte temperature;
- Presenza di una torsione lungo la direzione radiale i cui effetti spariscono durante il funzionamento ad alte temperature;
- Posizionamento della pala definito in modo da mantenere il corretto profilo alare nelle condizioni operative.

Una volta progettata l'intera pala è possibile procedere all'analisi utilizzando un opportuno modello FEM così da ottenere spostamenti e tensioni causati dai diversi carichi applicati:

- Carico inerziale dovuto all'elevata velocità di rotazione che determina spostamenti radiali e flessionali;
- Carico di pressione causato dall'interazione tra pala e flusso che determina deformazioni flessionali;
- Carico termico determinato dall'elevata temperatura del flusso in transito;
- Precarico di torsione imposto durante l'assemblaggio.

Se l'esito dell'analisi statica è negativo, il profilo alare deve subire delle modifiche aerodinamiche che definiranno una nuova geometria e di conseguenza un nuovo modello FEM da analizzare. Ottenuti buoni risultati dal punto di vista statico, viene valutata una possibile instabilità dinamica con conseguente modifica della geometria nel caso di situazioni critiche. Le uniche modifiche possibili nella fase di analisi dinamica sono finalizzate a rendere la pala più resistente attraverso l'inserimento di masse e vincoli aggiuntivi, con inevitabili conseguenze negative sul peso e sulle prestazioni aerodinamiche. In questo modo la geometria della pala viene definita attraverso due cicli di ottimizzazione non integrati che non analizzano caratteristiche diverse e potrebbero portare a scelte dannose a vicenda (fig. 4.2).

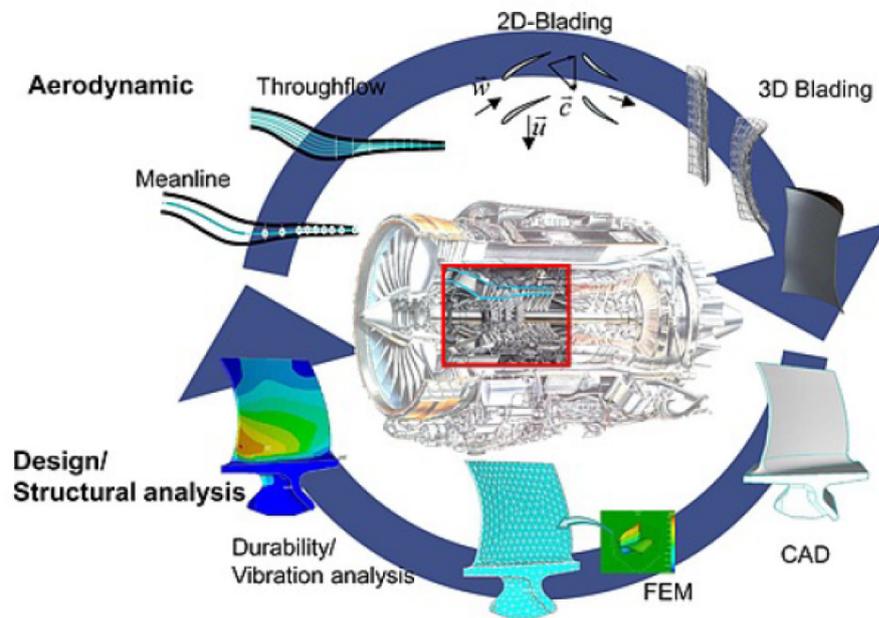


Figura 4.2: Progettazione tradizionale

### 4.3 Progettazione in PRIME

Con lo scopo di risolvere questo problema di integrazione è stato sviluppato il tool PRIME che realizza l'ottimizzazione automatizzata della geometria della pala dal punto di vista sia aerodinamico che meccanico in un unico ciclo, definito progettazione aeromeccanica.

L'analisi realizzata attraverso PRIME è molto diversa per una serie di fattori:

- Integrazione di software esterni progettati per essere compatibili;
- Automatizzazione delle analisi con un notevole risparmio di tempo e risorse;

- Visualizzazione chiara e dettagliata dei feedback che possono essere visualizzati sulla stessa dashboard rendendo possibile una visione globale dell'intera analisi.

Questo nuovo processo permette di definire la geometria della pala con costi inferiori poiché realizza un'ottimizzazione preliminare più dettagliata in tempi brevi (fig. 4.3). In questo modo le successive modifiche effettuate a geometria congelata sono minime dal momento che le caratteristiche della pala sono già state fissate tenendo in considerazione sia l'ambito aerodinamico che quello aeromeccanico.

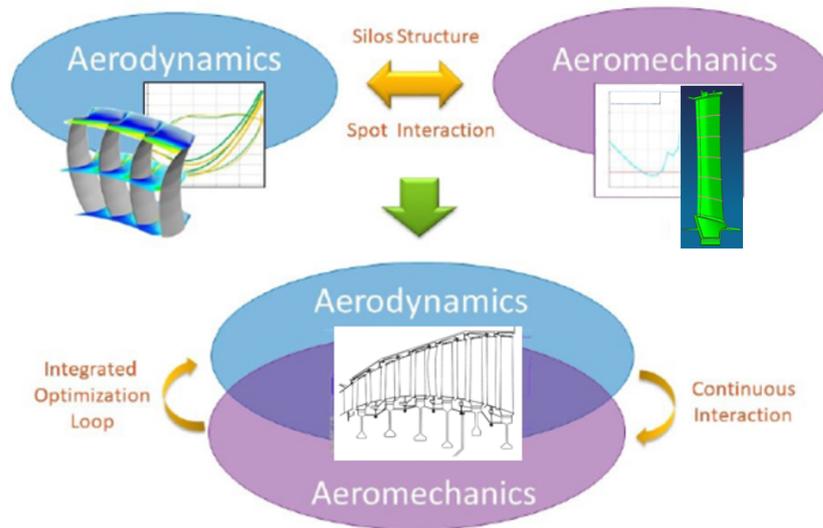


Figura 4.3: Progettazione PRIME

Attualmente ci sono diverse funzionalità all'interno di PRIME che sono state implementate in parte singolarmente ed in parte integrate all'interno di un unico tool:

- **Generazione del CAD:** utilizzando il file aerodinamico di input, viene realizzato il profilo alare 3D al quale vengono aggiunti gli elementi interni ed esterni della pala, gestiti attraverso modelli parametrici in alcuni casi modificabili dall'utente. Al momento infatti l'utente può selezionare attraverso un'interfaccia grafica la tipologia di modello interno ed esterno da inserire tra quelli presenti in un database. Questo procedimento permette la realizzazione di una notevole varietà di pale caratterizzate da configurazioni sia classiche che innovative;
- **Generazione del modello FEM:** utilizzando come input il CAD realizzato nello step precedente, in modo completamente automatizzato viene creato un modello ad elementi finiti e vengono imposti i carichi e le condizioni al

contorno. L'utente può scegliere la tipologia di analisi strutturale che vuole eseguire;

- **Analisi statica:** inizialmente viene effettuata l'analisi dei peanuts per conoscere l'interferenza tra pale adiacenti dovuta al precarico torsionale imposto alla struttura. Di conseguenza è possibile realizzare l'analisi statica implementata per ogni tipo di carico e condizione al contorno;
- **Analisi modale:** considerando solo i carichi termici e inerziali è possibile svolgere un'analisi statica che definisce la condizione di pre-stress per l'analisi modale. A questo punto vengono determinati i modeshape e le frequenze naturali utilizzati nelle successive analisi di flutter e risposta forzata. Il principale output di questa fase è il diagramma di Campbell ottenuto dall'analisi della risposta libera;
- **Analisi di flutter:** vengono ricavate informazioni riguardo la stabilità della struttura attraverso un grafico che rappresenta lo smorzamento aerodinamico;
- **Risposta forzata:** viene calcolata la quantità di lavoro svolta dalla forza aerodinamica eccitante sulla struttura considerando uno specifico modo, così da valutare eventuali accumuli di energia e quindi fenomeni di risonanza;
- **Post processing dei risultati:** utilizzando una dashboard, viene fornita all'utente la possibilità di ottenere in modo integrato, semplice e chiaro i grafici e le informazioni fornite dalle analisi svolte in PRIME.

Attualmente i modelli che possono essere analizzati da PRIME sono il blade-only sia statorico che rotorico, con la possibilità di inserire qualunque elemento esterno o interno alla pala presente nel database, e il settore aerodinamico composto da un numero variabile di pale adiacenti che consentono l'analisi di un modello più complesso mantenendo un basso costo computazionale.

## Dashboard

Nella fase di post processing la visualizzazione dei risultati ottenuti dalle analisi effettuate precedentemente è realizzata utilizzando un'interfaccia interattiva e dinamica. I dati visualizzati possono essere modificati dall'utente così da rendere possibili ulteriori verifiche sulle informazioni più significative.

La dashboard è sviluppata utilizzando un software personalizzabile ed automatizzabile specializzato nella visualizzazione dei risultati. L'intera elaborazione dei dati forniti dalle analisi viene effettuata in PRIME, limitando l'utilizzo di questo software alla sola rappresentazione di dati già nel corretto formato. Lo scopo è quello di fornire la maggior parte delle informazioni graficamente così da rendere i risultati delle analisi più accessibili, chiari e di facile lettura. Tutti i dati sono comunque salvati e disponibili all'utente per valutazioni più approfondite e dettagliate.

Il software è organizzato in fogli così da rendere la visualizzazione più veloce lasciando comunque la possibilità all'utente di compiere eventuali modifiche.

**Blade Model** Sono rappresentati i nodi del modello nella condizione indeformata e in quella deformata così da facilitarne il confronto (fig. 4.4).

**Stress** Lo scopo di questo foglio è rappresentare lo stress agente in diversi settori della pala in modo da garantire il bilanciamento della pala, condizione che nel caso di modello FEM si traduce in valori simili tra pressure side e suction side (fig. 4.5).

**Spanwise metrics** In questo foglio sono rappresentati i valori di area, volume, coordinate del baricentro, carico inerziale e stress inerziale in funzione della distanza dall'asse motore (fig. 4.6).

**Displacement** Sono rappresentati gli spostamenti radiali e tangenziali dello shank e dello shroud (fig. 4.7).

**Diagramma di Campbell** Viene rappresentato il diagramma di Campbell ricavato attraverso l'analisi preliminare con la possibilità di scegliere il tipo di modo (fig. 4.8).

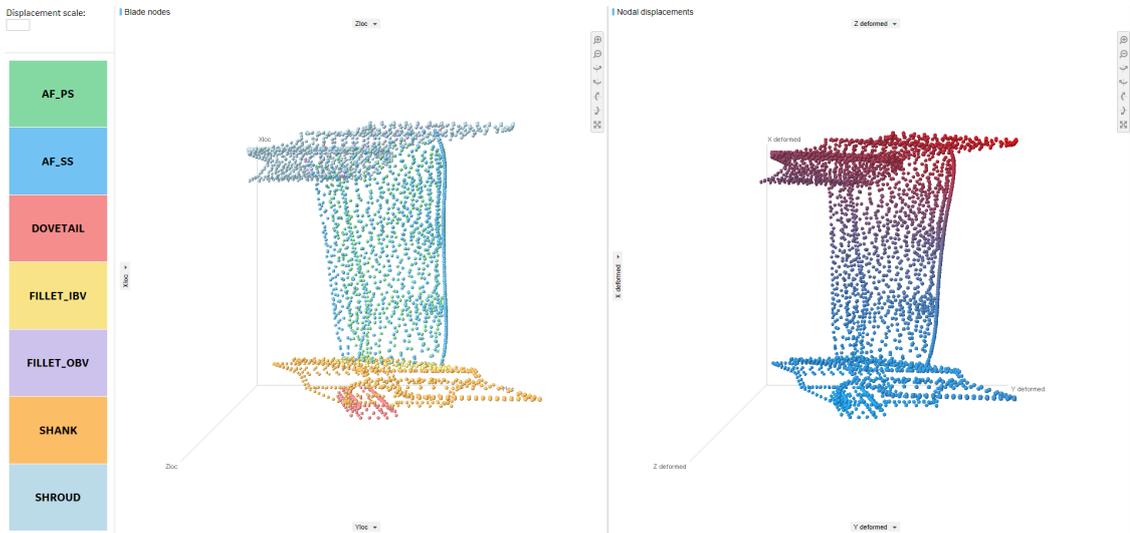


Figura 4.4: Dashboard - Blade Model

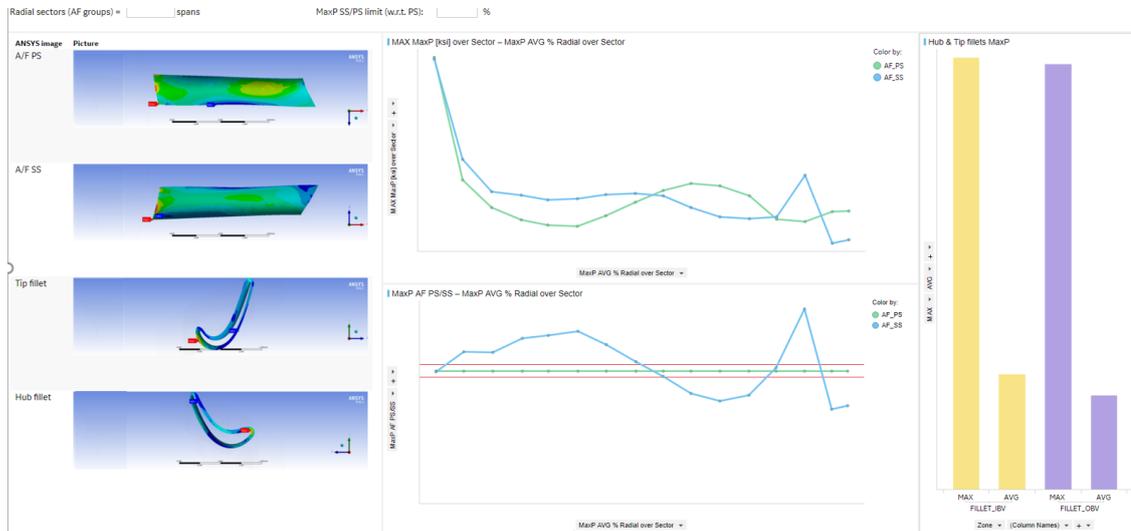


Figura 4.5: Dashboard - Stress

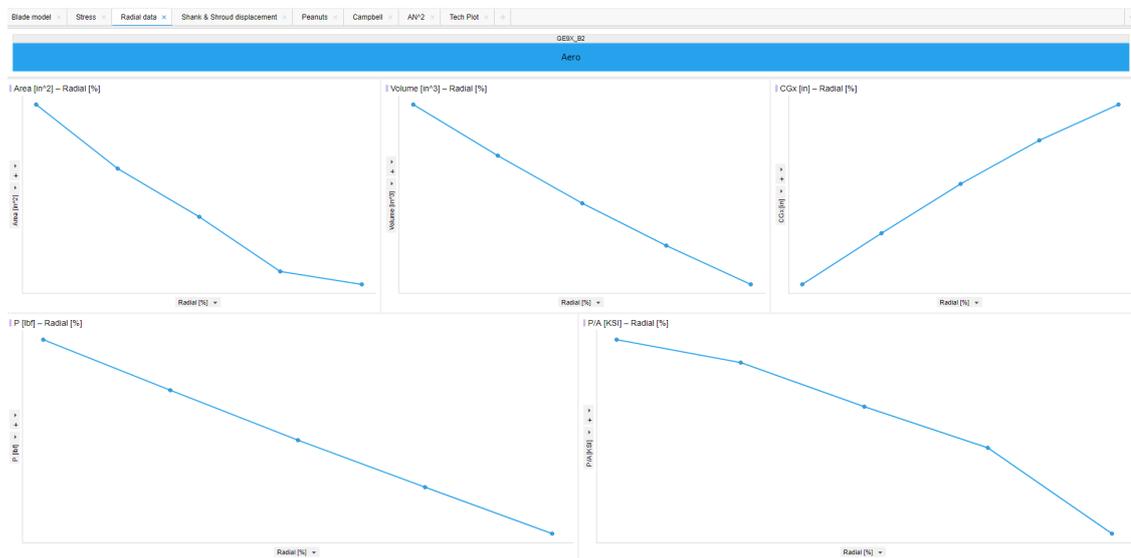


Figura 4.6: Dashboard - Spanwise metrics

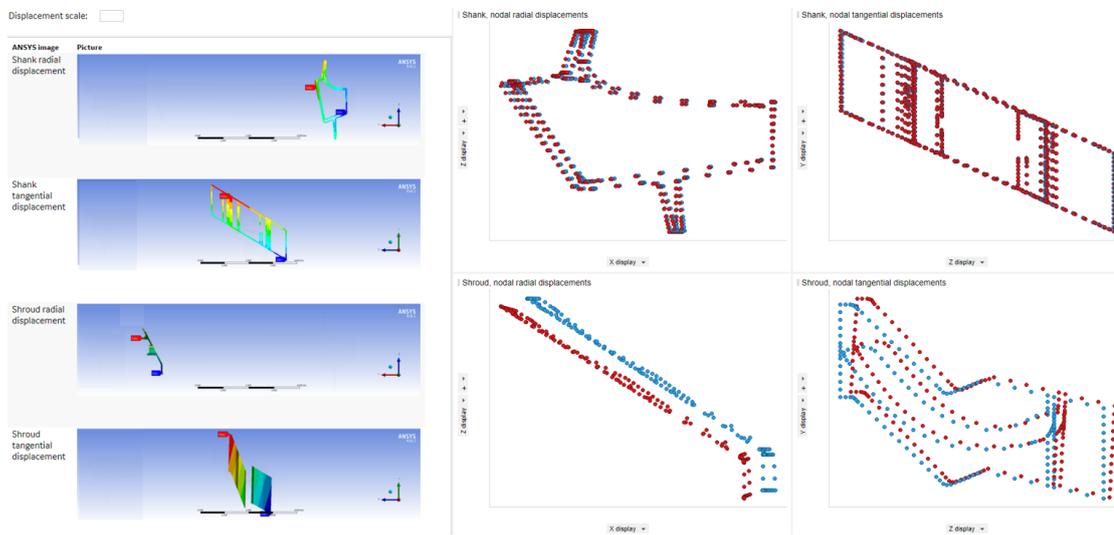


Figura 4.7: Dashboard - Displacement

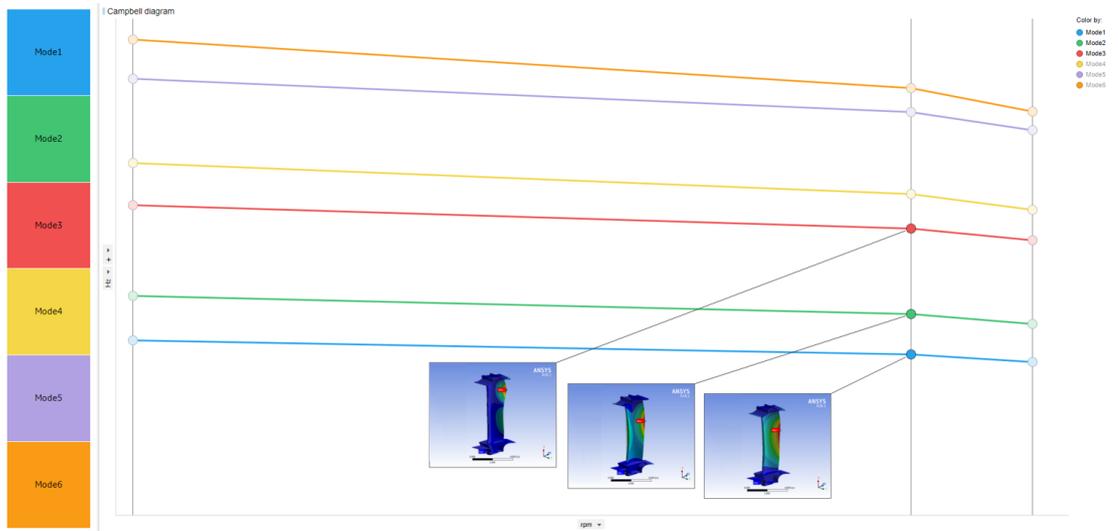


Figura 4.8: Dashboard - Diagramma di Campbell

### Sviluppi futuri

Gli sviluppi futuri di PRIME si concentrano principalmente su questi obiettivi:

- Integrazione del modello hollow blade e blade-disk in tutte le fasi;
- Realizzazione del diagramma di Haigh utile nell'analisi del fenomeno della fatica ad alto numero di giri;
- Perfezionamento del frame che gestisce l'intero processo;
- Ottimizzazione della geometria tenendo anche in conto il processo di lavorazione del componente.

# Capitolo 5

## Funzioni implementate in Dynbooster

Questo lavoro di tesi ha lo scopo di implementare alcune funzioni all'interno di Dynbooster, primo step di PRIME. L'unificazione della progettazione aerodinamica e strutturale necessita della creazione di un CAD in modo automatizzato, partendo da alcuni valori aerodinamici di input. La generazione del modello viene effettuata utilizzando il software Unigraphics NX sviluppato da Siemens PLM Software che permette la gestione automatizzata dei processi tramite linguaggio C++.

### 5.1 Descrizione di Dynbooster

L'analisi aerodinamica che definisce le variabili di ingresso e di conseguenza la forma del profilo, considera solamente l'interazione tra flusso e pala a discapito dell'ottimizzazione strutturale. L'analisi strutturale deve essere eseguita su un modello caratterizzato sia dall'airfoil di input sia dagli elementi interni ed esterni presenti all'estremità della pala, necessari per la simulazione dei contatti. In Dynbooster si è scelto di seguire un approccio parametrico per la definizione degli elementi aggiuntivi così da ridurre notevolmente il tempo necessario allo svolgimento delle operazioni. Sono stati realizzati dei modelli in cui tutte le grandezze sono funzioni di un set di parametri di ingresso che adattano facilmente la forma e le dimensioni dell'elemento all'airfoil considerato. Questi parametri vengono caratterizzanti il modello sono suddivisi in:

- **System Parameters:** parametri principali non modificabili da parte dell'utente;
- **Custom Parameters:** parametri gestibili direttamente dall'utente.

Viene inserito anche un fattore di scala associato all'airfoil che realizza il corretto scalamento del modello garantendo delle dimensioni adeguate ai valori di ingresso.

In particolare Dynbooster consente all'utente di selezionare la geometria da analizzare attraverso un'interfaccia grafica. Crea di conseguenza l'airfoil e il modello completo attraverso l'inserimento dei template aggiungendo anche i tag (named selection) utilizzati, durante l'analisi in Ansys Workbench, per definire eventuali carichi e vincoli o migliorare le aree di criticità nella mesh.

### Modelli implementati

L'attuale versione di Dynbooster permette la creazione di qualunque pala, sia rotorica che statorica, e l'aggiunta di un qualunque template presente all'interno del database fornendo all'utente la possibilità di realizzare svariate configurazioni. Oltre al modello blade only, è possibile inserire anche il template parametrico del disco in modo da effettuare un'analisi in simmetria ciclica più accurata (fig. 5.1).

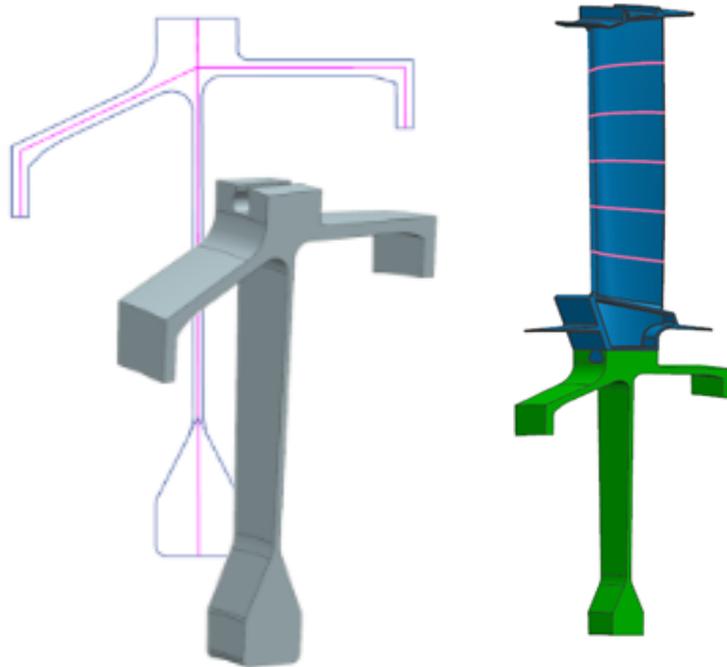


Figura 5.1: Modello parametrico del disco

Oltre alla generazione di una singola pala, il tool riesce a gestire anche la creazione e l'analisi di una schiera (fig. 5.2), composta da un numero di pale variabile definito dall'utente. Il numero massimo di pale consecutive realizzabili è pari a quello dello stadio scelto.

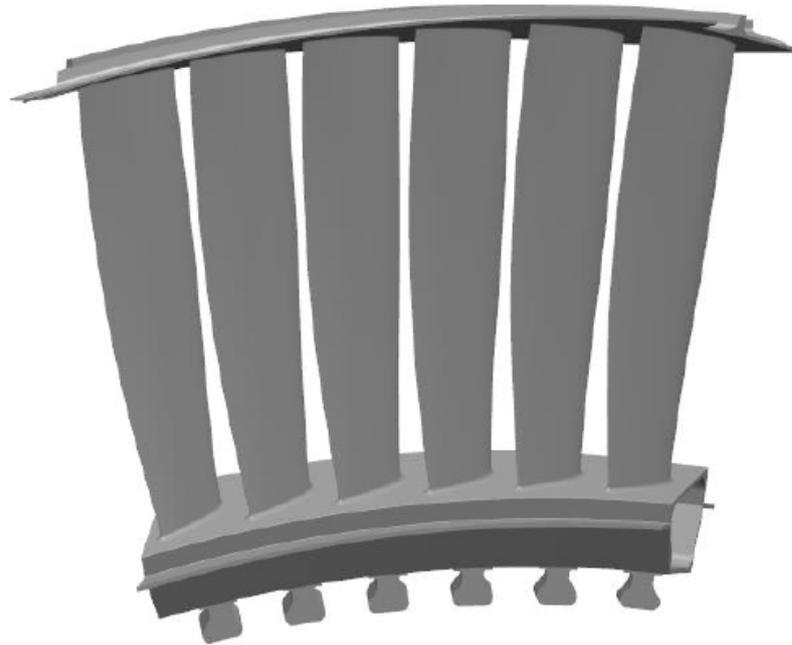


Figura 5.2: Modello di una schiera

### Creazione Airfoil

Inizialmente vengono letti i dati relativi ai profili aerodinamici 2D della pala nelle varie sezioni definite dal file aerodinamico di input, tramite i quali è possibile generare le spline di riferimento. Queste vengono inizialmente proiettate su un cilindro e successivamente su un cono aventi entrambi come asse principale l'asse motore. Utilizzare un set di profili aerodinamici a distanza dall'asse variabile consente il corretto impilamento aerodinamico della pala. La costruzione dell'airfoil viene realizzata attraverso la creazione e la successiva unione di quattro superfici laterali che definiscono pressure side, suction side, leading edge e trailing edge. Per costruire un solido è necessario avere un volume interamente racchiuso da superfici, motivo per il quale vengono create e successivamente trimate due superfici coincidenti con il primo e l'ultimo cono utilizzati per la creazione delle spline così da generare la superficie superiore ed inferiore della pala. Generato l'airfoil, è necessario garantire un contatto completo tra questa parte e i successivi elementi aggiuntivi quindi le superfici adiacenti sono estruse così da generare un adeguato margine (fig. 5.3).

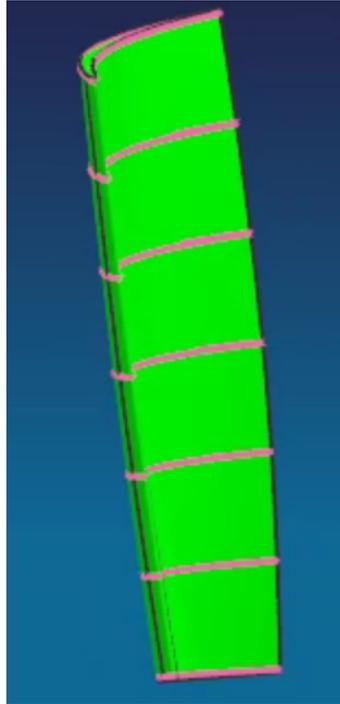


Figura 5.3: Airfoil

### Creazione template parametrici

Per completare la generazione della pala è necessario inserire gli elementi interni ed esterni mancanti. L'utente può scegliere attraverso un'interfaccia grafica il tipo di componente da aggiungere alle estremità tra quelli presenti all'interno di un database. Il modello è opportunamente scalato attraverso un fattore definito sulla base delle dimensioni dell'airfoil, in modo da garantire un corretto dimensionamento con qualunque geometria aerodinamica di ingresso.

Ogni template è completamente parametrizzato, così da modificare la sua forma e le sue dimensioni attraverso pochi valori di ingresso suddivisi in:

- **System Parameters:** vengono automaticamente aggiornati dal tool e servono a garantire un corretto collegamento e posizionamento del componente rispetto all'airfoil;
- **Custom Parameters:** possono essere modificati dall'utente così da garantire la possibilità di personalizzare la forma e le dimensioni dei template.

Questi template sono stati realizzati in modo da rappresentare la geometria del componente reale ma semplificato per garantire la robustezza del modello (fig. 5.4). Per questo motivo sui parametri custom vengono eseguiti dei controlli che devono testare la fattibilità del modello. In caso di esito negativo, il template viene generato

utilizzando i valori predefiniti dal sistema o opportunamente modificati tramite metodi di ottimizzazione implementati all'interno del tool.

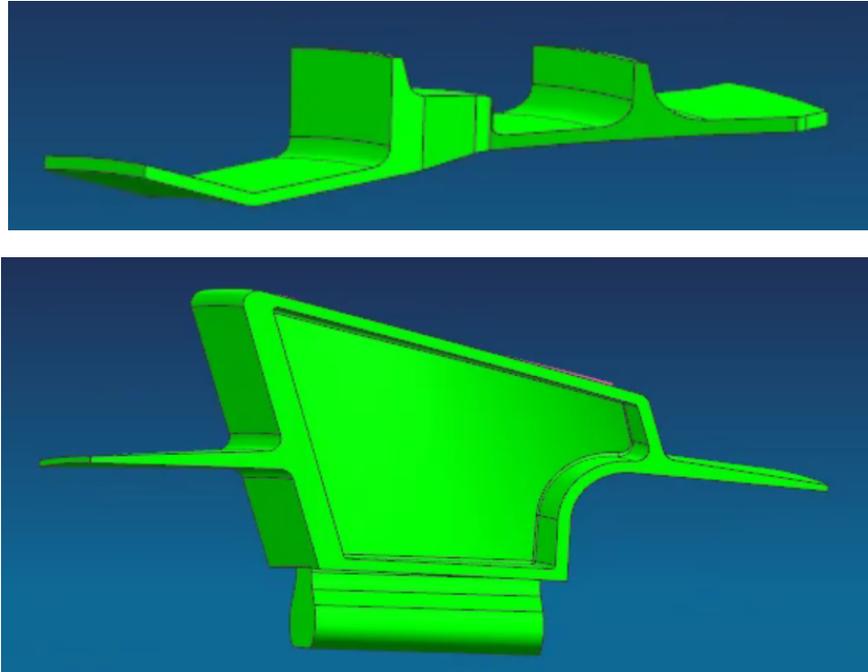


Figura 5.4: Template parametrici

### Centraggio e assemblaggio dei template

Una delle funzioni più critiche da realizzare nella generazione automatizzata della pala è il posizionamento e la definizione delle interfacce dei template scalati e costruiti negli step precedenti rispetto all'airfoil. Per poter garantire un corretto centraggio del modello viene utilizzata una complessa costruzione geometrica che garantisce il posizionamento attraverso l'utilizzo di due valori di offset assiale e tangenziale. Questi parametri sono ricavati dal file di input aerodinamico e quindi sono riferiti alle caratteristiche geometriche dell'airfoil.

Per completare l'assemblaggio sono state sovrapposte e di conseguenza saldate, attraverso la generazione di raccordi, le superfici di contatto di airfoil e template andando a generare un unico solido (fig. 5.5). In caso di valore di raccordo non accettabile per una particolare geometria, questo viene modificato attraverso un metodo matematico ciclico di ottimizzazione, garantendo la generazione del corpo anche nel caso di valore di iniziale non realizzabile. In questo modo la robustezza del codice è assicurata.

L'ultimo step effettuato è la creazione delle named selection utilizzate durante le analisi successive effettuate all'interno del software Ansys WB.

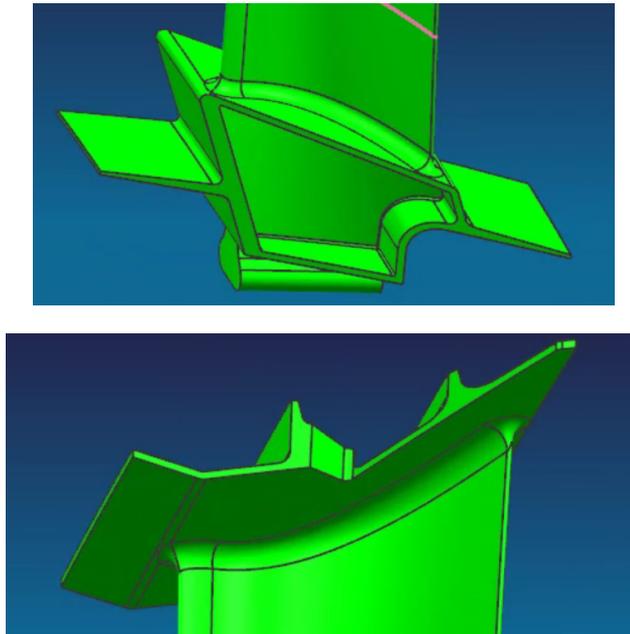


Figura 5.5: Pala completa

## 5.2 Calcolo di $P/A$ e $AN^2$

Per effettuare una corretta analisi è necessario considerare molti fattori diversi che determinano un comportamento della pala spesso complesso. Per fornire delle garanzie riguardo ad una particolare geometria di pala, è utile comparare alcune grandezze caratteristiche di propulsori già presenti nel mercato con quelle realizzate durante la nostra analisi così da consentire una chiara visualizzazione dei risultati ottenuti, facilitando eventuali modifiche. Di seguito sono analizzate le metriche più importanti per realizzare un veloce confronto tra profili, stadi e motori diversi calcolate automaticamente da un codice sviluppato durante questo lavoro di tesi.

### Analisi di $AN^2$

Nel caso di analisi preliminare, il materiale di costruzione non è sempre definito quindi diventa necessario definire un valore di confronto non dipendente dalle caratteristiche del materiale. Questo parametro è  $AN^2$ , dove  $A$  è l'area del flowpath e  $N$  è il numero di giri del motore. Quello che si ottiene è un indicatore di quanto vale il carico centrifugo rispetto all'area del propulsore non dipendente dal tipo di materiale.

## Analisi di $P/A$

L'obiettivo di questa analisi è fornire un valore definito come  $P/A$  così da rendere possibile un confronto con propulsori già esistenti. Si prendono in considerazione in particolare le caratteristiche del materiale, le problematiche relative al funzionamento ad elevate temperature, il carico centrifugo a cui è soggetta la pala e l'area su cui agisce. Questo valore è calcolato attraverso il rapporto tra forza centrifuga e sezione in pianta della pala valutati a distanze variabili dall'asse motore. I risultati vengono rappresentati su un grafico che permette una rapida e chiara comparazione tra propulsori, materiali e stadi diversi.

### 5.2.1 Dati forniti dal CAD

I parametri necessari alla valutazione di  $P/A$  e di  $AN^2$  sono in parte inseriti e valutati durante la definizione del modello mentre altri devono essere necessariamente ricavati dalla geometria ed esportati. Il tool che realizza la creazione del CAD, come definito in precedenza, è Dynbooster ed in particolare crea inizialmente il CAD del solo airfoil e successivamente quello dell'intera pala inserendo gli elementi interni ed esterni, creando i raccordi tra le varie parti ed unendo i componenti realizzati.

I valori di output che devono essere estratti dal CAD per le fasi successive sono:

- Volume della pala;
- Area su cui agisce il carico inerziale;
- Coordinate del baricentro;
- Area del flowpath.

Queste grandezze caratteristiche devono essere ricavate al variare della coordinata radiale. Nel file di ingresso utilizzato da Dynbooster sono presenti tutte le caratteristiche aerodinamiche necessarie alla modellazione dei profili che consentono la creazione della pala e sono fornite su dei cilindri a distanza radiale definita. Per rendere più facili eventuali modifiche, si è deciso di prendere come valori radiali di riferimento gli stessi del file aerodinamico, quindi il corpo viene suddiviso in sottosezioni di volume decrescente utilizzando come oggetti radiali estremi dell'analisi un cilindro posto al 5% dell'altezza della pala ed uno al 95% (fig.5.6 - fig.5.7). I valori intermedi sono determinati utilizzando come radiale di riferimento quella dei cilindri aerodinamici con distanza dall'asse motore compresa tra questi valori estremi. Il risultato è un file di testo che fornisce questi output in funzione della distanza radiale.

Nella seconda parte di PRIME vengono calcolati e forniti all'utente i risultati dell'analisi di  $AN^2$  e di  $P/A$  ottenendo la seguente rappresentazione grafica sulla dashboard (fig.4.6).

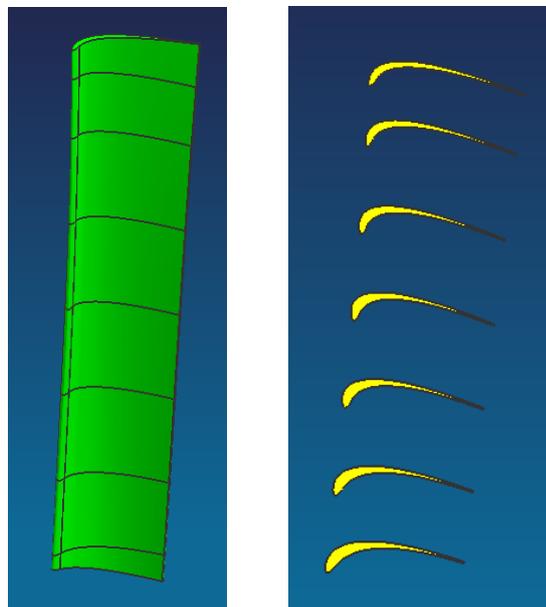


Figura 5.6: Rappresentazione della suddivisione della pala per ricavare i valori di  $P/A$  e delle aree su cui agisce il carico inerziale

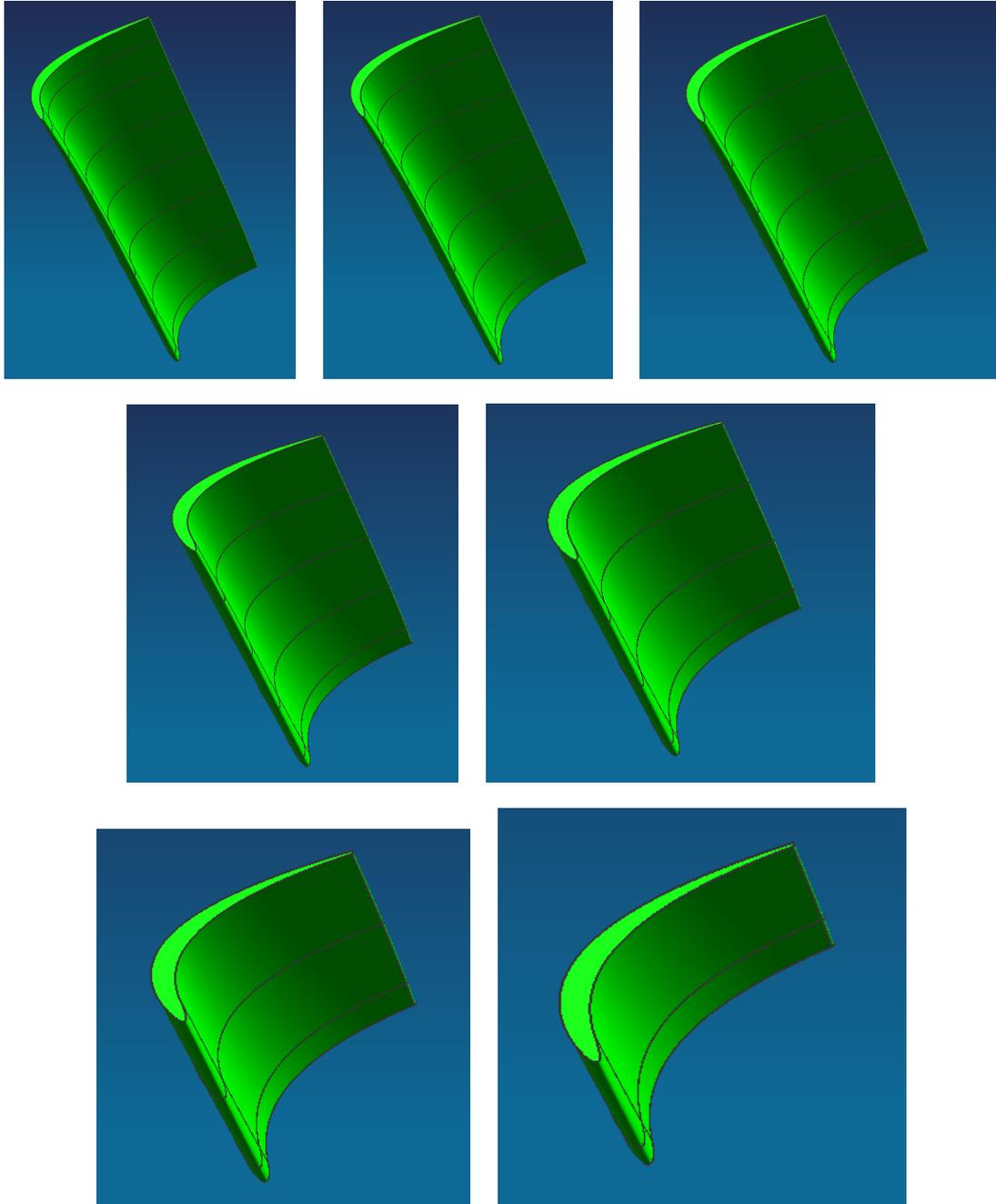


Figura 5.7: Sottosezioni della pala

## 5.3 Impilamento dei profili

Considerando uno stadio di turbina che sta ruotando a velocità costante, il progetto aerodinamico, definito sulle condizioni statiche del flusso, ed il progetto strutturale determinano le caratteristiche geometriche del componente, come la lunghezza delle pale, la forma, il calettamento dei profili e altre. In particolare, l'impilamento dei profili, caratterizzato dalla linea che congiunge il centro di massa e dalla linea che congiunge i centri di taglio, può non essere definito da polilinee in funzione della radiale. Se si valuta solo una pala della quale si conoscono le caratteristiche geometriche e cinematiche, questa può deformarsi in infiniti modi dipendenti dai carichi agenti e dal punto di applicazione.

Per comprendere a fondo le trasformazioni subite dal modello, si deve necessariamente effettuare una importante suddivisione tra:

- Fenomeni stazionari: la pala assume una configurazione deformata stabile nel tempo che dipende dalle proprietà elastiche e strutturali del materiale sottoposto al carico centrifugo;
- Fenomeni oscillatori: la pala subisce degli spostamenti rispetto alla condizione di equilibrio con una certa periodicità, creando vibrazioni caratterizzate da un'ampiezza costante, crescente o decrescente nel tempo. In questo caso l'analisi deve garantire l'assenza di vibrazioni incontrollate nella struttura.

Durante i fenomeni oscillatori, la pala sottoposta a vibrazione non è influenzata solamente dal campo fluido o dalle sollecitazioni aerodinamiche, ma è necessario considerare entrambi i campi contemporaneamente. Per questo motivo deve essere effettuata una verifica che garantisca l'ottimizzazione della pala dal punto di vista dell'impilamento non solo in ambito aerodinamico ma anche in ambito strutturale. Il file aerodinamico di ingresso, dal quale si ricavano i parametri per la generazione dell'airfoil, descrive una geometria già ottimizzata dal punto di vista dell'impilamento aerodinamico. In questa sezione viene descritto il metodo implementato all'interno di PRIME per suggerire il corretto impilamento meccanico del profilo.

### 5.3.1 Processo di ottimizzazione per l'impilamento in PRIME

In un modello FEM, una corretta configurazione CAD si realizza quando i valori di sollecitazione nel pressure side e nel suction side sono simili, in particolare nella parte centrale. Non devono essere presenti inoltre zone caratterizzate da una tensione critica che potrebbero portare a rotture localizzate.

Per garantire il corretto impilamento della pala, si è sviluppato un metodo che prevede l'analisi dello stesso modello ruotato di una quantità indicativamente piccola, pari ad un grado, in tutte le direzioni perpendicolari all'asse radiale. Successivamente ogni singola pala modificata viene analizzata sia dal punto di vista statico che dinamico così da poter osservare eventuali punti di tensione critica, sedi di sollecitazioni strutturali elevate e possibili rotture. Nel caso di esito negativo, dovrà essere modificata la geometria della pala in modo da eliminare eventuali criticità nel modello analizzato.

Visto l'importanza di questa analisi nella progettazione di una pala di turbina e considerando la quantità di tempo necessaria per ottimizzare il modello prima dal punto di vista aerodinamico e poi meccanico, si è scelto di integrare il procedimento all'interno di PRIME così da fornire un progetto aeromeccanico completamente integrato ed automatizzato anche durante la fase di impilamento. In particolare sono state completamente integrate le seguenti funzioni che consentono la creazione di quattro modelli CAD con le caratteristiche di rotazioni richieste per le successive analisi (fig. 5.10):

- Nel momento della lettura dei valori aerodinamici dal file di input, vengono generati altri quattro file che ruotano i profili della pala rispetto alla base dell'airfoil di un grado nelle quattro direzioni perpendicolari alla radiale. La scelta di modificare i file di ingresso e non direttamente il CAD creato è determinata dalla riduzione di tempo nello svolgimento della funzione poiché è molto più veloce effettuare delle semplici operazioni numeriche piuttosto che modificare una parte solida all'interno di Unigraphics NX;
- Sono create cinque cartelle diverse (base, nord, sud, est, ovest) che contengono i file precedentemente creati e quelli generati successivamente. In questo modo è facilitata la lettura degli output da parte dell'utente;
- Effettuata dall'utente la scelta degli elementi di completamento della pala, si procede alla copia in ogni singola cartella dei template selezionati che saranno successivamente utilizzati per la creazione del modello. Si deve necessariamente modificare i valori utilizzati per il centraggio dal momento che è presente un offset in direzione assiale o tangenziale definito dalla rotazione dell'airfoil;
- Vengono quindi creati cinque diversi modelli con lo stesso procedimento descritto in precedenza (fig. 5.8 - 5.9).

Successivamente sarà realizzata l'integrazione di questa analisi di controllo anche nelle fasi successive svolte da PRIME così da fornire all'utente informazioni aggiuntive sulle caratteristiche di sollecitazione agenti sulla pala dal punto di vista aeromeccanico.

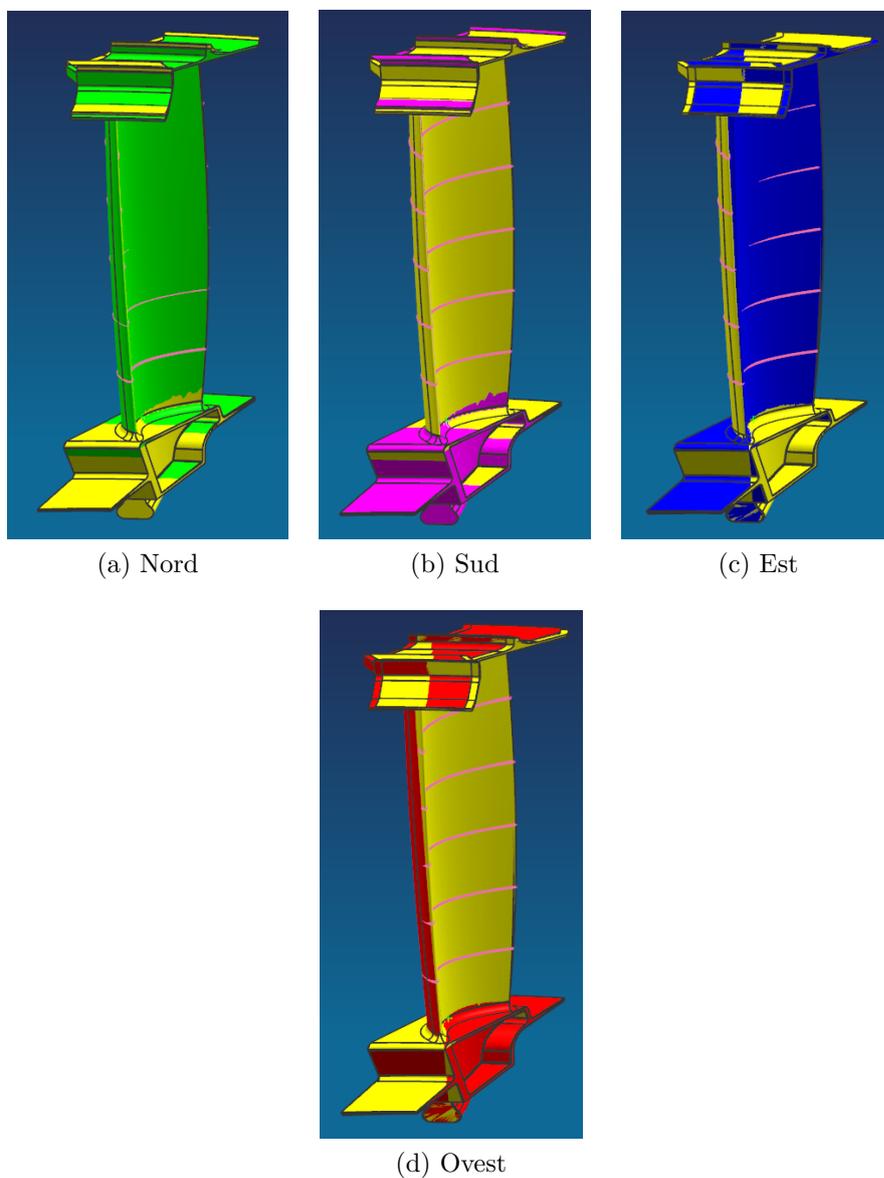


Figura 5.8: Confronto tra pala base e ruotata di un angolo indicativo nelle quattro direzioni

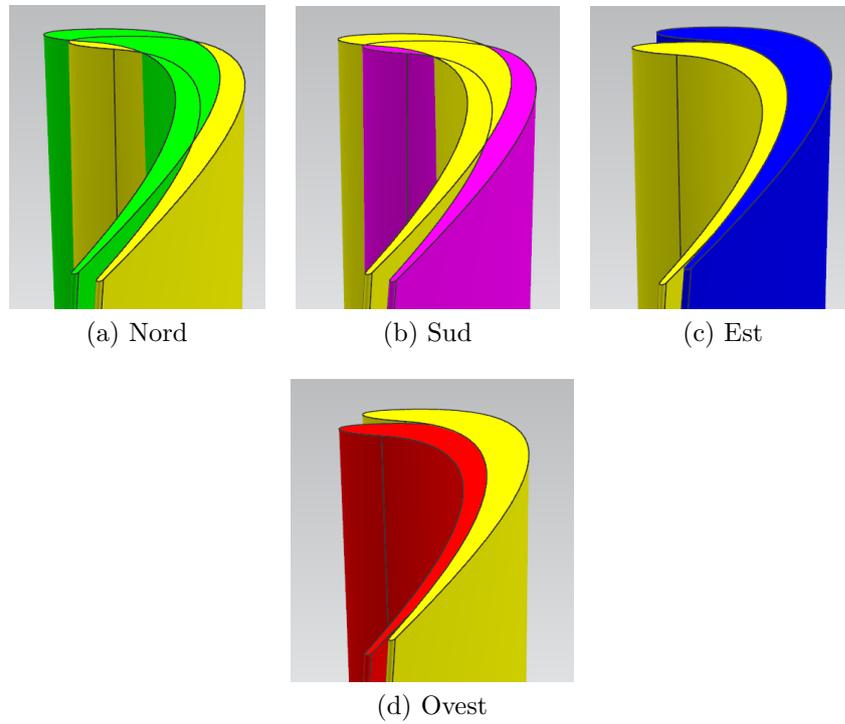


Figura 5.9: Dettaglio - Confronto tra airfoil base e ruotato di un angolo indicativo nelle quattro direzioni

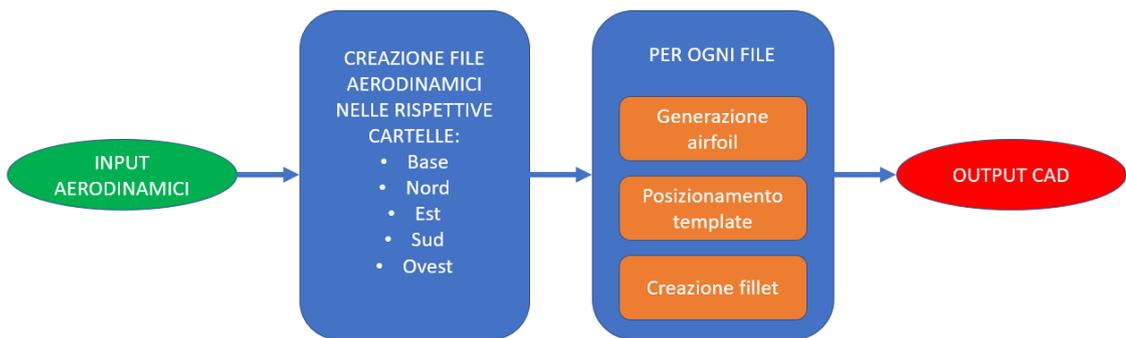


Figura 5.10: Procedimento utilizzato per la creazione dei CAD nella fase di impilamento meccanico

# Capitolo 6

## Modello pala hollow

In questo capitolo viene descritta una configurazione geometrica della paletta di una turbina aeronautica tra le più studiate per il futuro: il modello della pala hollow. Nel tool di PRIME, la creazione automatizzata delle pale di turbina permette esclusivamente la creazione di geometrie piene. Lo scopo principale è l'integrazione anche di questo modello, indispensabile alle analisi delle future geometrie, fornendo la possibilità all'utente di generare una hollow blade automaticamente inserendo alcuni parametri.

### 6.1 Caratteristiche generali

La geometria delle pale hollow è molto variabile dal momento che la cavità interna può essere diversa in termini di volume. Gli estremi sono rappresentati da una cavità nulla, che corrisponde al caso di pala piena, e da una seconda configurazione di cavità interna massima limitata da vincoli geometrici e di produzione. Il vantaggio maggiore che questa soluzione comporta nel caso di pala di turbina di bassa pressione è la riduzione di peso che nel caso di valore minimo di volume di pala è pari circa al 43% rispetto alla configurazione piena. La creazione di una cavità interna inoltre non modifica il profilo esterno aerodinamico che rimane inalterato, ma garantisce la possibilità di effettuare eventuali modifiche dovute a situazioni critiche manifestate nelle fasi di analisi senza rivoluzionare l'intera struttura.

Se si considera l'effetto che l'aumento del volume cavo all'interno della pala ha sulla riduzione del peso complessivo, si nota come la pendenza della curva è variabile dimostrando quindi che da un determinato valore la riduzione di peso aumenta notevolmente (fig. 6.1). La pala piena quindi è vantaggiosa dal punto di vista delle prestazioni meccaniche come resistenza e fatica, a differenza della configurazione hollow che diminuisce il peso e avvantaggia l'aspetto dinamico, come verrà spiegato in seguito.

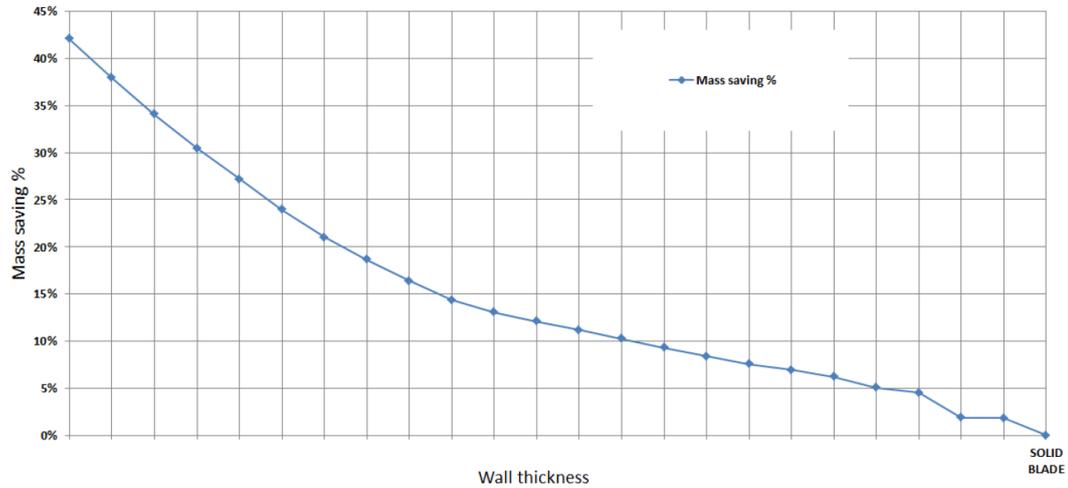


Figura 6.1: Andamento della riduzione di peso % con lo spessore del profilo aerodinamico della pala

### Carico centrifugo

Per analizzare come varia l'effetto della forza centrifuga sulle configurazioni considerate è necessario effettuare un'analisi preliminare che determini il tiro della pala sul disco. I limiti imposti da considerare sono la resistenza del materiale ed i fenomeni fluidodinamici negativi che possono verificarsi nello stadio. Questo carico è molto importante dal momento che la relazione tra tensione e velocità è quadratica.

I risultati che descrivono l'andamento dello sforzo centrifugo lungo la pala sono rappresentati nel grafico (fig. 6.2), dove si può osservare come tutte le curve sono comprese tra due estremi: la pala solida, quella con gli stress centrifughi minori, e quella con la massima riduzione del peso. Al diminuire dell'airfoil corrisponde un aumento delle tensioni centrifughe ma è presente un risparmio di peso maggiore nella zona di radice, esattamente in prossimità del collegamento con shank e dovetail, a causa della minore massa d'inerzia che deve sopportare. Quindi durante la fase di progettazione, la riduzione di peso deve essere realizzata nelle aree più vantaggiose.

### Analisi statica

Le analisi statiche di riferimento sono state effettuate in condizioni operative di crociera considerando:

- Carichi centrifughi: descritti nella sezione precedente;
- Carichi fluidodinamici: dovuti all'interazione tra fluido e pala;
- Carichi termici: dovuti alla temperatura del fluido.

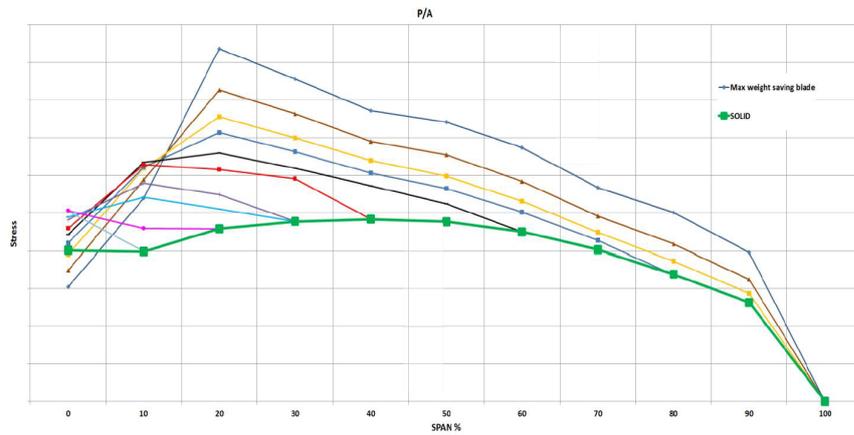


Figura 6.2: Andamento dello sforzo centrifugo lungo la pala

Passando da una pala piena a quelle cave con diverso spessore si osserva un incremento delle tensioni ad esclusione della zona in prossimità della radice, dove l'andamento è opposto a causa del minor carico centrifugo. I massimi valori sono imputabili a distorsioni locali degli elementi finiti (fig. 6.3).

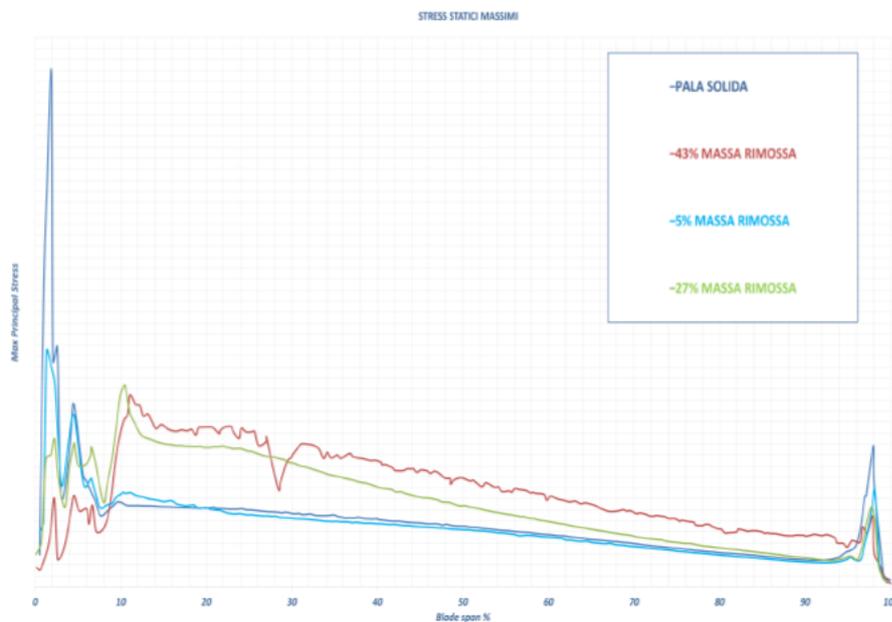


Figura 6.3: Andamento tensioni massime lungo la pala

### Analisi dinamica

Si considerano possibili fenomeni di vibrazioni causate dall'interazione tra flusso e struttura che generano carichi di entità variabile con la velocità della macchina. Lo studio del comportamento dinamico permette di determinare le criticità dinamiche e garantire quindi l'assenza di fenomeni di risonanza nel range operativo.

Procedendo con le modalità di analisi descritte in precedenza, è possibile ricavare i modi di vibrare e le frequenze proprie della geometria esaminata nel caso statico. I risultati ottenuti attraverso l'analisi modale consentono di tracciare il diagramma di Campbell.

Confrontando le diverse geometrie che sono caratterizzate da un diverso volume della cavità interna, è possibile osservare delle variazioni di frequenze proprie rispetto ad il caso di pala piena. Le frequenze infatti diminuiscono all'aumentare del volume della cavità interna. In particolare, nel caso di pala realizzata con il 43% di riduzione di massa, sarebbe possibile spostare la condizione di risonanza all'esterno del range operativo.

### Analisi del comportamento a fatica

Per studiare il comportamento a fatica, vengono considerati sia gli stress statici che dinamici al fine di costruire il diagramma di Haigh che raffigura in ordinata il valore della tensione alternata ed in ascissa il valore della tensione media. La retta di Goodman, costruita seguendo l'omonimo criterio di rottura a fatica, garantisce la resistenza a fatica del componente per tutte le condizioni di carico con valori caratteristici inferiori. Deve essere considerata anche la rottura di snervamento che limita le condizioni di carico a tensioni media sia negative che positive. Bisogna ricordare come questo diagramma sia valido per un determinato numero di cicli di fatica.

Dai dati ricavati è possibile fare alcune considerazioni:

- La pala solida ha un miglior comportamento a fatica considerando la maggiore distanza dei valori dalla retta di Goodman;
- Le parti più sollecitate dal punto di vista della resistenza a fatica del modello sono:
  - Lo shank nel caso di pala piena e nel caso di pala alleggerita del 5% dal momento che la massa rimossa è stata eliminata da una zona importante per l'integrità strutturale;
  - L'airfoil e lo shank nel caso di pala alleggerita del 27% e del 43% dove è necessario ricordare come la riduzione della massa nella zona dell'airfoil porta ad un miglioramento delle tensioni statiche e dinamiche nella zona dello shank ma ad un peggioramento del comportamento a fatica dell'airfoil.

- Una eccessiva distorsione della mesh locale genera la presenza di alcuni punti caratterizzati da tensioni dinamiche molto elevate che non devono essere considerati nell'analisi del comportamento a fatica.

### 6.1.1 Comportamento ad elevate temperature dei materiali

Le proprietà dei materiali cambiano al variare della temperatura e, considerando le elevate temperature di funzionamento delle pale di turbina, è fondamentale garantire delle prestazioni strutturali sufficienti ad evitare situazioni critiche. Alcune proprietà dipendono dalla temperatura in modo lineare mentre altre sono più critiche, ad esempio la resistenza diminuisce in modo molto rapido e la velocità di creep cresce esponenzialmente (fig. 6.4).

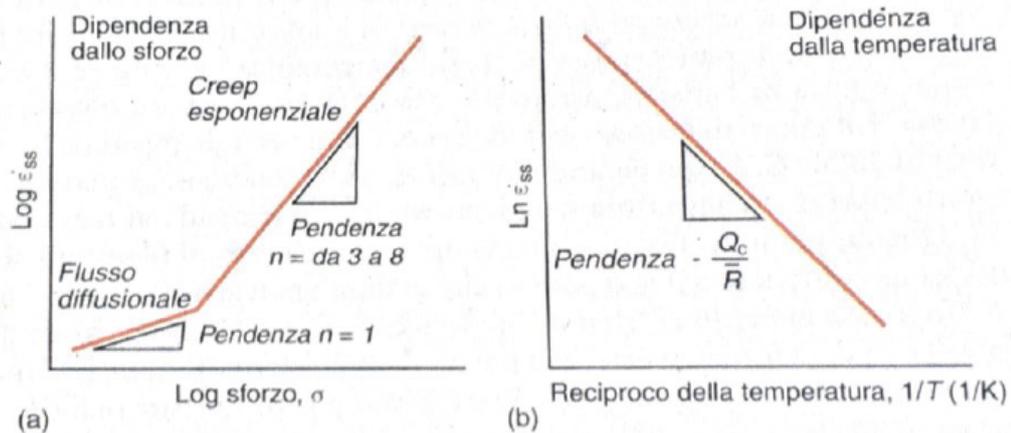


Figura 6.4: Dipendenza della velocità di creep dallo sforzo e dalla temperatura

Quindi i materiali possono deformarsi per plasticità indotta dalle dislocazioni oppure, a temperatura elevata, per flusso diffusionale o creep esponenziale. Nel caso di sforzo e temperatura ridotti la deformazione è elastica (fig. 6.5).

**Flusso viscoso** Più la temperatura è elevata, maggiore è il volume libero causa, in caso di sollecitazione, di spostamenti che producono una variazione di forma nella direzione di applicazione dello sforzo.

**Creep** Al progredire dello scorrimento viscoso si accumula danneggiamento sottoforma di cavità e fessure interne che lentamente crescono riducendo la sezione resistente e aumentando la sollecitazione.

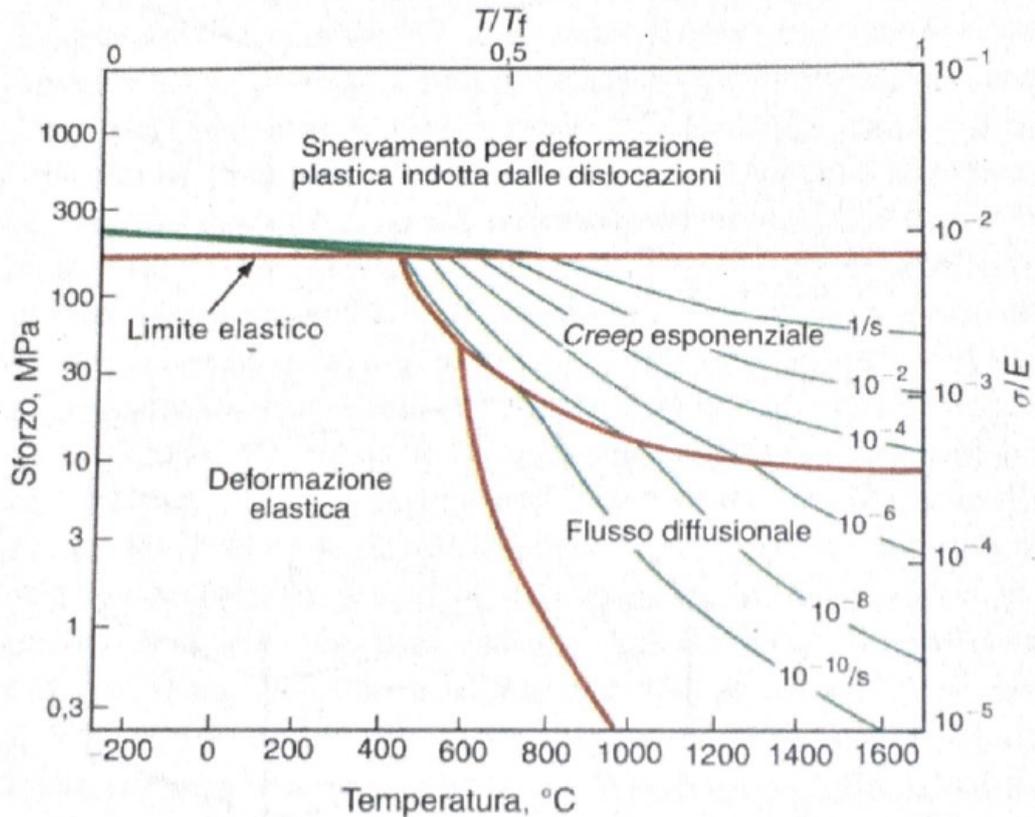


Figura 6.5: Diagramma dei meccanismi di deformazione

Al crescere della temperatura, i carichi che sono troppo bassi per indurre deformazioni permanenti a temperatura ambiente inducono nel materiale uno scorrimento viscoso che determina una deformazione lenta e continua nel tempo fino alla rottura. La progettazione deve quindi valutare come la velocità di deformazione e il tempo di vita a rottura dipendano dai carichi e dalla temperatura (fig. 6.6 - 6.7).

Le situazioni problematiche di creep sono di vari tipi:

- Deformazione a creep limitata: deve essere evitata la rottura;
- Deformazione a creep controllata: valutata durante la fase di progetto;
- Deformazioni a creep complesse: determina perdita di rigidità e instabilità;
- Rilassamento di sollecitazione: induce nei componenti pretensionati un rilassamento nel tempo.

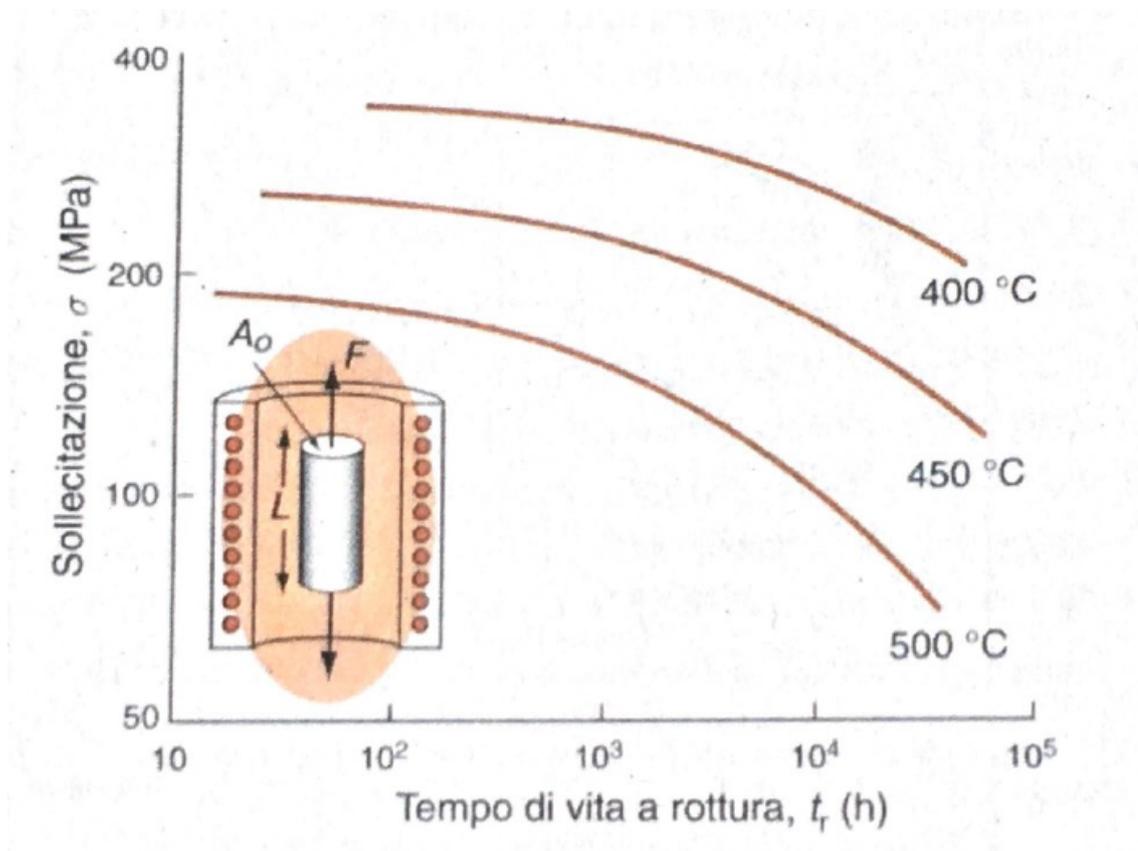


Figura 6.6: Tempi di vita a rottura creep

Le velocità esponenziali richiedono dati empirici esatti, dal momento che piccole variazioni di energia di attivazione determinano rilevanti variazioni di velocità, ma sono difficili da misurare e sensibili a piccoli cambiamenti nella composizione.

Nel caso di pale di turbine, in particolare, il materiale deve resistere ad elevate sollecitazioni, come la forza centrifuga dovuta all'elevata velocità di rotazione, e ad alte temperature, causate dall'interazione con il flusso dei gas caldi provenienti dal combustore. Nel caso di condizione a velocità stazionaria, le forze centrifughe sollecitano la pala con un carico uniassiale, nullo al tip e massimo alla radice (fig. 6.8 - 6.9). Il meccanismo di rafforzamento utilizzato per migliorare le prestazioni strutturali si basa sull'aumento delle dimensioni di grano del materiale fino a raggiungere la soluzione formata da un unico monocristallo. Questa scelta permette di ridurre molto la velocità di creep che però riceve contributi da altri meccanismi distinti non predominanti.

Nel caso di pale di turbina di alta pressione, considerate le temperature elevatissime, è necessario predisporre anche un raffreddamento ad aria della superficie attraverso dei canali interni. In quest'ottica e per diminuire il peso nascono le pale hollow.

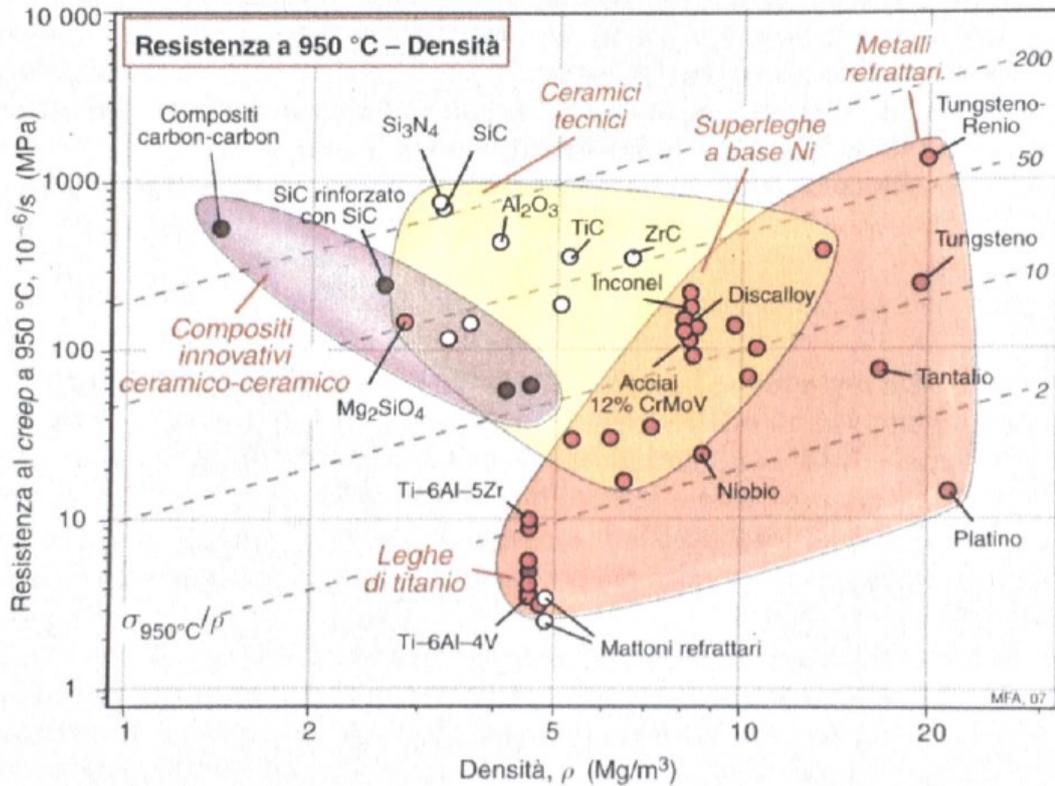


Figura 6.7: Resistenza dei materiali al creep alla temperatura di 950°C

## 6.2 Integrazione del modello hollow in PRIME

Considerando i risultati degli studi svolti su questa geometria che risultano essere molto promettenti pur presentando alcune criticità, l'integrazione in PRIME di questo modello diventa fondamentale per gli sviluppi futuri. L'inserimento di una nuova configurazione così differente comporta una modifica del tool in ogni step:

- Nella realizzazione del CAD deve essere modificata la generazione della pala e dei template così da rendere possibile la creazione di una pala hollow rispettando alcuni parametri inseriti dall'utente che descrivono preliminarmente la tipologia di configurazione richiesta;
- Nello step di analisi è necessario adattare la sequenza di operazioni svolte regolarmente da PRIME aggiungendo delle valutazioni che considerano la presenza di una cavità interna;
- Nella fase di post-processing deve essere studiata una corretta visualizzazione dei risultati che consentano il confronto tra configurazioni diverse così da velocizzare la scelta della geometria preliminare migliore.

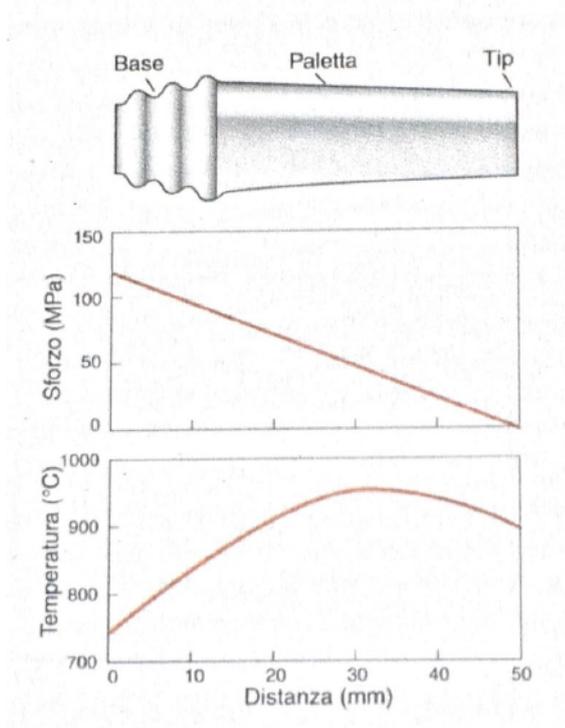


Figura 6.8: Paletta di turbina con evidenziati i profili di sollecitazione e di temperatura

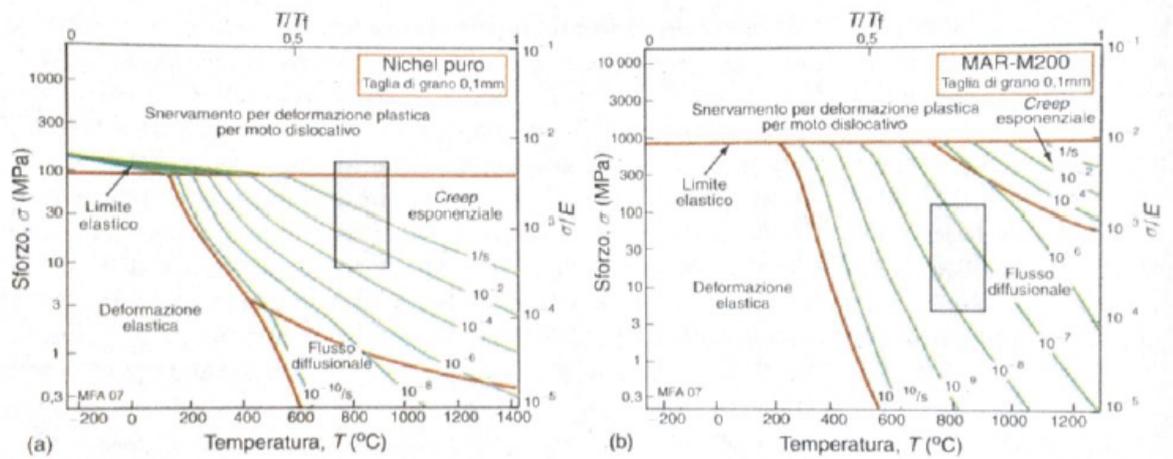


Figura 6.9: Profilo di sforzo-temperatura di una paletta considerando due materiali diversi

In questo lavoro di tesi è stato realizzato e integrato in Dynbooster un tool che permette la creazione dell'airfoil cavo utilizzando alcuni parametri forniti dall'utente (fig. 6.10). Come visto nella sezione precedente la configurazione hollow è caratterizzata da una cavità interna che può avere dimensioni e forme variabili. Per limitare la complessità della geometria considerando l'analisi effettuata da PRIME come uno step preliminare della progettazione, sono stati definiti solo tre valori di ingresso inseriti dall'utente:

- Il valore minimo di spessore per la generazione della pala;
- Il valore del raggio interno al leading edge;
- Il valore del raggio interno al trailing edge.

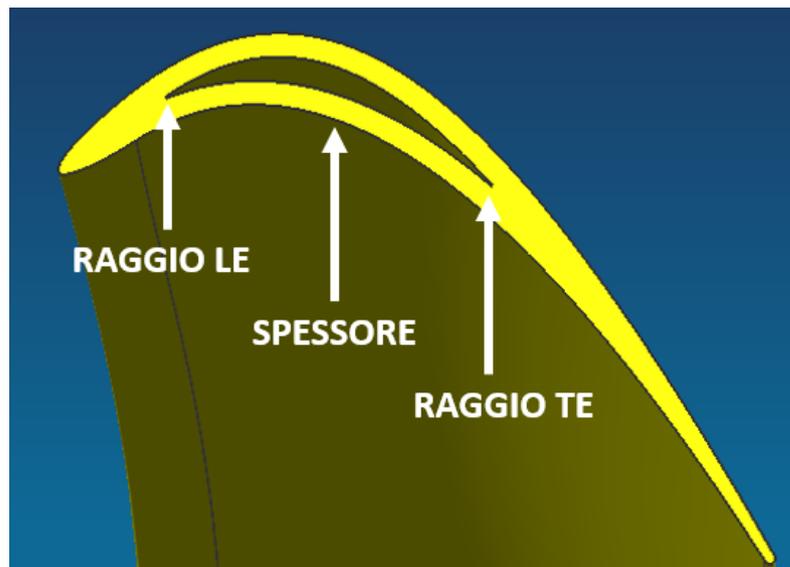


Figura 6.10: Rappresentazione dei parametri definiti dall'utente

Tutte queste caratteristiche sono influenzate molto dal tipo di lavorazione e di utilizzo richiesto. Per questo motivo vengono definite dall'utente che può creare configurazioni diverse a seconda delle richieste di progetto. Per automatizzare e rendere veloce l'analisi, si è deciso di definire la forma della cavità interna seguendo il profilo esterno della pala (fig. 6.11). Questa soluzione risulta essere molto semplice ma consente comunque di eseguire un'analisi preliminare di confronto nella fase di trade-off tra le varie configurazioni possibili così da ridurre di molto i tempi di progettazione.

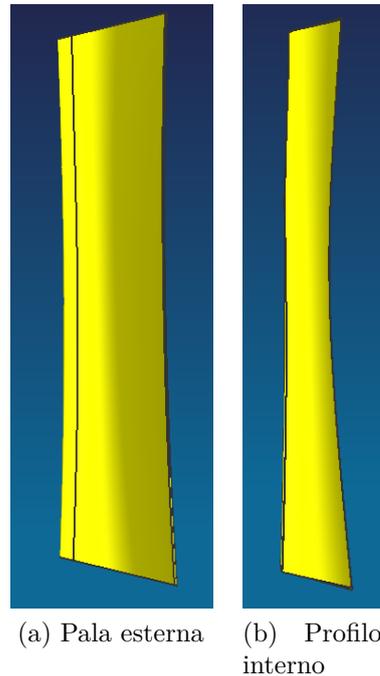


Figura 6.11: Rappresentazione di un modello di pala hollow

### 6.2.1 Creazione della pala hollow

Per automatizzare la generazione della pala hollow vengono utilizzate una serie di funzioni sulle superfici generate durante la realizzazione dell'airfoil, nel dettaglio:

- Le superfici di pressure side e suction side del profilo esterno sono copiate e traslate verso l'interno con un offset pari al valore di spessore inserito dall'utente. Il valore massimo viene posto pari a metà dello spessore massimo del profilo esterno sottratto di una tolleranza per garantire un margine di gestione. Nel caso di valore custom maggiore del limite, il tool utilizza automaticamente il massimo valore di offset;
- Intersecando le due superfici si possono verificare tre possibili scenari a seconda del valore di offset inserito:
  - Nessuna intersezione: il programma gestisce autonomamente il valore del raggio interno di TE e LE trascurando i valori inseriti dall'utente. Questa situazione si verifica nel caso di offset molto ridotto con la conseguente generazione di una pala hollow con spessore molto ridotto. Per garantire la generazione del modello e rendere il codice robusto, i valori di raccordo della superficie interna sono determinati direttamente dal tool attraverso lo studio della geometria;

- Una sola intersezione: viene creato un piano avente come generatrice l'intersezione e perpendicolare all'angolo di uscita dal momento che in questo caso la singola intersezione si colloca al TE a causa della geometria delle superfici. Il piano generato è traslato verso il LE di un valore pari al raggio interno del TE inserito dall'utente e utilizzato di conseguenza per trimmare le superfici di pressure side e suction side interne. Il tool quindi gestisce autonomamente solo il raggio interno al LE, mentre quello al TE è definito dall'utente attraverso i valori custom di input;
  - Due intersezioni: sono creati due piani utilizzando le due intersezioni come generatrici e perpendicolari rispettivamente all'angolo di ingresso e d'uscita del profilo. La traslazione dei singoli piani verso il punto di maggior spessore ha un valore pari rispettivamente ai parametri custom di raggio interno di LE e TE. Questa situazione si verifica nel caso di spessore inserito dall'utente molto elevato.
- Utilizzando i coni aerodinamici generati precedentemente, vengono definiti i profili interni attraverso l'intersezione tra questi e le superfici traslate;
  - Seguendo i profili vengono ricreate ed unite le superfici interne, anche quelle traslate così da evitare problemi di tolleranza;
  - La superficie interna viene estrusa in entrambe le direzioni così da garantire una completa intersezione con l'airfoil;
  - Utilizzando il comando split sull'airfoil con superficie di riferimento quella interna, si ottiene la pala hollow.

Vengono presentati alcuni esempi di CAD del medesimo airfoil caratterizzati da valori di input differenti e realizzati attraverso l'utilizzo di Dynbooster. Come si può notare, è possibile realizzare svariati modelli di airfoil cavo aventi la stessa geometria aerodinamica esterna ma diversa forma e volume della cavità interna (fig. 6.12). Questo tool permette quindi non solo di generare e successivamente confrontare le analisi di modello pieno e modello cavo, ma anche di ottimizzare la cavità interna attraverso il confronto tra i risultati di diverse pale hollow.

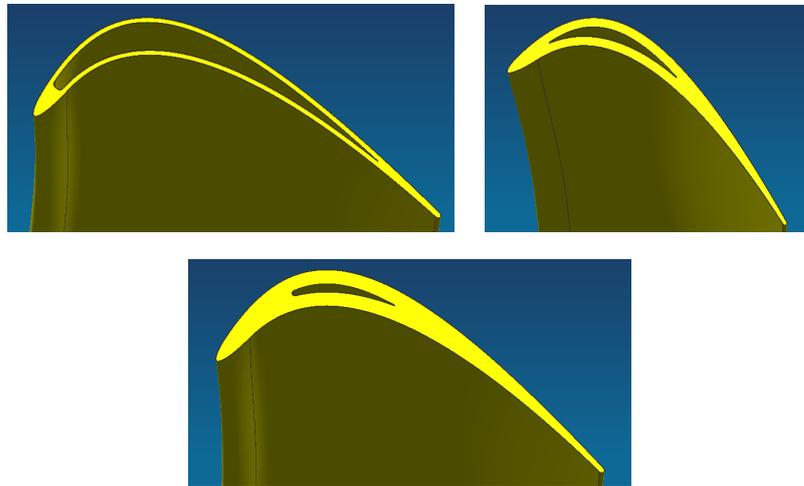


Figura 6.12: Diverse configurazioni realizzate con Dynbooster caratterizzate da valori di input diversi

# Capitolo 7

## Conclusioni e sviluppi futuri

Questo lavoro di tesi si è concentrato principalmente sull'implementazione di alcune nuove funzioni all'interno di Dynbooster, primo step di PRIME. Sono stati introdotti, in particolare, nuovi parametri quali  $AN^2$  e  $P/A$  nella fase di post-processing per avere una valutazione più completa delle caratteristiche della turbina in funzione della temperatura, è stata integrata la generazione automatizzata dei modelli utilizzati per l'analisi di impilamento dei profili in ambito aeromeccanico ed infine è stata inserita la possibilità di generazione di airfoil cavo con lo scopo di introdurre in PRIME anche il modello di pala hollow.

### Sviluppi a breve termine

Essendo stati avviati molti processi, gli sviluppi futuri a breve termine si concentreranno principalmente sulla completa implementazione dei seguenti argomenti:

- Generazione del modello completo di pala hollow: prevede l'estensione della cavità anche all'interno dei template parametrici che rappresentano le feature geometriche al di fuori del flowpath;
- Implementazione nella seconda parte di analisi e post-processing di PRIME dei nuovi modelli generati da Dynbooster: pala hollow, blade-disk, impilamento meccanico e settore di più pale.

### Sviluppi a lungo termine

Negli sviluppi a lungo termine viene invece considerata l'integrazione in PRIME di un altro aspetto fondamentale della progettazione di una pala di turbina: il processo di produzione. La progettazione deve spesso trovare un compromesso tra le proprietà del prodotto, nelle quali sono comprese le specifiche richieste dal cliente, e le risorse necessarie per la realizzazione del prodotto, che garantiscono dei prezzi competitivi. Piccoli cambiamenti possono determinare un aumento elevato di costo e tempo in fase di produzione.

Viene quindi utilizzato un metodo sistematico definito DFP (Design for Producibility) con lo scopo di raggiungere le proprietà tecniche richieste assicurando una buona conformità con il sistema di produzione. Questo processo richiede un notevole impiego di risorse in termini di persone, informazioni e conoscenze con conseguente aumento di costo e tempo. Introdurre un tool di supporto per questo genere di considerazioni migliorerebbe molto la collaborazione tra progettazione e produzione ingegneristica. PRIME con la sua natura interdisciplinare potrebbe essere adatto all'integrazione di questo processo, rendendo la progettazione sempre più multidisciplinare, automatizzata e rapida.

# Bibliografia

- [1] M. Ashby, H. Shercliff e D. Cebon. *Materiali. Dalla scienza alla progettazione ingegneristica*. Casa Editrice Ambrosiana, 2009.
- [2] A. Bray. «Interazione fluido-struttura in turbine aeronautiche di bassa pressione». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2018.
- [3] L. Casalino e D. Pastrone. *Fondamenti di macchine. Appunti accademici*. 2016.
- [4] L. Casalino e D. Pastrone. *Motori per aeromobili. Appunti accademici*. 2017.
- [5] L. Cipressa. «Study of new simulation method for a LP turbine row, trade-off study and assessment». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2017.
- [6] S. C. Concas. «Static Analysis of Low Pressure Turbine Stages: tool development». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2018.
- [7] F. Elgh. *Computer-Supported Design for Producibility - Principles and Models for System Realisation and Utilisation*. 2007.
- [8] A. Ferrante. «Sviluppo di un tool per studio dinamico automatizzato relativo a palette di turbine di bassa pressione». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2018.
- [9] M. Furfaro. «Stabilizzazione di Rotori in presenza di Fenomeni Aeroelastici Critici per mezzo del Mistuning Intenzionale». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2015.
- [10] P.G. Hill e C.R. Peterson. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. Addison-Wesley, Massachusetts, 1992.
- [11] M. Lenzi. «Modelli numerici per l'analisi aeroelastica di turbomacchine». Tesi di Laurea Magistrale. Università degli studi di Padova, 2016.
- [12] A. Masserano. «Studio di componenti per la propulsione aeronautica realizzabili con materiali innovativi». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2016.
- [13] R. Marsilio. *Progetto di motori per aeromobili. Appunti accademici*. 2018.

- [14] J.D. Mattingly. *Elements of Gas Turbine Propulsion*. McGraw Hill Book Co Ltd, 1996.
- [15] M.F. Platzer e F.O. Carta. *AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-flow Turbomachines; Volume 1: Unsteady Turbomachinery Aerodynamics*. North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research e Development, 1987.
- [16] M.F. Platzer e F.O. Carta. *AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-flow Turbomachines; Volume 2: Structural dynamics and aeroelasticity*. North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research e Development, 1987.
- [17] D. Prino. «Automatic Preliminary Assessment of the mechanical response of LPT stages». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2018.
- [18] A. Ramieri. «Analisi e comparazione di diversi modelli di contatto allinterlocking per rotori di turbine di bassa pressione». Tesi di Laurea Magistrale. Politecnico di Torino, 2017.
- [19] Regione Piemonte. *Great 2020*. 2012. URL: <http://www.great2020.it/index.html>.