www.dii.unipd.it

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea Triennale in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale «Analisi dell'elica transonica NASA SR-3 mediante un approccio di fluidodinamica computazionale (CFD)»

Tutor universitario: Prof. Ernesto Benini

Padova, 19/09/2025

Laureando: *Francesco Dalla Mura*

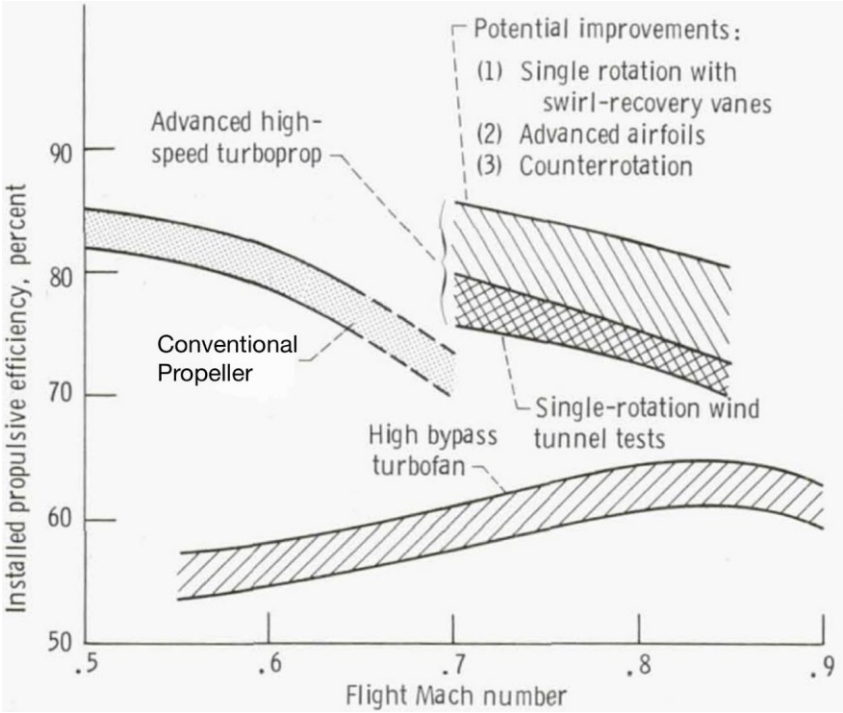
INTRODUZIONE

www.dii.unipd.it

Negli anni '80 la **NASA** e la **Hamilton Standard**, all'interno del **NASA Aircraft Energy Efficiency Program**, hanno iniziato a studiare le **eliche transoniche** come mezzo per ottenere un sostanziale **risparmio di combustibile** nel trasporto aereo.

Le **high-speed propeller** presentano:

- Assenza di cassa (architetture *Turbo-Prop*).
- Un elevato numero di pale (*n°> 8*) dal ridotto rapporto d'aspetto.
- Alti valori di Power Loading (es. *301* kW/m^2).
- Alta efficienza propulsiva per regimi di volo transonici e quote di crociera superiori ai *30 000 ft.*



CONDIZIONI DI DESIGN SR-3…

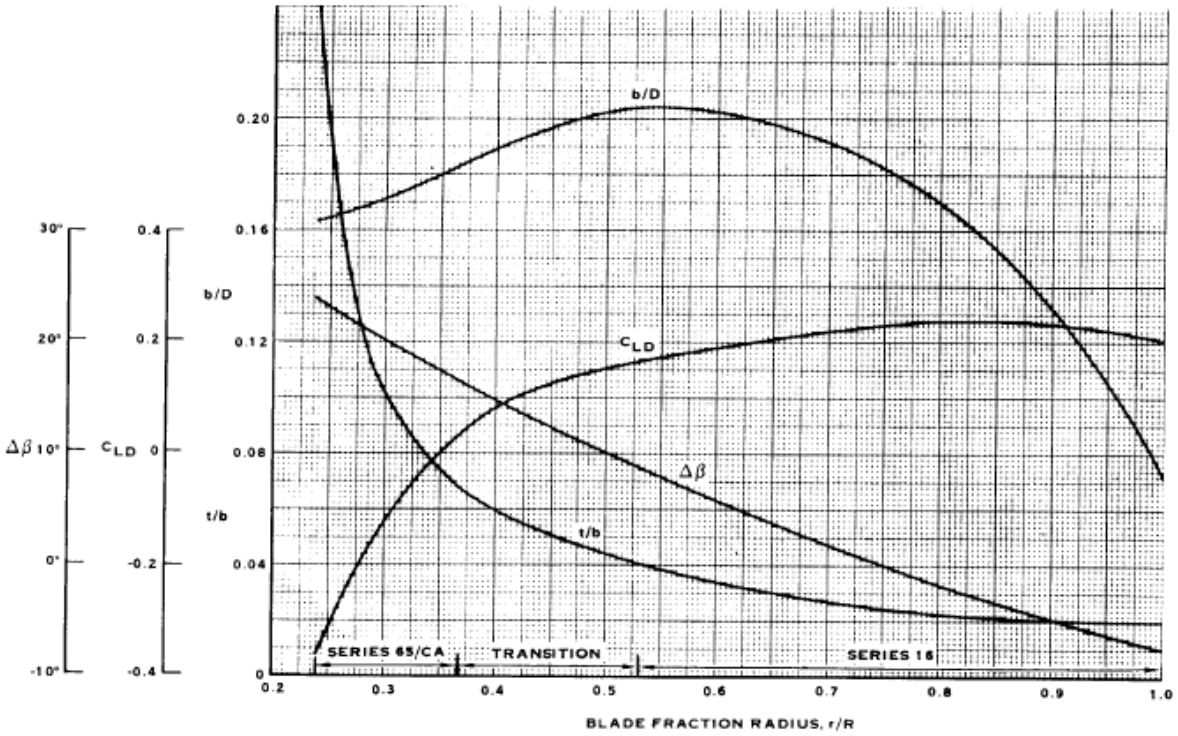
www.dii.unipd.it

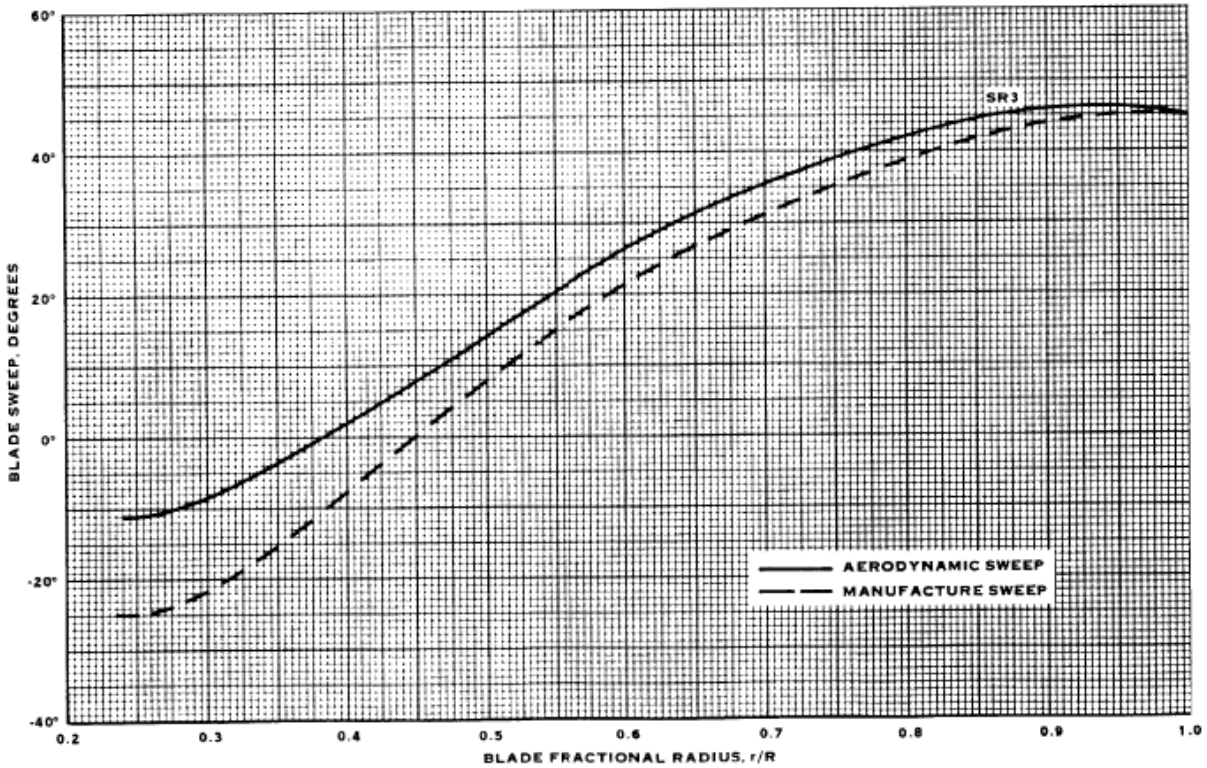
In questa e nelle prossime due slide sono riportate le **condizioni operative** finali **di design** e le **caratteristiche geometriche** fondamentali dell'elica **SR-3**:

Parametro	Valore
Design Mach Number	0.8
I.S.A. Design Altitude (h)	35000 ft
Power Loading	$301\ kW/m^2$
U_{tip}	243.8 m/s (J=3,06)
$\eta_{predicted}$	81.2%

...CARATTERISTICHE GEOMETRICHE SR-3

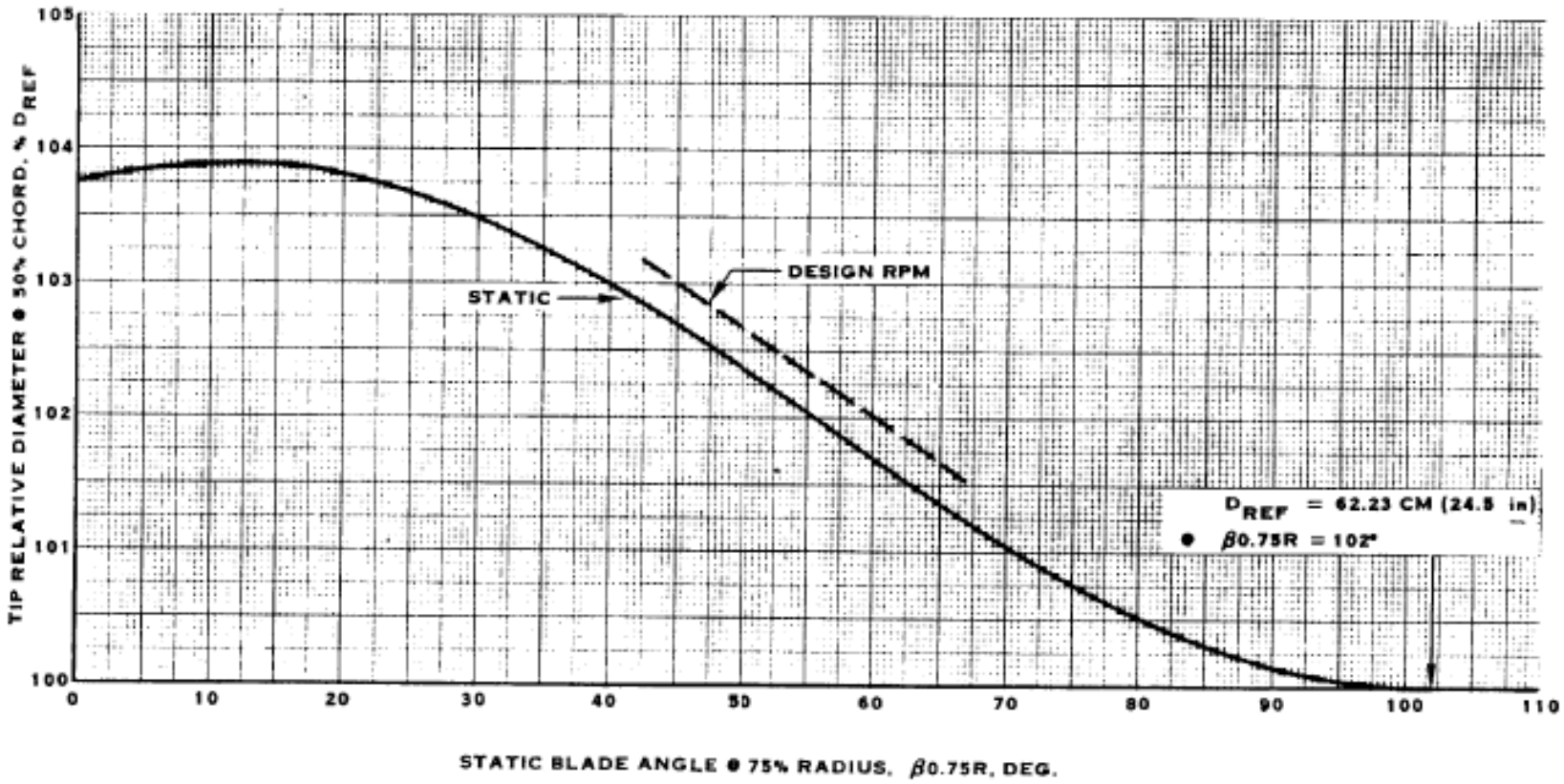
www.dii.unipd.it





…CARATTERISTICHE GEOMETRICHE SR-3 (CONTINUA)

www.dii.unipd.it

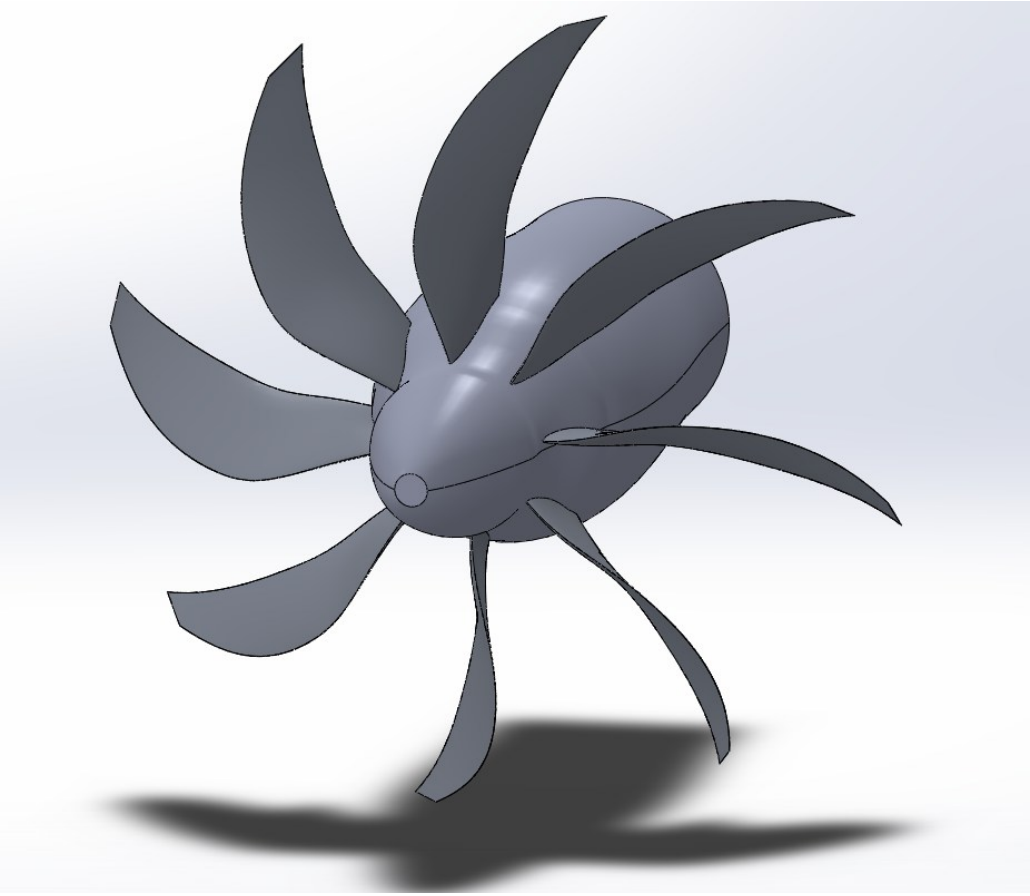


OBIETTIVI DEL LAVORO

www.dii.unipd.it

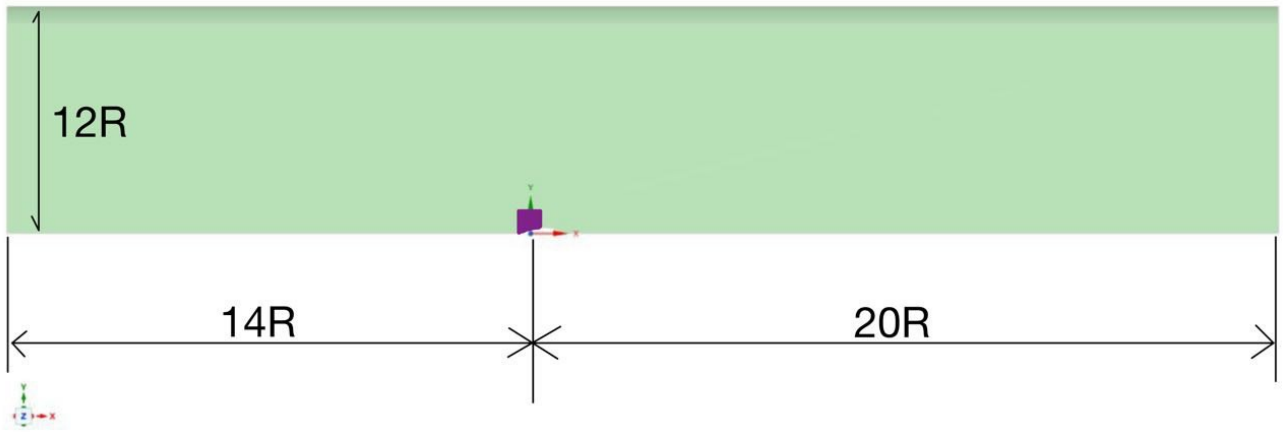
Analisi CFD a *M=0.8*, in diverse condizioni dell'aria e\o di rpm, di un **modello CAD** in **scala 1:5** del **prop-fan transonico SR-3**, frutto del lavoro di tesi triennale del collega *Gustavo Zanon,* con l'**obiettivo** di:

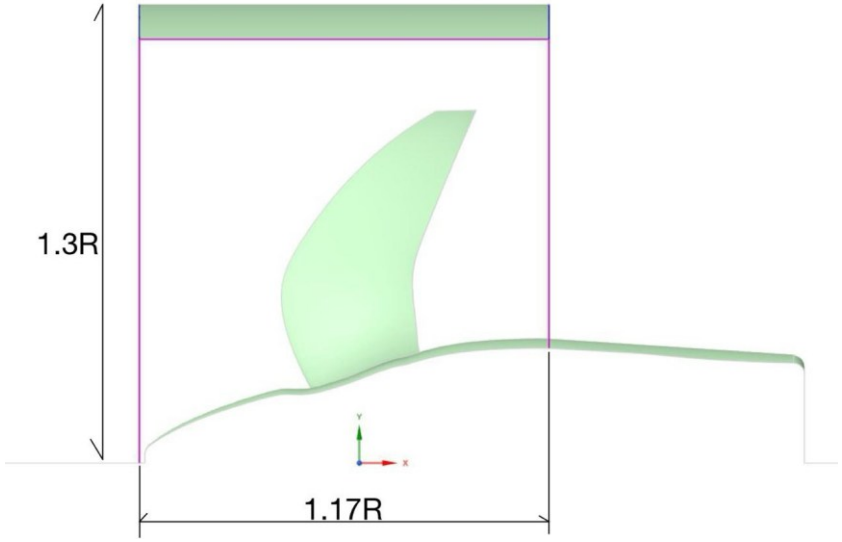
- Ricavare i principali parametri prestazionali dell'elica e confrontarli con i dati sperimentali.
- Realizzare un grafico di efficienza.
- Valutare le proprietà del flusso lungo l'estensione palare.
- Verificare la qualità e l'adeguatezza del modello 3D.

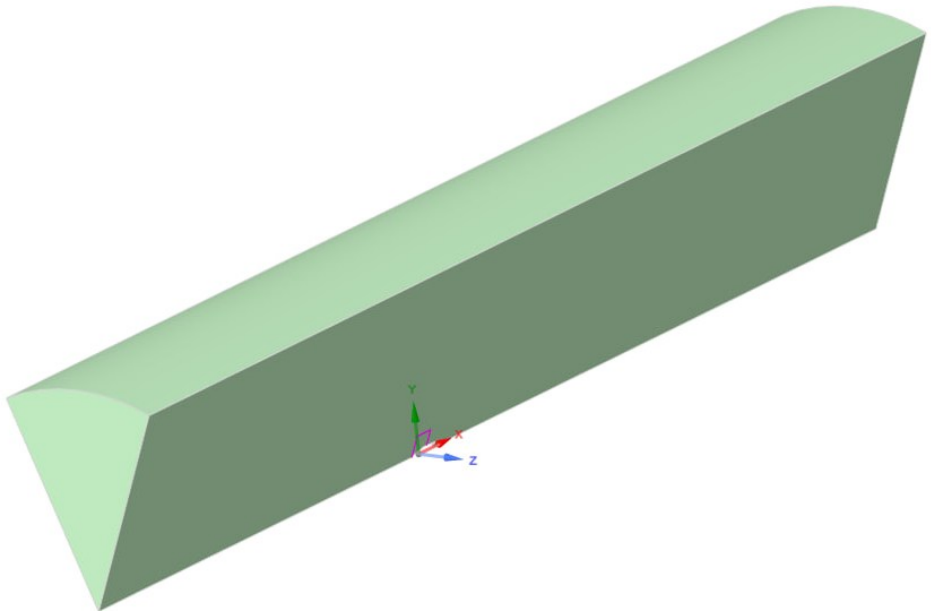


PRE-PROCESSING: GEOMETRIA

www.dii.unipd.it

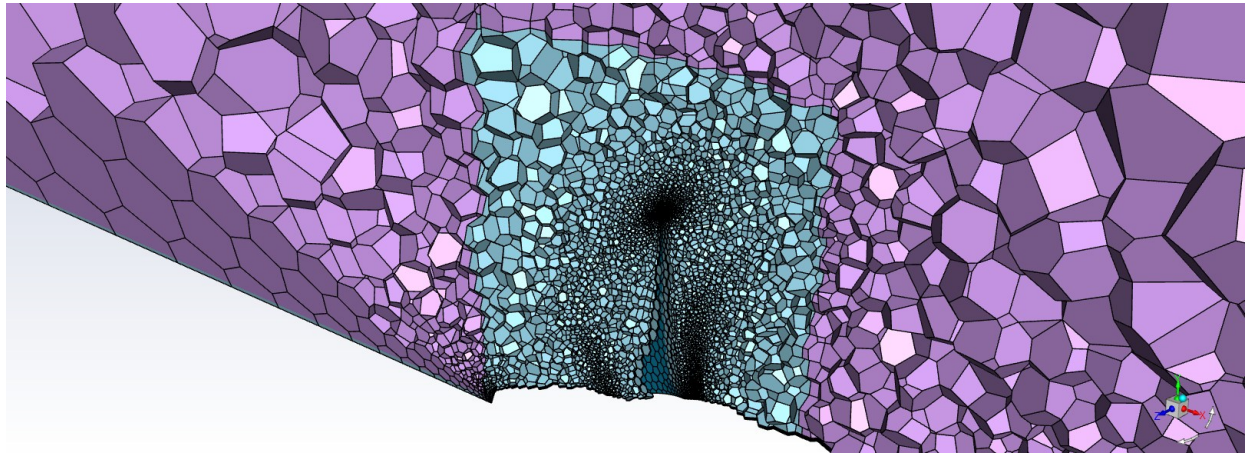


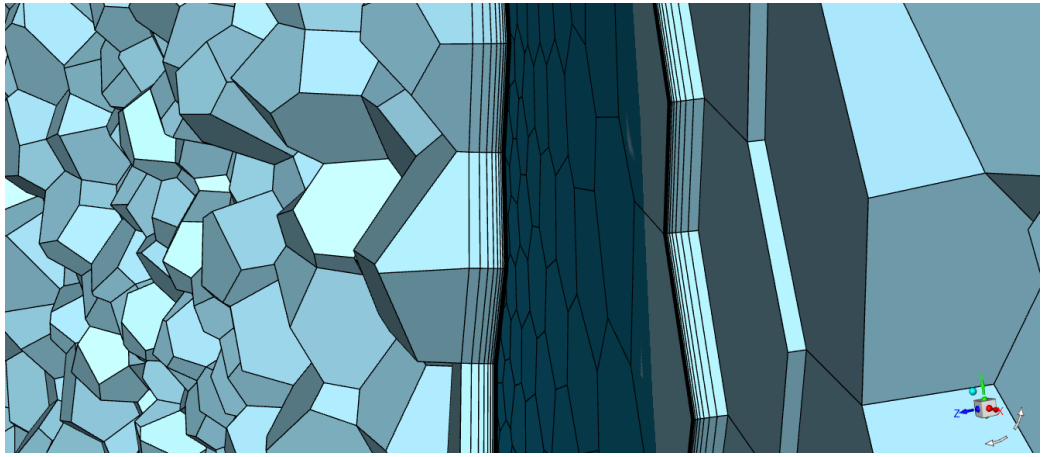




PRE-PROCESSING: MESH

www.dii.unipd.it



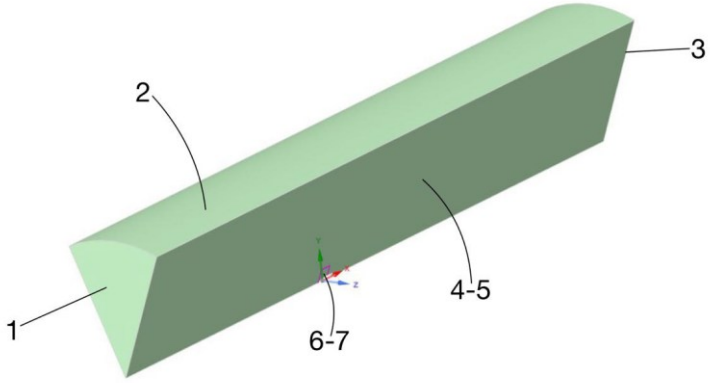


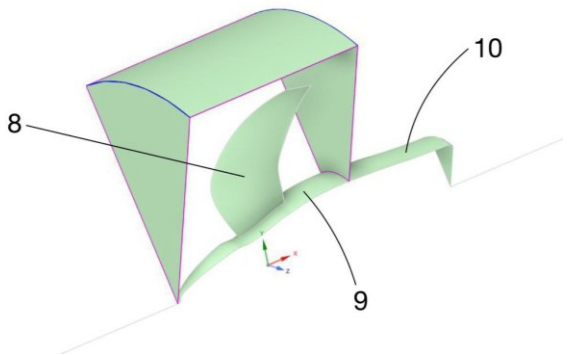
Parameter	Value
Surface Mesh Min. Size [m]	7×10^{-5}
Surface Mesh Max Size [m]	0.15
Surface Mesh Skewness	≤ 0.7
Boundary Layer First Element Height [m]	3.5×10^{-6}
Volume Mesh Max Cell Length [m]	0.15
Volume Mesh Growth Rate	1.2
Volume Mesh Orthogonal Quality	≥ 0.018
Number of Cells	1 854 886

PRE-PROCESSING: IMPOSTAZIONI SOLUTORE E APPROCCIO DI ANALISI

www.dii.unipd.it

- **Steady Density Based e Energy Equation 'ON'**
- **Modello di turbolenza: k –ω –SST**
- **Boundary Conditions** (come da immagini)
- **hybrid initialization → fmg-initialization**
- **First Order Upwind → Third Order MUSCL**
- **Courant Number**: 1 → 3 → 5 → 7 → 10 → 15 → 20 → ecc…





Superficie	Nomenclatura
1	inlet
2	far-field
3	outlet
4-5	domain-side-dx/sx
6-7	periodic 1/2
8	blade
9	spinner-hub
10	nacelle

Superficie	Condizione al contorno
blade	No Slip Stationary Wall
domain-side-dx	periodic
domain-side-sx	shadow
far-field	pressure-far-field
inlet	pressure-far-field
outlet	pressure-far-field
nacelle	No Slip Stationary Wall
spinner-hub	No Slip Stationary Wall
periodic-1	periodic
periodic-2	shadow

POST-PROCESSING: RISULTATI NUMERICI

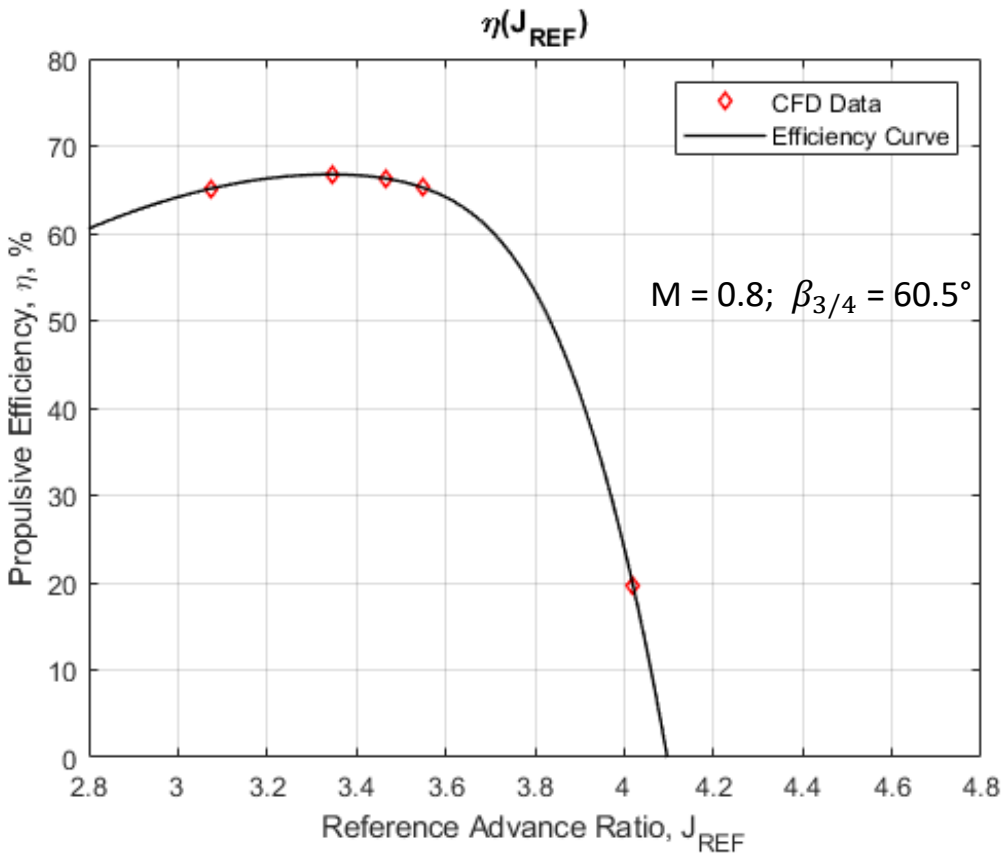
www.dii.unipd.it

Sono state effettuate sette simulazioni CFD a *M=0.8*: due nelle condizioni dell'aria alla quota di *35 000ft* e cinque nelle condizioni presenti, per lo stesso Mach, all'interno del **NASA Lewis 8- by 6-foot Supersonic Wind Tunnel.** Sono queste ultime poi ad essere state utilizzate per tracciare il grafico di efficienza dell'elica (destra della slide).
Di seguito è riportato anche il raffronto dei risultati numerici della simulazione 'in galleria del vento' che ha restituito la massima efficienza:

Parametro	Valore
Numero di Mach, M	0.8
Pressione statica, p	74453.87 Pa
Densità, ρ	0.8886 kg/m^3
Temperatura statica, T	291.898 K
Velocità del suono, a	342.49 m/s

$M = 0.8 \quad J = 3.33\ (7891.195\ rpm) \Rightarrow J_{REF.} = 3.348 \quad \beta_{3/4} = 60.5° \quad D_{\text{ref}} = 62.23\,\text{cm} \quad D = 62.561\,\text{cm}$

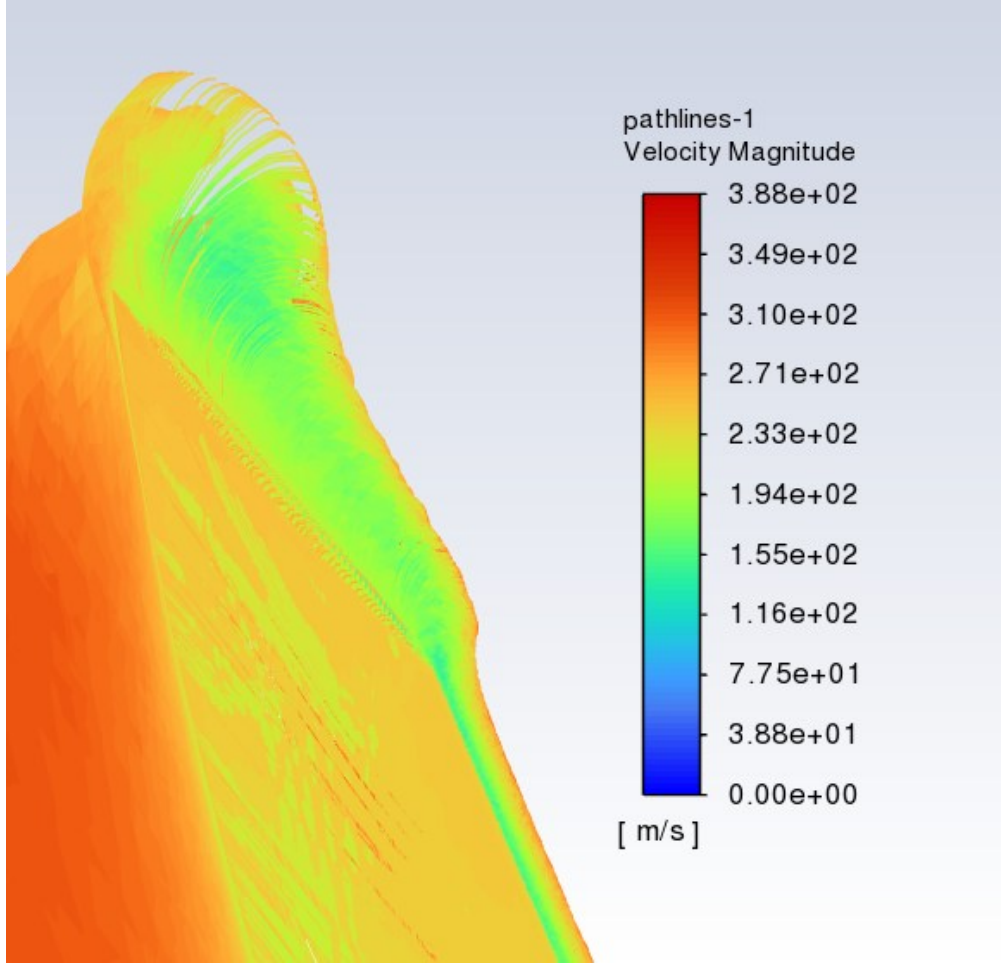
SIM. IV			
	Dati Sperimentali	CFD	Scostamento % (rispetto ai dati sper.)
η	0.797	0.667	16.31%
$C_{P,REF.}$	1.22	1.79	46.72%
$C_{T,REF.}$	$\eta\frac{C_{P,REF.}}{J_{REF.}}$=0.29	0.36	24.14%

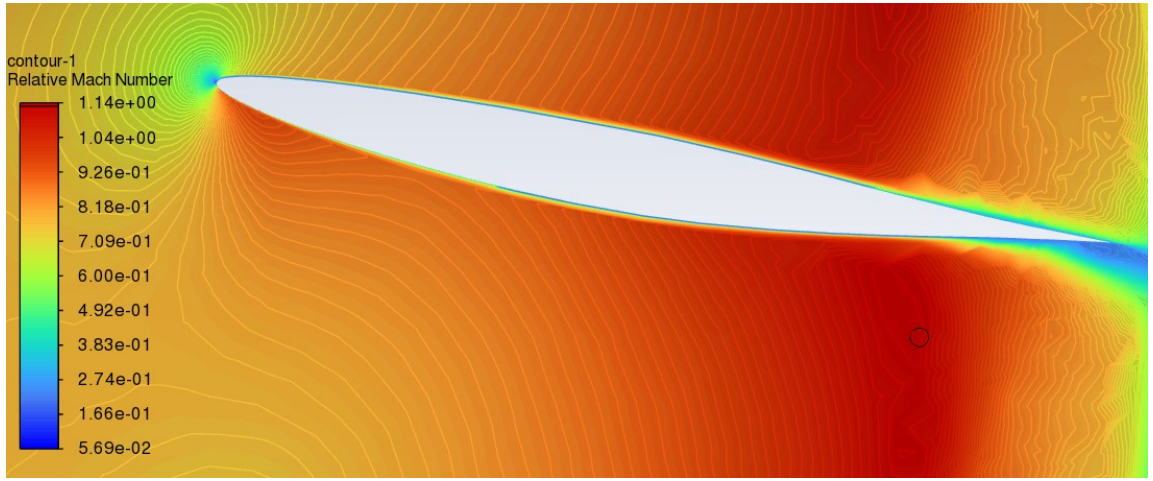


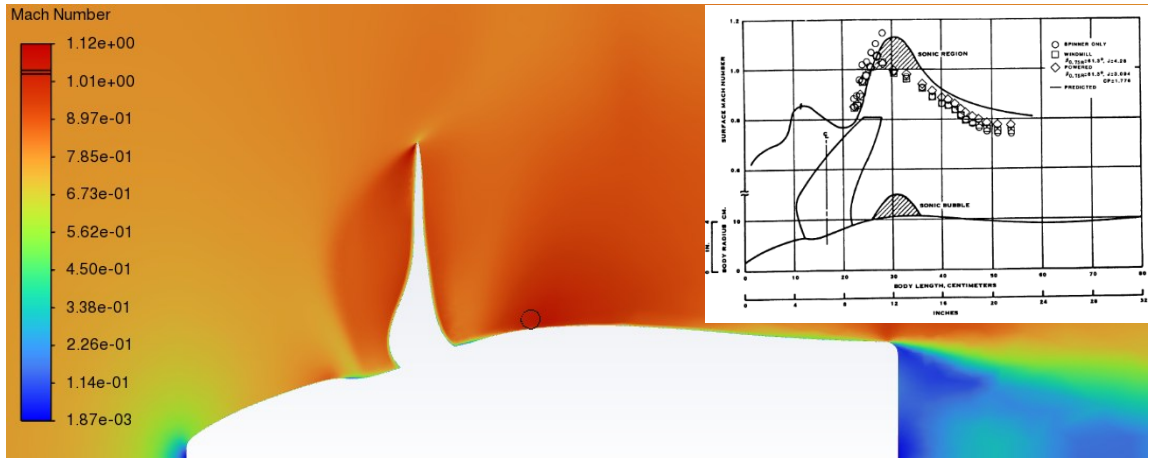
POST-PROCESSING: CONTOURS

www.dii.unipd.it

Riferendosi alla **medesima simulazione** della **slide precedente**, sono sotto riportati **due** dei **principali contours** ottenuti durante il post-processing **e** le **pathlines di velocità** del flusso al tip palare:

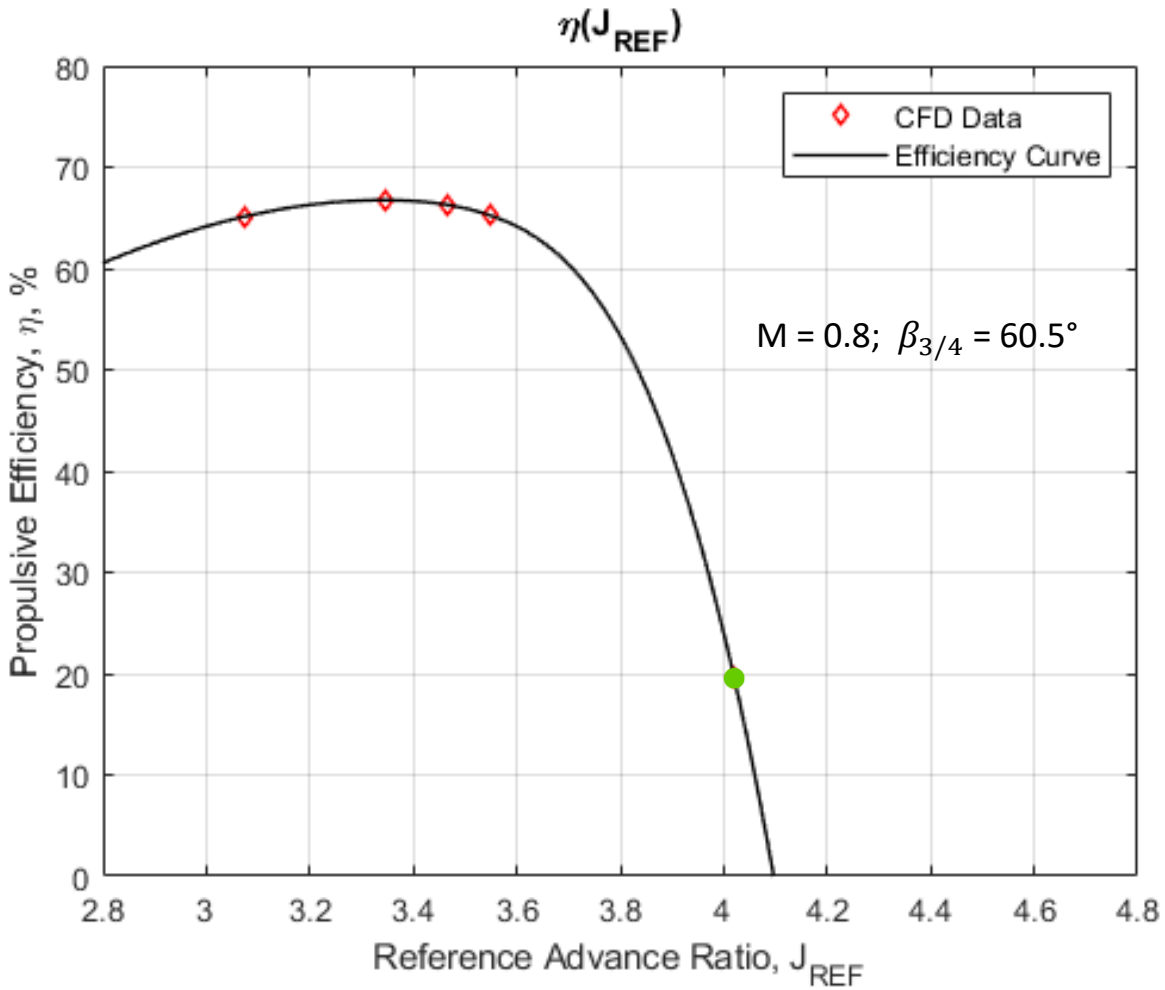




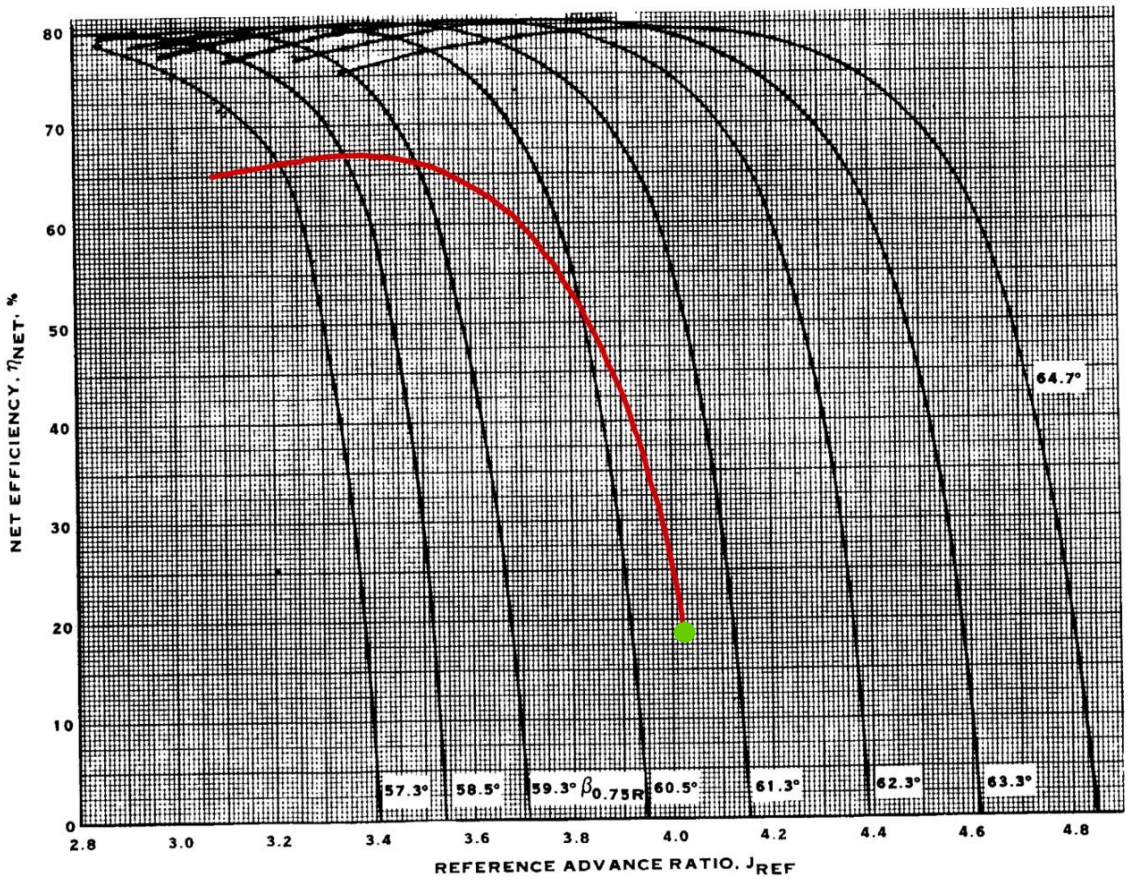


CONCLUSIONI…

www.dii.unipd.it



(M= 0.8)



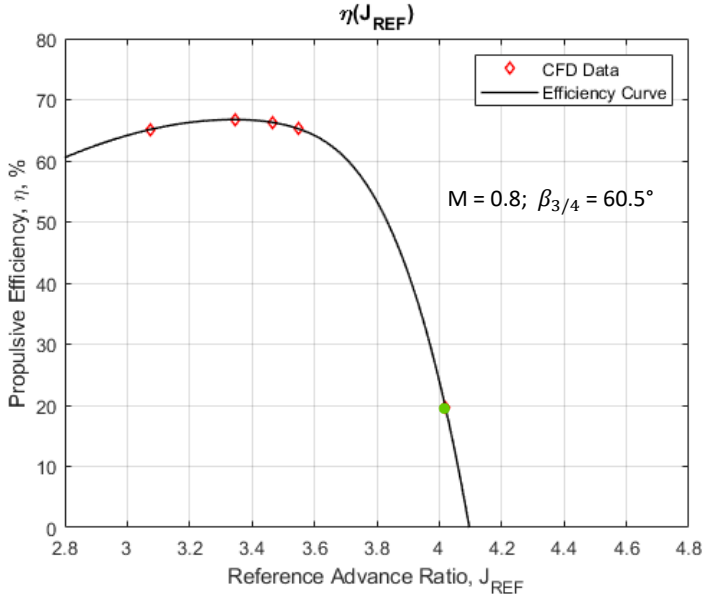
…CONCLUSIONI (CONTINUA)

www.dii.unipd.it

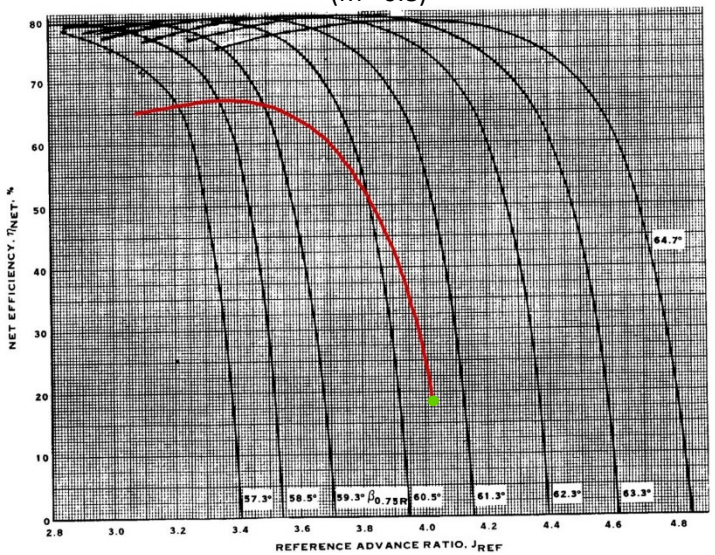
- Per ogni condizione di test ad eccezione di quella per *J=4* e $\beta_{3/4}$*=60.5°* l'elica analizzata con la CFD ha un'efficienza, in media, del 16.4% inferiore rispetto a quella sperimentale → C_P elevato.

- Per *J=4* e $\beta_{3/4}$*=60.5°* l'elica testata CFD è più efficiente di quella sperimentale pur essendo più caricata→ C_T elevato.

- Peculiarità nella geometria 3D che fanno si che l'elica sia sempre più caricata e 'propulsiva' del caso sperimentale.



(M= 0.8)



BIBLIOGRAFIA

www.dii.unipd.it

[1] Quentin R. Wald. «The aerodynamics of propellers». In: Progress in Aerospace Sciences 42 (2006), pp. 85–128. DOI: 10.1016/j.paerosci.2006.04.001.

[2] Renato Tognaccini. Lezioni di Aerodinamica dell'Ala Rotante: Eliche, rotori ed aeromotori con un'introduzione all'aerodinamica instazionaria. a.a. 2016-2017, versione 1.01. Università degli Studi di Napoli Federico II, Scuola Politecnica e delle Scienze di base, Dipartimento di Ingegneria Industriale, 2016.

[3] Thomas Morandi. «CFD Analysis of NASA SR2 High-Speed Propeller». Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, relatore: Prof. Ing. Andrea Magrini, correlatore: Dott. Manuel Casablanca. Tesi di Laurea Magistrale. Università degli Studi di Padova, 2025.

[4] Constantin Rotaru et al. «Airplane Propellers aerodynamics Desing and Performances Analysis». In: Review of the Air Force Academy No.1 (33)(2017), pp. 99–104. DOI: 10.19062/1842-9238.2017.15.1.12.

[5] George L. Stefko e Robert J. Jeracki. Wind-Tunnel Results of Advanced High-Speed Propellers at Takeoff, Climb, and Landing Mach Numbers. NASA Technical Memorandum NASA TM-87030. Date for general release: February 1987. Limited Distribution Document. NASA ID:X86-10375. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, nov. 1985.

[6] Daniel C. Mikkelson e Glenn A. Mitchell. High Speed Turboprops for Executive Aircraft - Potential and Recent Test Results. NASA Technical Memorandum NASA-TM-81482. Prepared for the Turbine-Powered Executive Aircraft Meeting sponsored by the Society of Automotive Engineers, Phoenix, Arizona, April 9–11, 1980. Cleveland, Ohio: NASA LewisResearch Center, 1980. url: https : / / ntrs . nasa . gov / citations /19800021285.

[7] J. F. Dugan, B. A. Miller e D. A. Sagerser. Status of Advanced Turboprop Technology. Rapp. tecn. Summary of activities under the NASA Aircraft Energy Efficiency Program, Advanced Turboprop Program. NASA Lewis Research Center, 1978.

BIBLIOGRAFIA (CONTINUA)

www.dii.unipd.it

[8] C. Rohrbach et al. Evaluation of Wind Tunnel Performance Testings of an Advanced 45˚ Swept Eight-Bladed Propeller at Mach Numbers From0.45 to 0.85. NASA Contractor Report NASA CR-3505. Contract NAS3-20769. NASA, mar. 1982.

[9] Marco Carraro. Lift UP; Introduzione teorica alla CFD. Rapp. tecn. Università degli Studi di Padova, Lift UP.

[10] Gustavo Zanon. «Ricostruzione della geometria palare di un'elica propulsiva transonica». Tutor universitario: Prof. Ernesto Benini. Pado-va, Italia: Università degli Studi di Padova, Dipartimento di Ingegneria Industriale, mar. 2025.

[11] Ronald H. Soeder. NASA Lewis 8- by 6-Foot Supersonic Wind Tunnel User Manual. NASA Technical Memorandum NASA TM-105771. Restricted from public web access based on NASA Internet Publishing Content Guidelines, Nov. 15, 2001. Cleveland, Ohio: NASA Lewis Research Center, feb. 1993.

[12] Daniel C. Mikkelson et al. Design and Performance of Energy Efficient Propellers for Mach 0.8 Cruise. NASA Technical Memorandum NASATM X-73612. Technical paper presented at the 1977 National Business Aircraft Meeting and Exposition, sponsored by the Society of Automotive Engineers, Century II, Wichita, Kansas, March 29–April 1, 1977.SAE Paper No. 770458. Cleveland, Ohio 44135: NASA Lewis Research Center, 1977.

[13] L. C. Billman et al. Large Scale Prop-Fan Structural Design Study. Volume I: Initial Concepts. Rapp. tecn. NASA CR-174992. Prepared for NA-SA Aeronautics and Space Administration NASA-Lewis Research Center under Contract NAS3-22394. Hamilton Standard Division, United Technologies, ago. 1989.

[14] L.C. Billman et al. Large Scale Prop-Fan Structural Design Study. Volume II: Preliminary Design of SR-7. Rapp. tecn. NASA CR-174993. Prepared for NASA National Aeronautics and Space Administration NASA-Lewis Research Center under Contract NAS3-22394. Hamilton Standard Division, United Technologies, 1989.