

Rotor 20

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

×

Open access

[Git project](#)

Original model

Rotor 20 is part of a research program to study the effect of tip velocity ratio on compressors performances. It has been designed for a stage tip velocity ratio of 0.8.

- Original technical report [(cite:moore1978design>Moore. «Performance of a Transonic Fan Stage Designed for a Low Meridional Velocity Ratio » 1978. [pdf](#))]:

```
@TechReport{moore1978design,
author      = {Moore, R. D. and Lewis, George W. and Osborn, Walter M.},
title       = {Performance of a Transonic Fan Stage Designed for a Low
Meridional Velocity Ratio},
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
note        = {NASA-TP-1298, url~:
\url{https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780025164/downloads/19780025164.pdf}, 1978}}
```

- Picture :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780025164/downloads/19780025164.pdf> p.61

Useful documents

- PDF of the NASA report :

rotor20.pdf

- CSV file of the blade geometry :

rotor20_original.csv

Geometry

The geometry of rotor 20 is described in the [original NASA report](#) by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.



Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.57
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	425
tip solidity	[-]	1.3
aspect ratio	[-]	2.5
number of blades	[-]	44
rotative speed	[rad/s]	1686

Material properties

The original material of the rotor 20 is not defined in the NASA report.

Considered properties: Ti-6Al-4V, generic titanium :

	unité	valeurs
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh:

1. (1B): 1441.5 rad/s / 229.4 Hz
2. (2B): 5124.4 rad/s / 815.6 Hz
3. (1T): 8165.6 rad/s / 1299.6 Hz

CAD



Fichiers téléchargeables

x

Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

Modèle original

Le rotor 20 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier l'effet du rapport de vitesse en tête

sur les performances des compresseurs. Il a été conçu pour un rapport de vitesse en tête de 0,8.

- Rapport technique original [(cite:moore1978design>Moore. «Performance of a Transonic Fan Stage Designed for a Low Meridional Velocity Ratio » 1978. pdf)]:

```
@TechReport{moore1978design,
author      = {Moore, R. D. and Lewis, George W. and Osborn, Walter M.},
title       = {Performance of a Transonic Fan Stage Designed for a Low
Meridional Velocity Ratio},
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
note        = {NASA-TP-1298, url~:
\url{https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780025164/downloads/19780025164.pdf}, 1978}}
```

- Photographie :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19780025164/downloads/19780025164.pdf> p.61

Documents utiles

- PDF du rapport de la NASA :

rotor20.pdf

- Fichier CSV de la géométrie :

rotor20_original.csv

Géométrie

La géométrie du rotor 20 est décrite dans le [rapport d'origine de la NASA](#) par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.



Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,57
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	425
solidité en tête	[-]	1,3
allongement	[-]	2,5
nombre d'aubes	[-]	44
vitesse de rotation	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 20 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

Propriétés considérées : alliage de titane Ti-6Al-4v :

	unité	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

Fréquences des trois premiers modes (noeuds de la base encastres) pour le maillage :

1. (1B): 1441,5 rad/s / 229,4 Hz
2. (2B): 5124,4 rad/s / 815,6 Hz
3. (1T): 8165,6 rad/s / 1299,6 Hz

CAO



Document issu de la page wiki:

https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_20/accueil?rev=1663337623

Dernière mise à jour: **2023/04/05 08:59**