

# Rotor 68

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

×

**Open access**

[Git project](#)

## Original model

To reduce fan noise, an advanced, two-stage, high-pressure-ratio fan having widely spaced blade rows was build and tested. Rotor 68 is the rotor of the second stage of this fan. But, the overall efficiency of this two-stage fan was approximately 5 percentage points less than its design value. Analysis of the test results indicated that the first-stage stator and the second stage had potential for good performance but were hampered mainly by the dampered first-stage rotor. The dampers were responsible for large radial gradients of total pressure and deviation angle across a large portion of the blade height, resulting in mismatches in later blade rows. To improve performance of the first stage as well as the stage matching, the original two-stage fan was reconfigured with a newly designed first-stage rotor. Lower-aspect-ratio blading was selected for the rotor to eliminate both the need for part span dampers and their associated penalties on aerodynamic performance.

- [Original technical report <sup>\[1\]</sup>](#):

```
@TechReport{urasek1979design,  
author      = {Urasek, D. C. and Gorrell, W. T. and Cunnan, W. S.},  
title       = {Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-  
stage rotor blading},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note        = {NASA-TP-1493, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790018972}, 1979 }}
```

## Useful documents

- PDF of the NASA report :

rotor68.pdf

- CSV file of the blade geometry :

rotor68\_original.csv

## Geometry

[The geometry of rotor 68 is described in the original NASA report](#) by the following tables. The length are

in centimeters and the angles in degrees.



## Aerodynamic design

	<b>unit</b>	<b>values</b>
<b>pressure ratio</b>	[-]	1.54
<b>mass flow</b>	[kg/s]	33.248
<b>tip speed</b>	[m/s]	427
<b>tip solidity</b>	[-]	1.292
<b>aspect ratio</b>	[-]	1.89
<b>number of blades</b>	[-]	38
<b>rotative speed</b>	[rad/s]	1680

## Material properties

The original material of the rotor 68 is not defined in the NASA report.

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

	<b>unité</b>	<b>valeurs</b>
<b>alloy</b>	[-]	Ti-6Al-4V
<b>Young's modulus</b>	[GPa]	108
<b>density</b>	[kg/m <sup>3</sup> ]	4400
<b>Poisson's ratio</b>	[-]	0.34
<b>yield stress</b>	[GPa]	0.824

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

1. (1B): 2274.9 rad/s / 362.1 Hz
2. (2B): 8343.9 rad/s / 1328.0 Hz
3. (1T): 10577.7 rad/s / 1683.5 Hz

## CAD



## Rotors of the same study

Fichiers téléchargeables

×

## Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

## Modèle original

Pour réduire le bruit des soufflantes, une soufflante à deux étages a été construite et testée. Cette soufflante possède un grand taux de compression (2.4) et ses rangées d'aubes sont très espacées. Le rotor 68 est le rotor du second étage de cette soufflante. Cependant, le rendement global de cette soufflante à deux étages était inférieur d'environ 5% au rendement prévu. L'analyse des résultats des essais a montré que le stator du premier étage et le deuxième étage avaient un potentiel de bonnes performances, mais qu'ils étaient entravés principalement par le rotor du premier étage qui était amorti. Les amortisseurs étaient responsables d'importants gradients de pression totale et d'angle de déviation sur une grande partie de la hauteur des aubes, ce qui a entraîné des déséquilibres dans les rangées d'aubes ultérieures. Pour améliorer les performances du premier étage ainsi que l'appariement des étages, le rotor du premier étage a été reconfiguré. Des aubes à faible allongement d'aspect ont été privilégiées.

- Rapport technique original <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{urasek1979design,  
author      = {Urasek, D. C. and Gorrell, W. T. and Cunnan, W. S.},  
title       = {Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-  
stage rotor blading},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note        = {NASA-TP-1493, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790018972}, 1979 }}
```

## Documents utiles

- PDF du rapport de la NASA :

rotor68.pdf

- Fichier CSV de la géométrie :

rotor68\_original.csv

## Géométrie

La géométrie du rotor 68 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
<b>taux de compression</b>	[-]	1,54

	unités	valeurs
<b>débit massique</b>	[kg/s]	33,248
<b>vitesse en tête</b>	[m/s]	427
<b>solidité en tête</b>	[-]	1,292
<b>allongement</b>	[-]	1,89
<b>nombre d'aubes</b>	[-]	38
<b>vitesse de rotation</b>	[rad/s]	1680

## Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 68 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

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

	unité	valeurs
<b>alliage</b>	[-]	Ti-6Al-4v
<b>module d'Young</b>	[GPa]	108
<b>masse volumique</b>	[kg/m <sup>3</sup> ]	4400
<b>coefficient de Poisson</b>	[-]	0,34
<b>limite élastique</b>	[GPa]	0,824

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

1. (1B): 2274,9 rad/s / 362,1 Hz
2. (2B): 8343,9 rad/s / 1328,0 Hz
3. (1T): 10577,7 rad/s / 1683,5 Hz

## CAO



1. <sup>a, b</sup> Reid. «Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-stage rotor blading » 1979. [pdf](#)

Document issu de la page wiki:

[https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor\\_68/accueil?rev=1663337146](https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_68/accueil?rev=1663337146)

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