

# Rotor 25A

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

×

**Open access**

[Git project](#)

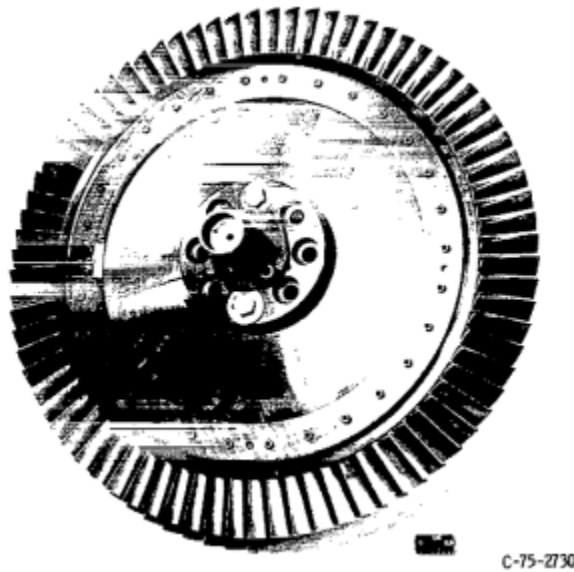
## Original model

Rotor 25A is part of a research program to study the effects of aspect ratio, diffusion factor, and solidity on rotors. To do so, experimental studies have been conducted on a series of high-hub-tip-radius-ratio compressor stages representative of the middle and latter stages of axial-flow compressors. In fact, 14 middle stages were tested to assess the effects on performance of varying both diffusion through the rotor and stator blades and blade aspect ratio. Among these 14 stages, there are rotors 23B, 24A, 25A, 26B, 27A and 28B. Both the tip diameter and the hub-tip radius ratio were held constant throughout each stage at 50.8 centimeters and 0.8, respectively.

- Original technical report <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{britsch1979design,  
author      = {Britsch, Werner R. and Osborn, Walter M. and Laessig, Mark  
R.},  
title       = {Effects of Diffusion Factor, Aspect Ratio, and Solidity on  
Overall Performance of 14 Compressor Middle Stages},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note        = {NASA-TP-1523, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039}, 1979 }}
```

- Picture :



<https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039> p.101

## Useful documents

- PDF of the NASA report : [rotor25a.pdf](#)
- CSV file of the blade geometry : [rotor25a\\_original.csv](#)

## Geometry

The geometry of rotor 25A is described in the [original NASA report](#) by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE 10. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 25A

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R0	K1C	K2C	K0C		
TIP	0.	25.400	25.400	64.62	56.28	53.40	1.15	0.057
1	5.	25.167	25.146	64.39	56.05	53.01	1.34	-0.958
2	10.	24.911	24.892	64.14	55.75	52.54	1.54	-0.850
3	15.	24.655	24.638	63.86	55.37	51.95	1.74	-0.741
4	30.	23.885	23.876	63.07	54.11	49.96	2.35	-0.399
5	50.	22.857	22.860	61.95	52.31	46.98	3.08	0.114
6	70.	21.829	21.844	60.75	50.34	43.49	3.79	0.559
7	85.	21.057	21.082	59.80	48.67	40.34	4.30	0.935
8	90.	20.798	20.828	59.47	48.04	39.11	4.47	1.069
9	95.	20.540	20.574	59.14	47.29	37.61	4.63	1.202
HUB	100.	20.320	20.320	58.86	46.62	36.02	4.76	0.057

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	T1	TM	T0	Z1C	Z2C	Z3C	Z0C
TIP	0.051	0.075	0.051	0.115	0.689	1.003	1.365
1	0.051	0.079	0.051	0.112	0.692	0.997	1.374
2	0.051	0.084	0.051	0.109	0.694	0.989	1.384
3	0.051	0.088	0.051	0.105	0.696	0.982	1.395
4	0.051	0.100	0.051	0.091	0.703	0.958	1.432
5	0.051	0.117	0.051	0.072	0.713	0.922	1.484
6	0.051	0.132	0.051	0.047	0.720	0.878	1.539
7	0.051	0.143	0.051	0.026	0.726	0.841	1.585
8	0.051	0.147	0.051	0.018	0.728	0.827	1.602
9	0.051	0.150	0.051	0.008	0.730	0.813	1.622
HUB	0.051	0.153	0.051	-0.000	0.731	0.800	1.643

## Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.238
mass flow	[kg/s]	9.46
tip speed	[m/s]	243.8
tip solidity	[-]	1.2
aspect ratio	[-]	2
number of blades	[-]	77
rotative speed	[rad/s]	960.28

## Material properties

The original material of the rotor 25A is not defined in the NASA report.

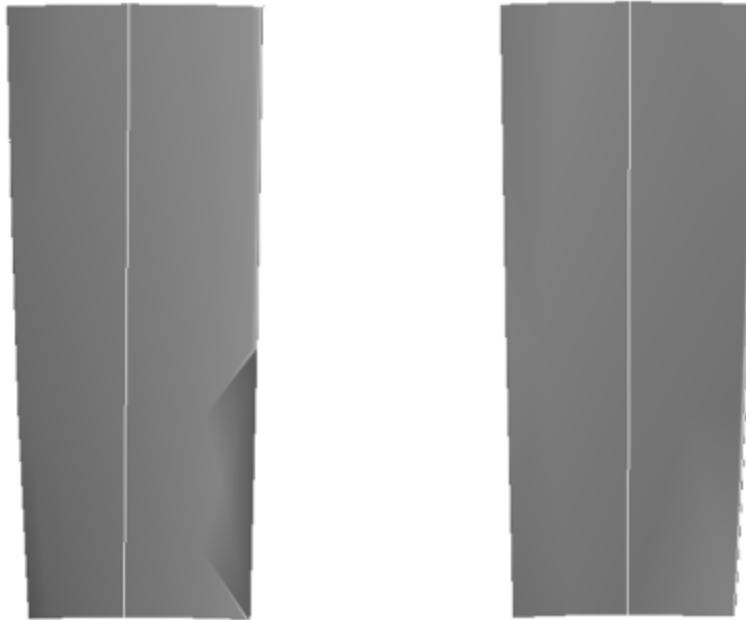
Considered properties: 200-grade maraging steel :

	unité	valeurs
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m <sup>3</sup> ]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3
yield stress	[GPa]	1.38

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

1. (1B): 3311.4 rad/s / 527.0 Hz
2. (1T): 11300.3 rad/s / 1798.5 Hz
3. (2B): 15371.1 rad/s / 2446.4 Hz

## CAD



Fichiers téléchargeables

×

**Libre accès**

[lien vers le projet Git](#)

## Modèle original

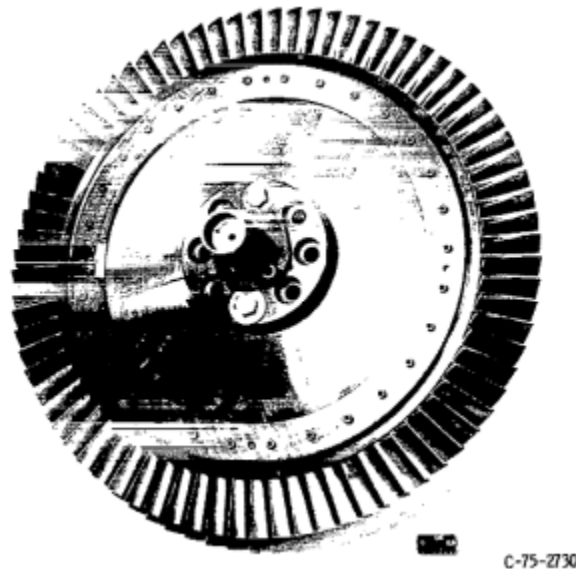
Le rotor 25A fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de l'allongement, du facteur de diffusion et de la solidité des rotors. Pour ce faire, des études expérimentales ont été menées sur une série d'étages de compresseurs à fort rapport entre les rayons du moyeu et de la tête d'aube, représentatifs des étages moyens et avancés des compresseurs à flux axial. En effet, 14 étages intermédiaires ont été testés pour évaluer les effets sur les performances de la variation de la diffusion et de l'allongement des aubes. Parmi ces 14 étages, on trouve les rotors 23B, 24A, 25A, 26B, 27A et 28B. Le diamètre de l'extrémité des aubes et le rapport entre les rayons du moyeu et de la tête d'aube ont été maintenus constants tout au long de chaque étage à 50.8 centimètres et 0.8, respectivement.

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

```
@TechReport{britsch1979design,  
author      = {Britsch, Werner R. and Osborn, Walter M. and Laessig, Mark  
R.},
```

```
title      = {Effects of Diffusion Factor, Aspect Ratio, and Solidity on  
Overall Performance of 14 Compressor Middle Stages},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note      = {NASA-TP-1523, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039}, 1979 }}
```

- Photographie :



<https://ntrs.nasa.gov/citations/19790025039> p.101

## Documents utiles

- PDF du rapport de la NASA :  
rotor25a.pdf
- Fichier CSV de la géométrie :  
rotor25a\_original.csv

## Géométrie

La géométrie du rotor 25A est décrite dans le [rapport d'origine de la NASA](#) par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.

TABLE 10. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 25A

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R0	K1C	KTC	K0C		
TIP	0.	25.400	25.400	64.62	56.28	53.40	1.15	0.057
1	5.	25.167	25.146	64.39	56.05	53.01	1.34	-0.958
2	10.	24.911	24.892	64.14	55.75	52.54	1.54	-0.850
3	15.	24.655	24.638	63.86	55.37	51.95	1.74	-0.741
4	30.	23.895	23.876	63.07	54.11	49.96	2.35	-0.399
5	50.	22.857	22.860	61.95	52.31	46.98	3.08	0.114
6	70.	21.829	21.844	60.75	50.34	43.49	3.79	0.559
7	85.	21.057	21.082	59.80	48.67	40.34	4.30	0.935
8	90.	20.798	20.829	59.47	48.04	39.11	4.47	1.069
9	95.	20.540	20.574	59.14	47.29	37.61	4.63	1.202
HUB	100.	20.320	20.320	58.86	46.62	36.02	4.76	0.057

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	T1	TM	T0	Z1C	ZMC	ZTC	Z0C
TIP	0.051	0.075	0.051	0.115	0.689	1.003	1.365
1	0.051	0.079	0.051	0.112	0.692	0.997	1.374
2	0.051	0.084	0.051	0.109	0.694	0.989	1.384
3	0.051	0.088	0.051	0.105	0.696	0.982	1.395
4	0.051	0.100	0.051	0.091	0.703	0.958	1.432
5	0.051	0.117	0.051	0.072	0.713	0.922	1.484
6	0.051	0.132	0.051	0.047	0.720	0.878	1.539
7	0.051	0.143	0.051	0.026	0.726	0.841	1.585
8	0.051	0.147	0.051	0.018	0.728	0.827	1.602
9	0.051	0.150	0.051	0.008	0.730	0.813	1.622
HUB	0.051	0.153	0.051	-0.000	0.731	0.800	1.643

## Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,238
débit massique	[kg/s]	9,46
vitesse en tête	[m/s]	243,8
solidité en tête	[-]	1,2
allongement	[-]	2
nombre d'aubes	[-]	77
vitesse de rotation	[rad/s]	960,28

## Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 25A n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

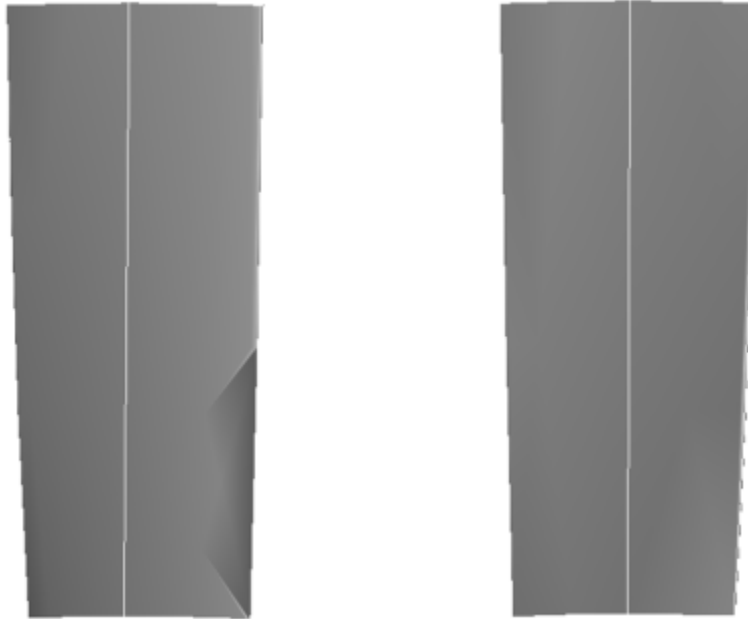
Propriétés considérées : un acier maraging de grade 200 :

	unité	valeurs
alliage	[-]	18-Ni-200-maraging
module d'Young	[GPa]	180
masse volumique	[kg/m3]	8000
coefficient de Poisson	[-]	0,3
limite élastique	[GPa]	1,38

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

1. (1B): 3311,4 rad/s / 527,0 Hz
2. (1T): 11300,3 rad/s / 1798,5 Hz
3. (2B): 15371,1 rad/s / 2446,4 Hz

## CAO



1. <sup>a, b</sup> Britsch. «Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor » 1979. [pdf](#)

Document issu de la page wiki:

[https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor\\_25a/accueil?rev=1663351756](https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_25a/accueil?rev=1663351756)

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