

Rotor 12

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

×

Open access

[Git project](#)

Original model

Rotor 12 is part of a research program to study the effects of blade row solidity on efficiency and stall margin of an axial-flow compressor rotor. It is one of a series of rotors designed to further study the effects of solidity : rotor 8 with a tip solidity of 1.5, rotor 12 with a tip solidity of 1.7 and rotor 14 with a tip solidity of 1.3. Tip solidity are being changed by varying the number of blades while maintaining the same velocity diagrams and flow path. These stages were designed such that the tip solidity of both the rotor and stator blades are the same.

- Original technical report ^[1]:

```
@TechReport{reid1972design,
  author      = {Reid, L. and Moore, R. D.},
  date       = {1972},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title      = {Performance of a single-stage transonic compressor
with a blade-tip solidity of 1.7},
  number    = {NASA-TM X-2658},
  url       = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256},
}
```

- Picture :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256> p.66

Useful documents

- PDF of the NASA report :

rotor12.pdf

- CSV file of the blade geometry :

rotor12_original.csv

Geometry

The geometry of rotor 12 is described in the original [NASA report](#) by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 12

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC		
TIP	0.	25.082	24.701	62.94	59.88	53.63	2.48	-9.153
1	5.	24.574	24.193	61.72	58.75	53.00	2.71	-8.837
2	10.	24.026	23.685	60.46	57.49	52.18	2.97	-7.649
3	30.	21.755	21.653	55.97	52.11	47.29	4.05	-1.993
4	43.	20.286	20.383	53.51	48.61	42.81	4.72	1.777
5	45.	19.988	20.129	53.04	47.88	41.76	4.86	2.547
6	48.	19.687	19.875	52.57	47.18	40.61	4.99	3.330
7	50.	19.385	19.621	52.11	46.48	39.39	5.13	4.118
8	53.	19.081	19.367	51.66	45.78	38.10	5.26	4.912
9	70.	16.881	17.589	48.56	41.34	27.00	6.15	10.867
10	90.	14.154	15.557	45.46	37.53	7.52	6.98	18.794
11	95.	13.423	15.049	44.84	37.06	0.79	7.13	21.014
HUB	100.	12.700	14.541	44.32	36.83	-6.63	7.23	22.968

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.153	0.051	1.032	2.136	2.188	3.397
1	0.051	0.162	0.051	0.986	2.136	2.152	3.435
2	0.051	0.172	0.051	0.938	2.136	2.109	3.474
3	0.051	0.216	0.051	0.744	2.127	1.901	3.648
4	0.051	0.244	0.051	0.626	2.118	1.741	3.766
5	0.051	0.250	0.051	0.602	2.116	1.706	3.791
6	0.051	0.256	0.051	0.579	2.113	1.671	3.816
7	0.051	0.262	0.051	0.555	2.110	1.634	3.842
8	0.051	0.267	0.051	0.531	2.107	1.596	3.868
9	0.051	0.309	0.051	0.362	2.079	1.312	4.054
10	0.051	0.360	0.051	0.138	2.026	0.921	4.260
11	0.051	0.373	0.051	0.070	2.007	0.809	4.304
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.986	0.694	4.345

Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.75
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	423
tip solidity	[-]	1.7
aspect ratio	[-]	2.4
number of blades	[-]	56
rotative speed	[rad/s]	1686

Material properties

The original material of the rotor 12 is not defined in the NASA report.

Considered properties: 200-grade maraging steel :

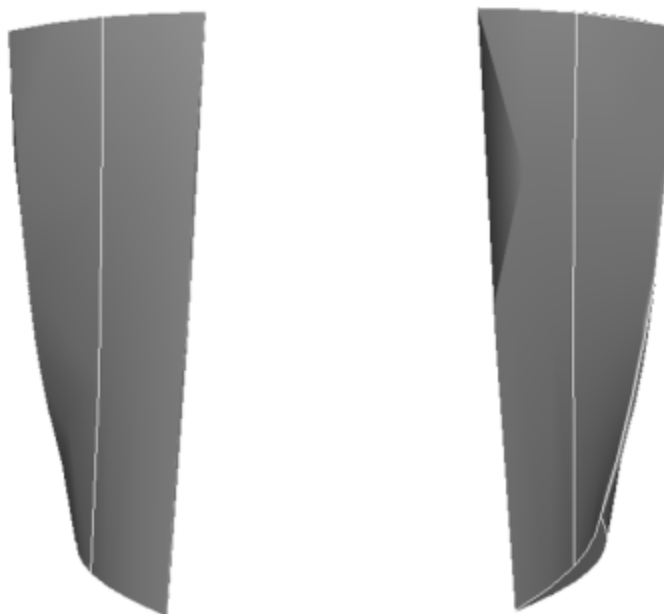
	unité	valeurs
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m ³]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3

	unité	valeurs
yield stress	[GPa]	1.38

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

1. (1B): 1679.8 rad/s / 267.3 Hz
2. (2B): 6088.5 rad/s / 969.0 Hz
3. (1T): 8724.0 rad/s / 1388.5 Hz

CAD



Fichiers téléchargeables

×

Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

Modèle original

Le rotor 12 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les effets de la solidité des rangées d'aubes sur l'efficacité et la marge de décrochage d'un rotor de compresseur à flux axial. Il fait partie d'une série de rotors conçus pour étudier plus profondément les effets de la solidité : le rotor 8 avec une solidité en tête de 1.5, le rotor 12 avec une solidité en tête de 1.7 et le rotor 14 avec une solidité en tête de 1.3. La solidité est modifiée en faisant varier le nombre d'aubes tout en conservant les mêmes triangles de vitesse et le même trajet d'écoulement. Ces étages ont été conçus de manière à ce que la solidité en tête du rotor et du stator soit la même.

- [Rapport technique original](#) ^[1]:

```
@TechReport{reid1972design,  
  author      = {Reid, L. and Moore, R. D.},  
  date        = {1972},  
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United  
States},  
  title       = {Performance of a single-stage transonic compressor  
with a blade-tip solidity of 1.7},  
  number      = {NASA-TM X-2658},  
  url         = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256},  
}
```

- Photographie :

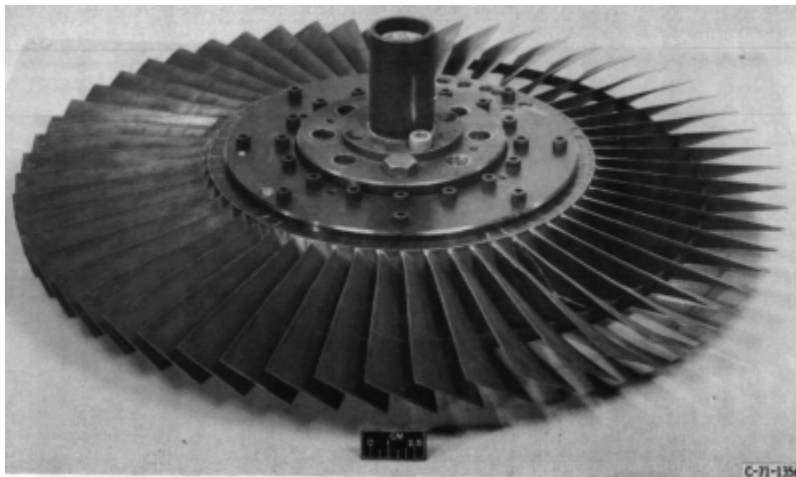


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256> p.66

Documents utiles

- [modèles téléchargeables](#) (lien vers projet Git)
- PDF du rapport de la NASA :

rotor12.pdf

- Fichier CSV de la géométrie :

rotor12_original.csv

Géométrie

La géométrie du rotor 12 est décrite dans le [rapport d'origine de la NASA](#) par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 12

RP	PERCENT RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	RI RO	KIC	KTC	KOC		
TIP	0.	25.082 24.701	62.94	59.88	53.63	2.48	-9.153
1	5.	24.574 24.193	61.72	58.75	53.00	2.71	-8.837
2	10.	24.026 23.685	60.46	57.49	52.18	2.97	-7.649
3	30.	21.755 21.653	55.97	52.11	47.29	4.05	-1.993
4	43.	20.286 20.383	53.51	48.61	42.81	4.72	1.777
5	45.	19.988 20.129	53.04	47.88	41.76	4.86	2.547
6	48.	19.687 19.875	52.57	47.18	40.61	4.99	3.330
7	50.	19.385 19.621	52.11	46.48	39.39	5.13	4.118
8	53.	19.081 19.367	51.66	45.78	38.10	5.26	4.912
9	70.	16.881 17.589	48.56	41.34	27.00	6.15	10.867
10	90.	14.154 15.557	45.46	37.53	7.52	6.98	18.794
11	95.	13.423 15.049	44.84	37.06	0.79	7.13	21.014
HUB	100.	12.700 14.541	44.32	36.83	-6.63	7.23	22.968

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.153	0.051	1.032	2.136	2.188	3.397
1	0.051	0.162	0.051	0.986	2.136	2.152	3.435
2	0.051	0.172	0.051	0.938	2.136	2.109	3.474
3	0.051	0.216	0.051	0.744	2.127	1.901	3.648
4	0.051	0.244	0.051	0.626	2.118	1.741	3.766
5	0.051	0.250	0.051	0.602	2.116	1.706	3.791
6	0.051	0.256	0.051	0.579	2.113	1.671	3.816
7	0.051	0.262	0.051	0.555	2.110	1.634	3.842
8	0.051	0.267	0.051	0.531	2.107	1.596	3.868
9	0.051	0.309	0.051	0.362	2.079	1.312	4.054
10	0.051	0.360	0.051	0.138	2.026	0.921	4.260
11	0.051	0.373	0.051	0.070	2.007	0.809	4.304
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.986	0.694	4.345

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,75
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	423
solidité en tête	[-]	1,7
allongement	[-]	2,4
nombre d'aubes	[-]	56
vitesse de rotation	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 12 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

Propriétés considérées : un acier maraging de grade 200 :

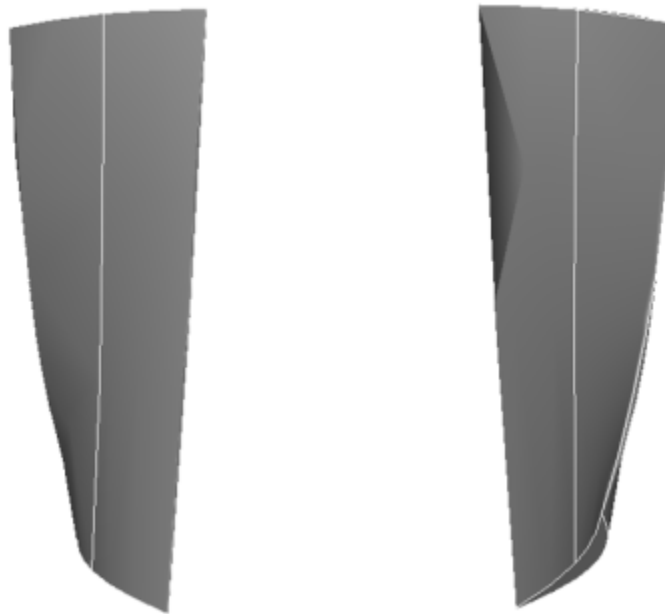
	unité	valeurs
alliage	[-]	18-Ni-200-maraging
module d'Young	[GPa]	180
masse volumique	[kg/m3]	8000
coefficient de Poisson	[-]	0,3

	unité	valeurs
limite élastique	[GPa]	1,38

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

1. (1B): 1679,8 rad/s / 267,3 Hz
2. (2B): 6088,5 rad/s / 969,0 Hz
3. (1T): 8724,0 rad/s / 1388,5 Hz

CAO



1. ^{a, b} Reid. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.7 » 1972. pdf

Document issu de la page wiki:

https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_12/accueil?rev=1677043863

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