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 [(cite:reid1972design>Reid. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.7 » 1972. pdf)]:

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

- Picture :

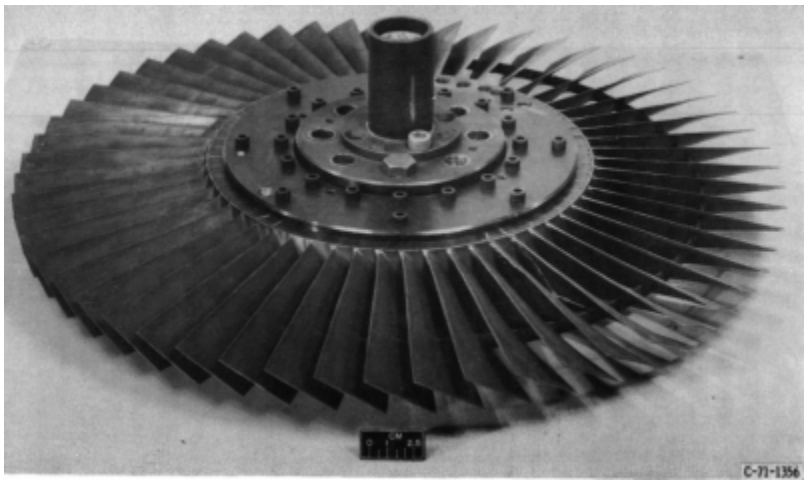


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256 p.66

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 SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
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 TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS 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 :

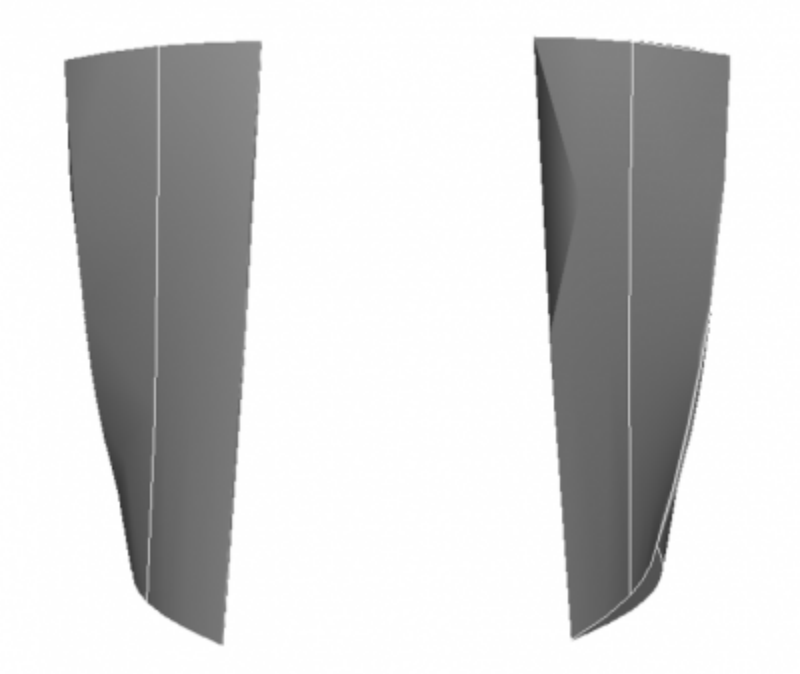
	unité	valeurs
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m3]	8000
Poisson's ratio	[-]	0.3

	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 [(cite:reid1972design>Reid. «Performance of a single-stage transonic

compressor with a blade-tip solidity of 1.7 » 1972. pdf)]:

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

- Photographie :

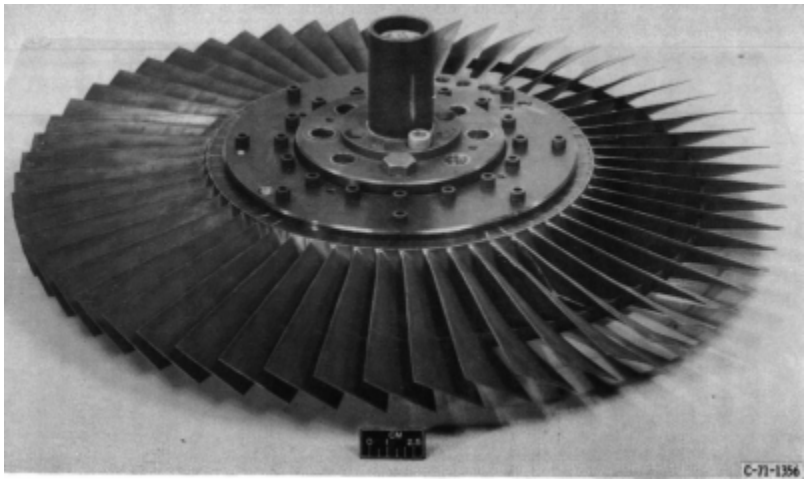


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19730006256 p.66

Documents utiles

- 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 SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
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 TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS 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 :

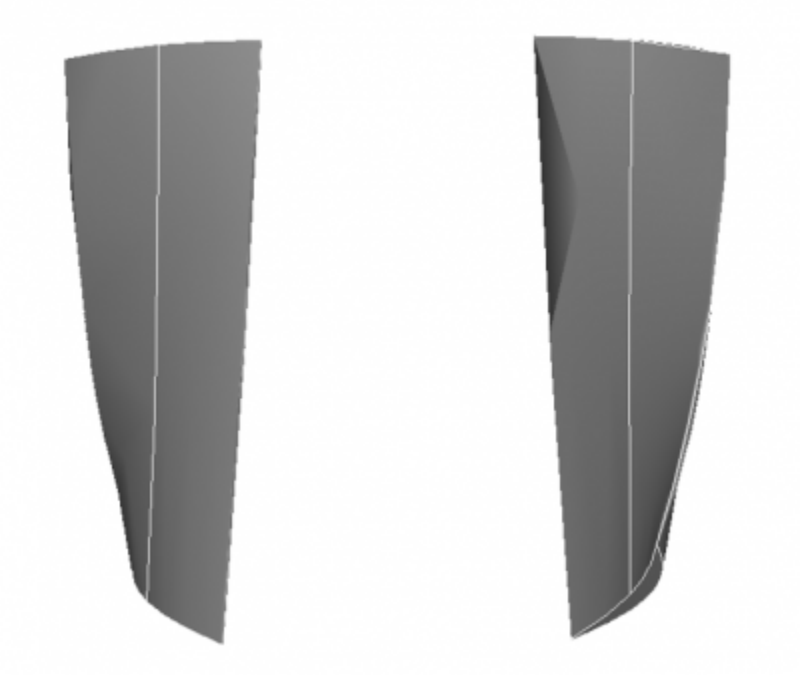
	unité	valeurs
alliage	[-]	18-Ni-200-maraging
module d'Young	[GPa]	180
masse volumique	[kg/m3]	8000
coefficient de Poisson	[-]	0,3

	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



Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_12/accueil?rev=1663351935

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