

# Rotor 14

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable files

x

**Open access**

[Git project](#)

## Original model

Rotor 14 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 <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{moore1972design,  
author      = {Moore, R. D. and Urasek, Donald C. and Osborn, Walter M.},  
title       = {Performance of a single-stage transonic compressor with a  
blade-tip solidity of 1.3},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note        = {NASA-TM X-2645, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275}, 1972}}
```

- Picture :

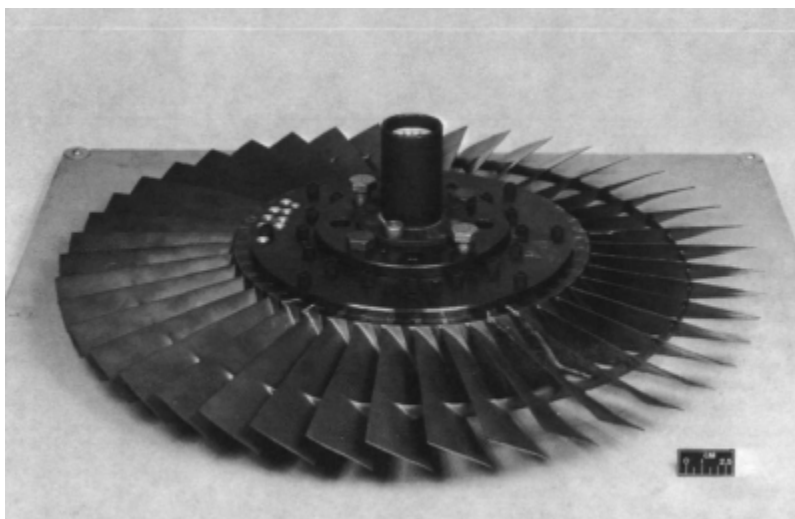


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275> p.62

## Useful documents

- PDF of the NASA report : [rotor14.pdf](#)
- CSV file of the blade geometry : [rotor14\\_original.csv](#)

## Geometry

The geometry of rotor 14 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 14

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R0	KIC	KTC	KOC		
TIP	0.	25.082	24.701	62.89	61.15	50.70	2.49	-9.441
1	5.	24.562	24.193	61.63	60.18	50.30	2.73	-8.828
2	10.	24.016	23.685	60.36	59.00	49.68	2.99	-7.638
3	30.	21.752	21.653	55.88	53.60	45.06	4.07	-1.988
4	43.	20.289	20.383	53.42	50.38	40.63	4.75	1.770
5	45.	19.991	20.129	52.94	49.75	39.58	4.89	2.540
6	48.	19.692	19.875	52.47	49.11	38.44	5.03	3.321
7	50.	19.391	19.621	52.01	48.47	37.24	5.16	4.108
8	53.	19.088	19.367	51.55	47.82	35.98	5.30	4.900
9	70.	16.900	17.589	48.44	43.56	24.97	6.21	10.840
10	90.	14.191	15.557	45.34	40.14	5.19	7.09	18.729
11	95.	13.464	15.049	44.72	39.86	-1.71	7.24	20.942
HUB	100.	12.700	14.541	44.16	39.81	-9.35	7.37	23.380

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	T1	TM	TO	Z1C	Z2C	Z3C	Z4C
TIP	0.051	0.152	0.051	1.000	2.071	2.484	3.291
1	0.051	0.162	0.051	0.955	2.071	2.451	3.329
2	0.051	0.172	0.051	0.907	2.069	2.412	3.371
3	0.051	0.216	0.051	0.715	2.054	2.209	3.556
4	0.051	0.244	0.051	0.605	2.042	2.047	3.673
5	0.051	0.250	0.051	0.583	2.039	2.012	3.698
6	0.051	0.256	0.051	0.561	2.036	1.975	3.722
7	0.051	0.262	0.051	0.539	2.032	1.937	3.748
8	0.051	0.267	0.051	0.517	2.029	1.898	3.773
9	0.051	0.309	0.051	0.357	1.999	1.593	3.958
10	0.051	0.359	0.051	0.141	1.944	1.168	4.171
11	0.051	0.373	0.051	0.075	1.923	1.044	4.217
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.899	0.909	4.259

## Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.75
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	423
tip solidity	[-]	1.3
aspect ratio	[-]	2.4
number of blades	[-]	43

	<b>unit</b>	<b>values</b>
<b>rotative speed</b>	[rad/s]	1686

## Material properties

The original material of the rotor 14 is not defined in the NASA report.

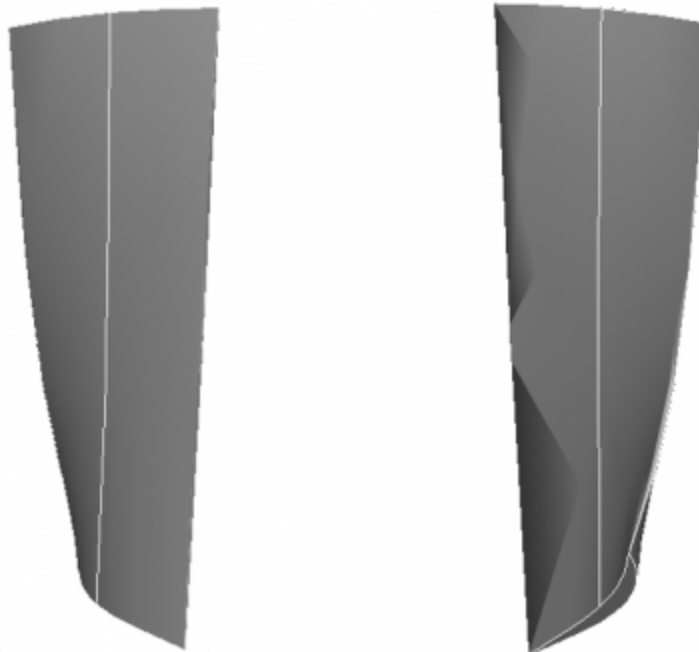
Considered properties: 200-grade maraging steel :

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

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

1. (1B): 1774.5 rad/s / 282.4 Hz
2. (2B): 6400.5 rad/s / 1018.7 Hz
3. (1T): 8811.3 rad/s / 1402.3 Hz

## CAD



Fichiers téléchargeables

×

## Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

## Modèle original

Le rotor 14 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 <sup>[1]</sup>:

```
@TechReport{moore1972design,  
author      = {Moore, R. D. and Urasek, Donald C. and Osborn, Walter M.},  
title       = {Performance of a single-stage transonic compressor with a  
blade-tip solidity of 1.3},  
institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},  
note        = {NASA-TM X-2645, url~:  
\url{https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275}, 1972}}
```

- Photographie :

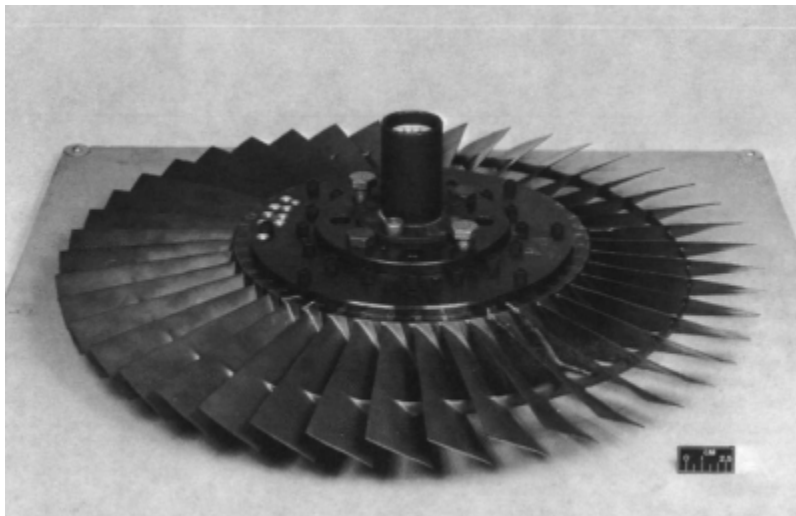


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19730002275> p.62

## Documents utiles

- PDF du rapport de la NASA :

rotor14.pdf

- Fichier CSV de la géométrie :

rotor14\_original.csv

## Géométrie

La géométrie du rotor 14 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 14

RP	PERCENT RADII			BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC		
TIP	0.	25.082	24.701	62.89	61.15	50.70	2.49	-9.441
1	5.	24.562	24.193	61.63	60.18	50.30	2.73	-8.828
2	10.	24.016	23.685	60.36	59.00	49.68	2.99	-7.638
3	30.	21.752	21.653	55.88	53.60	45.06	4.07	-1.988
4	43.	20.289	20.383	53.42	50.38	40.63	4.75	1.770
5	45.	19.991	20.129	52.94	49.75	39.58	4.89	2.540
6	48.	19.692	19.875	52.47	49.11	38.44	5.03	3.321
7	50.	19.391	19.621	52.01	48.47	37.24	5.16	4.108
8	53.	19.088	19.367	51.55	47.82	35.98	5.30	4.900
9	70.	16.900	17.589	48.44	43.56	24.97	6.21	10.840
10	90.	14.191	15.557	45.34	40.14	5.19	7.09	18.729
11	95.	13.464	15.049	44.72	39.86	-1.71	7.24	20.942
HUB	100.	12.700	14.541	44.16	39.81	-9.35	7.37	23.380

RP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.152	0.051	1.000	2.071	2.484	3.291
1	0.051	0.162	0.051	0.955	2.071	2.451	3.329
2	0.051	0.172	0.051	0.907	2.069	2.412	3.371
3	0.051	0.216	0.051	0.715	2.054	2.209	3.556
4	0.051	0.244	0.051	0.605	2.042	2.047	3.673
5	0.051	0.250	0.051	0.583	2.039	2.012	3.698
6	0.051	0.256	0.051	0.561	2.036	1.975	3.722
7	0.051	0.262	0.051	0.539	2.032	1.937	3.748
8	0.051	0.267	0.051	0.517	2.029	1.898	3.773
9	0.051	0.309	0.051	0.357	1.999	1.593	3.958
10	0.051	0.359	0.051	0.141	1.944	1.168	4.171
11	0.051	0.373	0.051	0.075	1.923	1.044	4.217
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.899	0.909	4.259

## Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,75
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	423
solidité en tête	[-]	1,3
allongement	[-]	2,4
nombre d'aubes	[-]	43
vitesse de rotation	[rad/s]	1686

## Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 14 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

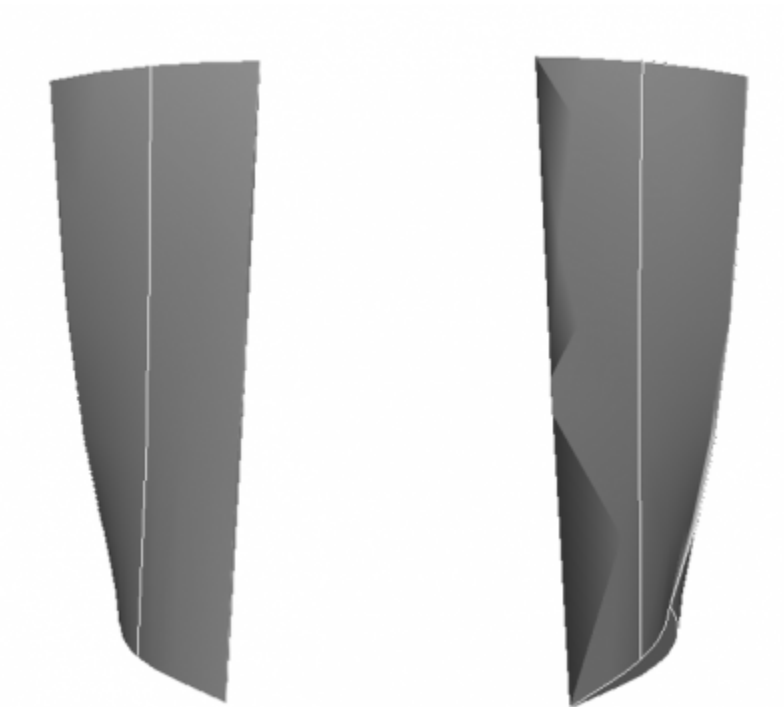
Propriétés considérées : un acier maraging de grade 200 :

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

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

1. (1B): 1774,5 rad/s / 282,4 Hz
2. (2B): 6400,5 rad/s / 1018,7 Hz
3. (1T): 8811,3 rad/s / 1402,3 Hz

## CAO



1. <sup>a, b</sup> Moore. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.3 » 1972. [pdf](#)

Document issu de la page wiki:

[https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor\\_14/accueil](https://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_14/accueil)

Dernière mise à jour: **2022/09/16 14:12**