Rotor 8

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

About

Rotor 8 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:osborn1973design>Osborn. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.5 and comparison with 1.3- and 1.7-solidity stage » 1973. pdf)]:

```
@TechReport{osborn1973design,
  author           = {Osborn, Walter M. and Urasek, Donald C. and Moore,
R. D.},
  date             = {1973},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of a single-stage transonic compressor
with a blade-tip solidity of 1.5 and comparison with 1.3- and 1.7-solidity
stages},
  number           = {NASA-TM X-2926},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740002621},
}
```

- Picture :

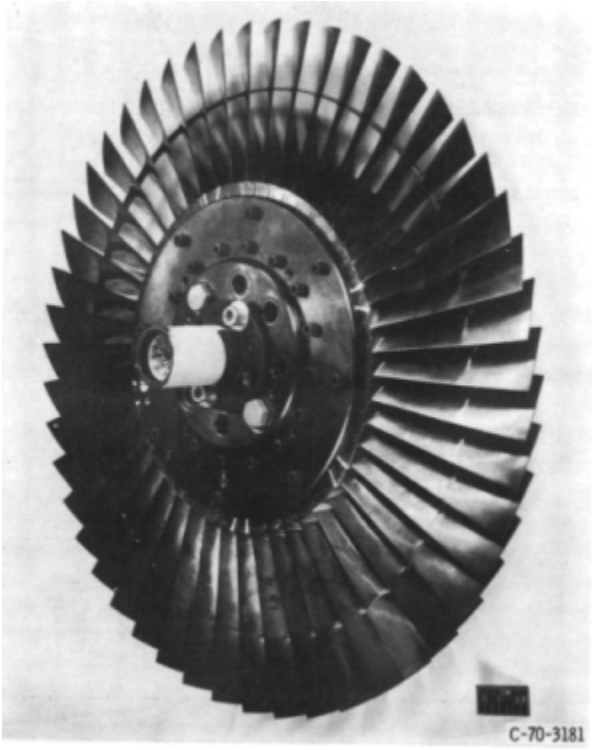


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19740002621 p.67

Useful documents

- downloadable models (Git project)
  - NASA technical report (.pdf)
  - geometrical parameters file (.csv), usable as input of OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes>Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. code en libre accès)] to generate reference blade models.

Reference blade

The **reference blade** is defined with multiple-circular arc profiles[(cite:Crouse_1969_computer)] given in the original NASA report[(cite:osborn1973design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Geometry

The geometry of rotor 8 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 8

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RO	BLADE ANGLES KIC	KTC	KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.082	24.701	62.92	60.67	52.34	2.49	-9.298
1	5.	24.568	24.193	61.67	59.64	51.79	2.72	-8.836
2	10.	24.021	23.685	60.41	58.43	51.04	2.98	-7.644
3	30.	21.754	21.653	55.93	52.88	46.27	4.06	-1.996
4	43.	20.287	20.383	53.47	49.53	41.81	4.74	1.771
5	45.	19.989	20.129	52.99	48.87	40.74	4.88	2.542
6	48.	19.690	19.875	52.52	48.23	39.60	5.01	3.325
7	50.	19.388	19.621	52.06	47.59	38.38	5.15	4.114
8	53.	19.085	19.367	51.60	46.97	37.09	5.28	4.908
9	70.	16.891	17.589	48.50	42.58	26.07	6.19	10.851
10	90.	14.175	15.557	45.39	39.25	6.42	7.05	18.759
11	95.	13.447	15.049	44.77	38.97	-0.40	7.20	20.972
HUB	100.	12.700	14.541	44.22	38.93	-7.94	7.32	23.205

RP	BLADE THICKNESSES TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.152	0.051	1.020	2.104	2.330	3.347
1	0.051	0.162	0.051	0.970	2.098	2.290	3.379
2	0.051	0.172	0.051	0.918	2.094	2.246	3.417
3	0.051	0.216	0.051	0.723	2.082	2.039	3.598
4	0.051	0.244	0.051	0.609	2.072	1.879	3.715
5	0.051	0.250	0.051	0.586	2.069	1.844	3.739
6	0.051	0.256	0.051	0.564	2.066	1.808	3.764
7	0.051	0.262	0.051	0.542	2.063	1.772	3.789
8	0.051	0.267	0.051	0.519	2.060	1.734	3.815
9	0.051	0.309	0.051	0.354	2.032	1.439	4.000
10	0.051	0.359	0.051	0.138	1.977	1.037	4.208
11	0.051	0.373	0.051	0.071	1.958	0.920	4.253
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.935	0.797	4.295

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.75
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	423
tip solidity	[-]	1.5
aspect ratio	[-]	2.4
number of blades	[-]	49
rotative speed	[rad/s]	1686

Material properties

The material of rotor 8 is not defined in the original NASA report. A generic titanium Ti-6Al-4V is considered:

	unit	value
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].



pressure side



suction side

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh computed with OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)]:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1779.57	283.228
2	2B	6407.97	1019.86
3	1T	8746.82	1392.1

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters[(cite:Kojtych_2022_Methodology)] computed

from the reference blade CAD model. The initial blade is usually used as starting point for an optimization process. Its geometry is similar to the one of the reference blade.

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root)

- from the whole mesh:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1778.69	283.088
2	2B	6413.56	1020.75
3	1T	8747.83	1392.26

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1778.75	283.098
2	2B	6416.20	1021.17
3	1T	8750.91	1392.75

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 8 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:osborn1973design>Osborn. «Performance of a single-stage transonic compressor with a blade-tip solidity of 1.5 and comparison with 1.3- and 1.7-solidity stage » 1973. pdf)]:

```
@TechReport{osborn1973design,
  author           = {Osborn, Walter M. and Urasek, Donald C. and Moore,
R. D.},
  date             = {1973},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of a single-stage transonic compressor
```

```
with a blade-tip solidity of 1.5 and comparison with 1.3- and 1.7-solidity
stages},
  number           = {NASA-TM X-2926},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740002621},
}
```

- Photographie :

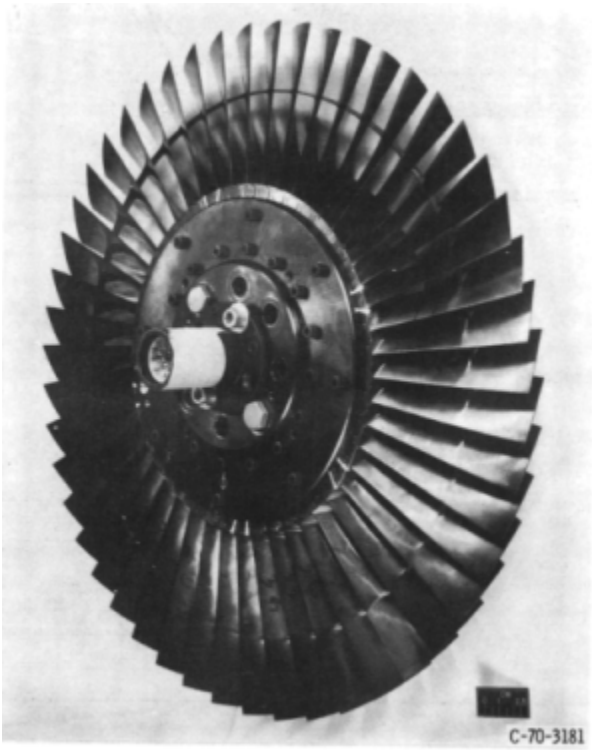


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19740002621 p.67

Documents utiles

- modèles téléchargeables (lien vers projet Git)
  - rapport technique original de la NASA (.pdf)
  - fichier de paramètres géométriques (.csv), utilisable en entrée de OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes>Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. code en libre accès)] pour générer l'aube de référence

Aube de référence

L'**aube de référence** est définie par des profils de type arcs circulaires multiples[(cite:Crouse_1969_computer>Crouse *et al*. «A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces » 1969. NASA-TN-D-5437. pdf)], donnés dans le rapport technique original de la NASA[(cite:osborn1973design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 8 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 8

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	62.92	60.67	52.34	2.49	-9.298
1	5.	24.568	24.193	61.67	59.64	51.79	2.72	-8.836
2	10.	24.021	23.685	60.41	58.43	51.04	2.98	-7.644
3	30.	21.754	21.653	55.93	52.88	46.27	4.06	-1.996
4	43.	20.287	20.383	53.47	49.53	41.81	4.74	1.771
5	45.	19.989	20.129	52.99	48.87	40.74	4.88	2.542
6	48.	19.690	19.875	52.52	48.23	39.60	5.01	3.325
7	50.	19.388	19.621	52.06	47.59	38.38	5.15	4.114
8	53.	19.085	19.367	51.60	46.97	37.09	5.28	4.908
9	70.	16.891	17.589	48.50	42.58	26.07	6.19	10.851
10	90.	14.175	15.557	45.39	39.25	6.42	7.05	18.759
11	95.	13.447	15.049	44.77	38.97	-0.40	7.20	20.972
HUB	100.	12.700	14.541	44.22	38.93	-7.94	7.32	23.205

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	0.152	0.051	1.020	2.104	2.330	3.347
1	0.051	0.162	0.051	0.970	2.098	2.290	3.379
2	0.051	0.172	0.051	0.918	2.094	2.246	3.417
3	0.051	0.216	0.051	0.723	2.082	2.039	3.598
4	0.051	0.244	0.051	0.609	2.072	1.879	3.715
5	0.051	0.250	0.051	0.586	2.069	1.844	3.739
6	0.051	0.256	0.051	0.564	2.066	1.808	3.764
7	0.051	0.262	0.051	0.542	2.063	1.772	3.789
8	0.051	0.267	0.051	0.519	2.060	1.734	3.815
9	0.051	0.309	0.051	0.354	2.032	1.439	4.000
10	0.051	0.359	0.051	0.138	1.977	1.037	4.208
11	0.051	0.373	0.051	0.071	1.958	0.920	4.253
HUB	0.051	0.387	0.051	0.000	1.935	0.797	4.295

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,75
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	423
solidité en tête	[-]	1,5
allongement	[-]	2,4
nombre d'aubes	[-]	49
vitesse de rotation	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 8 n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré:

	unité	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].



intrados



extrados

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1779,57	283,228
2	2F	6407,97	1019,86
3	1T	8746,82	1392,1

Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA[(cite:Kojtych_2022_Methodology>Kojtych S. *et al*. «Methodology for the Redesign of Compressor Blades Undergoing Nonlinear Structural Interactions: Application to Blade-Tip/Casing Contacts » 2022. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 145, No. 5. pdf)] obtenus à partir du modèle CAO de l'aube de référence. L'aube initiale est classiquement utilisée comme point de départ dans le cadre de procédures d'optimisation; sa géométrie est similaire à celle de l'aube de référence.

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés),

- pour le maillage complet :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1778,69	283,088
2	2F	6413,56	1020,75
3	1T	8747,83	1392,26

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1778,75	283,098
2	2F	6416,20	1021,17
3	1T	8750,91	1392,75

Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_08/accueil?rev=1679277843

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