Rotor 21

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

Original model

Rotor 21 is part of a research program to study the experimental performances of a stage when the design blade loading in the rotor tip region has been substantially reduced. In order to produce the same overall pressure ratio as a reference stage (rotor 11), the blade loading levels in the midspan portion of the present rotor blade had to be relatively high.

- Original technical report [1]:

```
@TechReport{schmidt1978design,
  author           = {Schmidt, James F. and Ruggeri, Robert S.},
  date             = {1978},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance With and Without Inlet Radial Distortion
of a Transonic Fan Stage Designed for Reduced Loading in the Tip Region},
  number           = {NASA-TP-1294},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19780022114}}
```

- Picture :

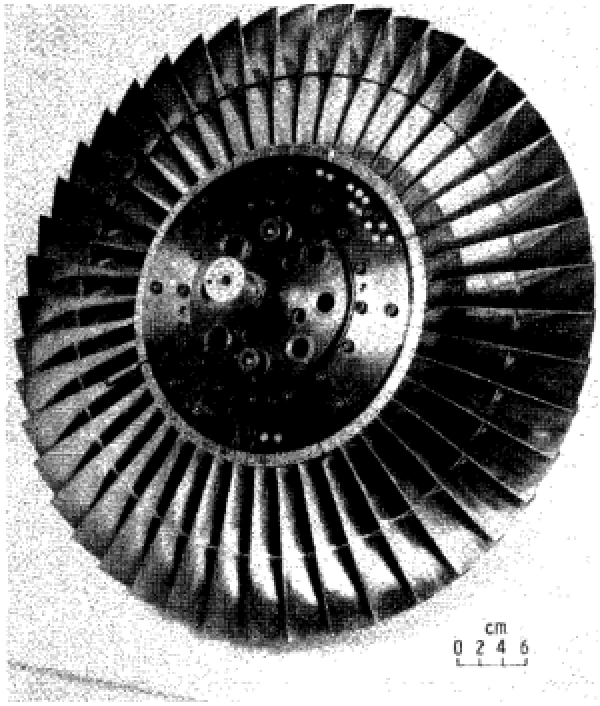


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19780022114 p.68

Useful documents

- downloadable models (Git project)
- NASA technical report (.pdf)
- geometrical parameters file (.csv), usable as input of OpenMCAD[2] to generate reference blade models.

Reference blade

The **reference blade** is defined with multiple-circular arc profiles[3] given in the original NASA report[1]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[2].

Geometry

The geometry of rotor 21 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 21

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	25.184	24.859	67.16	68.45	66.50	2.49	-10.943
1	5.	24.720	24.321	65.46	66.09	63.55	2.68	-12.184
2	10.	24.209	23.783	63.63	63.54	60.68	2.91	-11.940
3	30.	21.977	21.630	57.00	53.33	50.06	3.95	-7.386
4	50.	19.509	19.478	51.69	43.35	37.36	5.12	-0.536
5	53.	19.186	19.209	51.09	42.21	35.65	5.27	0.386
6	55.	18.861	18.940	50.51	41.10	33.91	5.41	1.320
7	58.	18.534	18.671	49.93	40.04	32.15	5.56	2.257
8	60.	18.204	18.402	49.36	39.03	30.36	5.70	3.194
9	70.	16.863	17.326	47.12	35.49	23.43	6.26	6.996
10	90.	14.112	15.173	42.06	31.67	15.87	7.39	14.856
11	95.	13.420	14.635	40.49	31.40	16.47	7.70	16.870
HUB	100.	12.700	14.097	38.77	31.28	17.72	8.03	19.264

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	0.149	0.051	1.100	1.947	2.326	2.782
1	0.051	0.157	0.051	1.033	1.949	2.314	2.880
2	0.051	0.166	0.051	0.960	1.951	2.296	2.976
3	0.051	0.208	0.051	0.661	1.943	2.109	3.334
4	0.051	0.255	0.051	0.379	1.925	1.766	3.663
5	0.051	0.261	0.051	0.347	1.923	1.716	3.699
6	0.051	0.268	0.051	0.315	1.921	1.664	3.735
7	0.051	0.274	0.051	0.285	1.919	1.612	3.769
8	0.051	0.280	0.051	0.255	1.917	1.560	3.801
9	0.051	0.306	0.051	0.148	1.910	1.350	3.915
10	0.051	0.361	0.051	0.018	1.911	0.989	4.020
11	0.051	0.375	0.051	0.007	1.912	0.918	4.013
HUB	0.051	0.391	0.051	0.000	1.914	0.850	3.997

Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.57
mass flow	[kg/s]	29.5
tip speed	[m/s]	425
tip solidity	[-]	1.28
aspect ratio	[-]	2.5
number of blades	[-]	44
rotative speed	[rad/s]	1686

Material properties

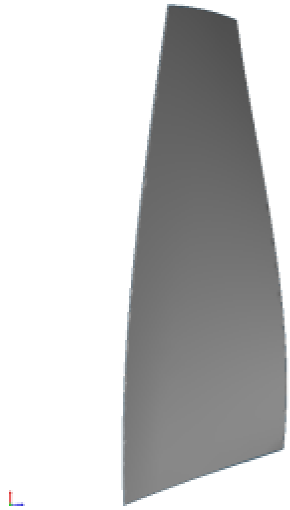
The original material of the rotor 21 is not defined in the NASA report.

Considered properties: Ti-6Al-4V, generic titanium :

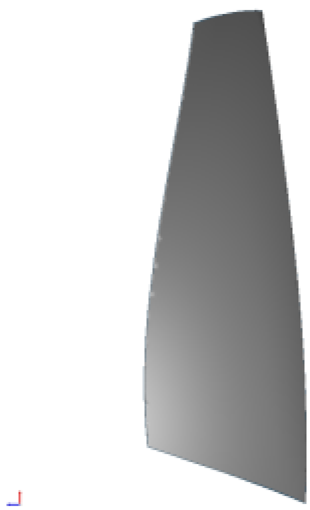
	unité	valeurs
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD[2].



pressure side



suction side

Natural frequencies

First three natural frequencies (with clamped root) for the mesh computed with OpenMCAD[2]:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	1512.88	240.783
2	2B	5410.9	861.171
3	1T	8729.48	1389.34

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters[4] 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	1507.80	239.974
2	2B	5410.47	861.103
3	1T	8689.96	1383.05

- from the reduced order model:

Mode	**Type**	**Natural angular frequency (rad/sec)**	**Natural frequency (Hz)**
1	1B	1507.89	239,988
2	2B	5411.17	861.216
3	1T	8691.72	1383.33

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

À propos

Le rotor 21 fait partie d'un programme de recherche visant à étudier les performances expérimentales d'un étage de soufflante lorsque la charge des aubes dans la région de l'extrémité du rotor a été considérablement réduite. Afin de produire le même taux de compression global que l’étage de référence (rotor 11), les niveaux de charge des aubes dans la partie médiane de l’aube du rotor actuel ont été relativement augmentés.

- Rapport technique original [1]:

```
@TechReport{schmidt1978design,
  author           = {Schmidt, James F. and Ruggeri, Robert S.},
  date             = {1978},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United States},
  title            = {Performance With and Without Inlet Radial Distortion of a Transonic Fan Stage Designed for Reduced Loading in the Tip Region},
  number           = {NASA-TP-1294},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19780022114}}
```

- Photographie :

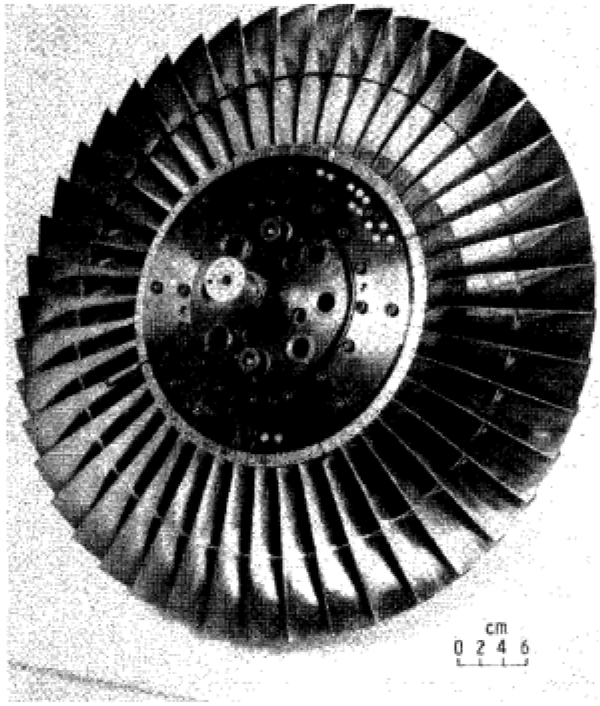


Fig1. https://ntrs.nasa.gov/citations/19780022114 p.68

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[2] pour générer l'aube de référence

Aube de référence

L'**aube de référence** est définie par des profils de type arcs circulaires multiples[3], donnés dans le rapport technique original de la NASA[1]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[2].

Géométrie

La géométrie du rotor 21 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 21

	PERCENT	RADII		BLADE ANGLES			DELTA	CONE
RP	SPAN	RI	RO	KIC	KTC	KOC	INC	ANGLE
TIP	0.	25.184	24.859	67.16	68.45	66.50	2.49	-10.943
1	5.	24.720	24.321	65.46	66.09	63.55	2.68	-12.184
2	10.	24.209	23.783	63.63	63.54	60.68	2.91	-11.940
3	30.	21.977	21.630	57.00	53.33	50.06	3.95	-7.386
4	50.	19.509	19.478	51.69	43.35	37.36	5.12	-0.536
5	53.	19.186	19.209	51.09	42.21	35.65	5.27	0.386
6	55.	18.861	18.940	50.51	41.10	33.91	5.41	1.320
7	58.	18.534	18.671	49.93	40.04	32.15	5.56	2.257
8	60.	18.204	18.402	49.36	39.03	30.36	5.70	3.194
9	70.	16.863	17.326	47.12	35.49	23.43	6.26	6.996
10	90.	14.112	15.173	42.06	31.67	15.87	7.39	14.856
11	95.	13.420	14.635	40.49	31.40	16.47	7.70	16.870
HUB	100.	12.700	14.097	38.77	31.28	17.72	8.03	19.264

	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
RP	TI	TM	TO	ZIC	ZMC	ZTC	ZOC
TIP	0.051	0.149	0.051	1.100	1.947	2.326	2.782
1	0.051	0.157	0.051	1.033	1.949	2.314	2.880
2	0.051	0.166	0.051	0.960	1.951	2.296	2.976
3	0.051	0.208	0.051	0.661	1.943	2.109	3.334
4	0.051	0.255	0.051	0.379	1.925	1.766	3.663
5	0.051	0.261	0.051	0.347	1.923	1.716	3.699
6	0.051	0.268	0.051	0.315	1.921	1.664	3.735
7	0.051	0.274	0.051	0.285	1.919	1.612	3.769
8	0.051	0.280	0.051	0.255	1.917	1.560	3.801
9	0.051	0.306	0.051	0.148	1.910	1.350	3.915
10	0.051	0.361	0.051	0.018	1.911	0.989	4.020
11	0.051	0.375	0.051	0.007	1.912	0.918	4.013
HUB	0.051	0.391	0.051	0.000	1.914	0.850	3.997

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,57
débit massique	[kg/s]	29,5
vitesse en tête	[m/s]	425
solidité en tête	[-]	1,28
allongement	[-]	2,5
nombre d'aubes	[-]	44
vitesse de rotation	[rad/s]	1686

Propriétés matériau

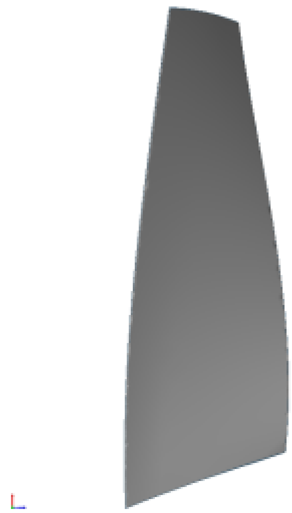
Le matériau original du rotor 21 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

Propriétés considérées : alliage de titane Ti-6Al-4v :

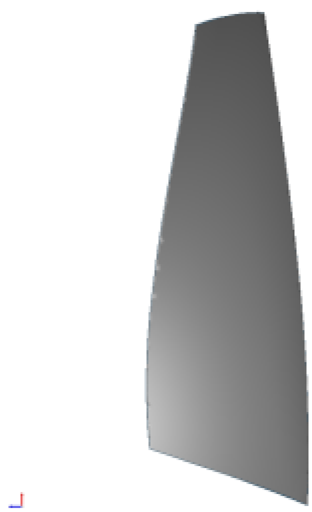
	unité	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD[2].



intrados



extrados

Fréquences propres

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastrés) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD[2] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	1512,88	240,783
2	2F	5410,9	861,171
3	1T	8729,48	1389,34

Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA[4] 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	1B	1507,80	239,974
2	2B	5410,47	861,103
3	1T	8689,96	1383,05

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1B	1507,89	239,988
2	2B	5411,17	861,216
3	1T	8691,72	1383,33

</tabs>

---

1. [a, b, c, d] Schmidt. «Performance With and Without Inlet Radial Distortion of a Transonic Fan Stage Designed for Reduced Loading in the Tip Region » 1978. pdf
2. [a, b, c, d, e, f, g, h] Kojtych S., Batailly A. «OpenMCAD, an open blade generator: from Multiple-Circular-Arc profiles to Computer-Aided Design model» 2022. code en libre accès
3. [a, b] Crouse *et al*. «A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces » 1969. NASA-TN-D-5437. pdf
4. [a, b] 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