Rotor 68

- Français
- English

Downloadable files
×

Open access

Git project

Original model

To reduce fan noise, an advanced, two-stage, high-pressure-ratio fan having widely spaced blade rows was build and tested. Rotor 68 is the rotor of the second stage of this fan. But, the overall efficiency of this two-stage fan was approximately 5 percentage points less than its design value. Analysis of the test results indicated that the first-stage stator and the second stage had potential for good performance but were hampered mainly by the dampered first-stage rotor. The dampers were responsible for large radial gradients of total pressure and deviation angle across a large portion of the blade height, resulting in mismatches in later blade rows. To improve performance of the first stage as well as the stage matching, the original two-stage fan was reconfigured with a newly designed first-stage rotor. Lower-aspect-ratio blading was selected for the rotor to eliminate both the need for part span dampers and their associated penalties on aerodynamic performance.

- Original technical report [(cite:urasek1979design>Reid. «Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-stage rotor blading » 1979. pdf)]:

```
@TechReport{urasek1979design,
  author           = {Urasek, D. C. and Gorrell, W. T. and Cunnan, W. S.},
  date             = {1979},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio
first-stage rotor blading},
  number           = {NASA-TP-1493},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790018972},
}
```

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:urasek1979design)]. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Geometry

The geometry of rotor 68 is described in the original NASA report by the following tables. The length are in centimeters and the angles in degrees.

TABLE III. - Continued. BLADE GEOMETRY

(c) Second-stage rotor

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RD	BLADE ANGLES KIC	KTC	KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	24.127	23.719	62.87	58.21	54.40	2.58	-8.877
1	5.	23.566	23.223	61.97	57.73	54.16	2.51	-7.289
2	10.	23.051	22.767	61.15	57.13	53.69	2.50	-5.915
3	20.	22.002	21.814	59.49	55.28	51.76	2.67	-3.720
4	30.	20.957	20.856	57.73	53.15	49.27	3.05	-1.889
5	40.	19.917	19.908	55.95	50.94	46.04	3.55	-.148
6	50.	18.878	18.968	54.22	48.39	41.93	4.12	1.506
7	60.	17.832	18.039	52.62	45.81	36.91	4.69	3.251
8	70.	16.769	17.123	51.29	43.21	30.77	5.17	5.240
9	80.	15.685	16.230	50.59	40.72	22.89	5.45	7.593
10	90.	14.558	15.366	51.20	38.64	12.36	5.40	10.614
11	95.	13.967	14.945	52.30	37.93	5.83	5.20	12.490
HUB	100.	13.292	14.453	53.75	37.20	-2.08	4.93	14.340

RP	BLADE THICKNESSES TI	TM	TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	ZMC	ZTC	ZO
TIP	.060	.173	.060	24.192	25.427	25.871	26.811
1	.065	.175	.065	24.162	25.432	25.836	26.840
2	.069	.178	.069	24.132	25.436	25.801	26.871
3	.078	.195	.079	24.064	25.441	25.717	26.955
4	.088	.221	.089	23.986	25.442	25.612	27.046
5	.097	.252	.099	23.903	25.441	25.489	27.147
6	.106	.287	.109	23.819	25.439	25.352	27.258
7	.115	.322	.119	23.731	25.435	25.201	27.379
8	.125	.356	.128	23.639	25.425	25.033	27.503
9	.135	.385	.138	23.547	25.412	24.858	27.634
10	.146	.406	.147	23.458	25.395	24.679	27.768
11	.152	.413	.152	23.414	25.381	24.587	27.831
HUB	.159	.419	.159	23.364	25.364	24.482	27.905

Aerodynamic design

	unit	values
pressure ratio	[-]	1.54
mass flow	[kg/s]	33.248
tip speed	[m/s]	427
tip solidity	[-]	1.292
aspect ratio	[-]	1.89
number of blades	[-]	38
rotative speed	[rad/s]	1680

Material properties

The original material of the rotor 68 is not defined in the NASA report.

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

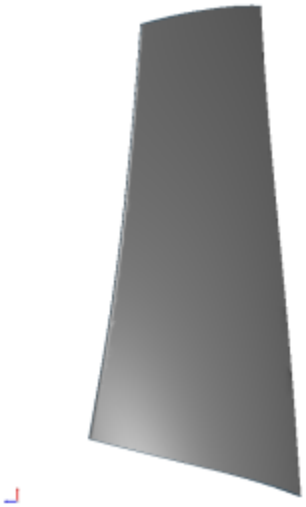
	unité	valeurs
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400
Poisson's ratio	[-]	0.34
yield stress	[GPa]	0.824

CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD[(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	2492.51	396.696
2	2B	7697.97	1225.17
3	1T	10374.29	1651.12

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	2450.71	390.043
2	2B	7608.18	1210.88
3	1T	10308.76	1640.69

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	2450.84	390.064
2	2B	7611.45	1211.4
3	1T	10314.29	1641.57

Fichiers téléchargeables
×

Libre accès

lien vers le projet Git

Modèle original

Pour réduire le bruit des soufflantes, une soufflante a deux étages a été construite et testée. Cette soufflante possède un grand taux de compression (2.4) et ses rangées d’aubes sont très espacées. Le rotor 68 est le rotor du second étage de cette soufflante. Cependant, le rendement global de cette soufflante à deux étages était inférieur d'environ 5% au rendement prévu. L'analyse des résultats des essais a montré que le stator du premier étage et le deuxième étage avaient un potentiel de bonnes

performances, mais qu'ils étaient entravés principalement par le rotor du premier étage qui était amorti. Les amortisseurs étaient responsables d'importants gradients de pression totale et d'angle de déviation sur une grande partie de la hauteur des aubes, ce qui a entraîné des déséquilibres dans les rangées d'aubes ultérieures. Pour améliorer les performances du premier étage ainsi que l'appariement des étages, le rotor du premier étage a été reconfiguré. Des aubes à faible allongement d'aspect ont été privilégiées.

- Rapport technique original [(cite:urasek1979design>Reid. «Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio first-stage rotor blading » 1979. pdf)]:

```
@TechReport{urasek1979design,
  author           = {Urasek, D. C. and Gorrell, W. T. and Cunnan, W. S.},
  date             = {1979},
  institution      = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title            = {Performance of two-stage fan having low-aspect-ratio
first-stage rotor blading},
  number           = {NASA-TP-1493},
  url              = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19790018972},
}
```

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:urasek1979design)]. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD[(cite:Kojtych_2022_gene_aubes)].

Géométrie

La géométrie du rotor 68 est décrite dans le rapport d'origine de la NASA par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en centimètres et en degrés.

TABLE III. - Continued. BLADE GEOMETRY

(c) Second-stage rotor

RP	PERCENT SPAN	RADII RI	RADII RO	BLADE ANGLES KIC	BLADE ANGLES KTC	BLADE ANGLES KOC	DELTA INC	CONE ANGLE
TIP	0.	24.127	23.719	62.87	58.21	54.40	2.58	-8.877
1	5.	23.566	23.223	61.97	57.73	54.16	2.51	-7.289
2	10.	23.051	22.767	61.15	57.13	53.69	2.50	-5.915
3	20.	22.002	21.814	59.49	55.28	51.76	2.67	-3.720
4	30.	20.957	20.856	57.73	53.15	49.27	3.05	-1.889
5	40.	19.917	19.908	55.95	50.94	46.04	3.55	-.148
6	50.	18.878	18.968	54.22	48.39	41.93	4.12	1.506
7	60.	17.832	18.039	52.62	45.81	36.91	4.69	3.251
8	70.	16.769	17.123	51.29	43.21	30.77	5.17	5.240
9	80.	15.685	16.230	50.59	40.72	22.89	5.45	7.593
10	90.	14.558	15.366	51.20	38.64	12.36	5.40	10.614
11	95.	13.967	14.945	52.30	37.93	5.83	5.20	12.490
HUB	100.	13.292	14.453	53.75	37.20	-2.08	4.93	14.340

RP	BLADE THICKNESSES TI	BLADE THICKNESSES TM	BLADE THICKNESSES TO	AXIAL DIMENSIONS ZI	AXIAL DIMENSIONS ZMC	AXIAL DIMENSIONS ZTC	AXIAL DIMENSIONS ZO
TIP	.060	.173	.060	24.192	25.427	25.871	26.811
1	.065	.175	.065	24.162	25.432	25.836	26.840
2	.069	.178	.069	24.132	25.436	25.801	26.871
3	.078	.195	.079	24.064	25.441	25.717	26.955
4	.088	.221	.089	23.986	25.442	25.612	27.046
5	.097	.252	.099	23.903	25.441	25.489	27.147
6	.106	.287	.109	23.819	25.439	25.352	27.258
7	.115	.322	.119	23.731	25.435	25.201	27.379
8	.125	.356	.128	23.639	25.425	25.033	27.503
9	.135	.385	.138	23.547	25.412	24.858	27.634
10	.146	.406	.147	23.458	25.395	24.679	27.768
11	.152	.413	.152	23.414	25.381	24.587	27.831
HUB	.159	.419	.159	23.364	25.364	24.482	27.905

Caractéristiques aérodynamiques

	unités	valeurs
taux de compression	[-]	1,54
débit massique	[kg/s]	33,248
vitesse en tête	[m/s]	427
solidité en tête	[-]	1,292
allongement	[-]	1,89
nombre d'aubes	[-]	38
vitesse de rotation	[rad/s]	1680

Propriétés matériau

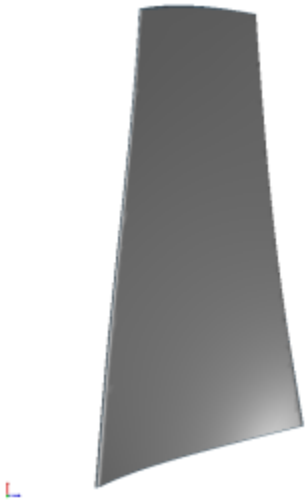
Le matériau original du rotor 68 n'est pas défini dans le rapport de la NASA.

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

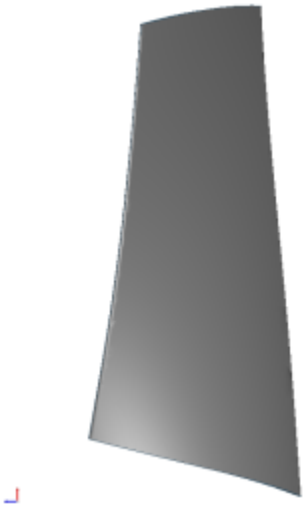
	unité	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4v
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m3]	4400
coefficient de Poisson	[-]	0,34
limite élastique	[GPa]	0,824

Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD[(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	1B	2492,51	396,696
2	2B	7697,97	1225,17
3	1T	10374,29	1651,12

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	1B	2450,71	390,043
2	2B	7608,18	1210,88
3	1T	10308,76	1640,69

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1B	2450,84	390,064
2	2B	7611,45	1211,4
3	1T	10314,29	1641,57

Document issu de la page wiki:
https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_68/accueil?rev=1680390860

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