

Rotor 51A

- [Français](#)
- [English](#)

Downloadable models

×

Open access

[Git project](#)

About

This report presents the experimental performance for a fan in the series, designated fan stage 51A. The 12-bladed, 50.8-centimeter-diameter fan was designed for a tip-speed of 243.8 meters per second. The design stage pressure ratio was 1.15 at a weight flow of 29.9 kilograms per second. The fan blade angles can be manually reset. Overall performance for both the rotor and the stage along with the blade-element performance of both rotor and stator are presented for the design rotor blade setting angle.

- Original NASA technical report ^[1]:

```
@TechReport{osborn1974performance,
  author      = {Osborn, Walter Martin and Steinke, Ronald J},
  date       = {1974},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
States},
  title      = {Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan
Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5},
  number     = {NASA-TM X-3052},
  url       = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256},
}
```

- Pictures :



Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67



Fig2. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

Useful documents

- [downloadable models](#) (Git project)
 - NASA technical report (.pdf)
 - rotor51a_original.csv (.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 51A is described in the [original NASA report](#) by the following table. The lengths are in inches and the angles in degrees.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 51A

SP	PERCENT RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R2	KIC	K1		
1	25.411	25.411	52.15	47.66	43.1	4.59	0.057
5	25.628	25.638	51.73	46.66	43.19	4.63	-0.130
15	25.818	25.818	51.26	45.58	43.52	4.66	0.057
25	25.998	25.998	49.76	44.16	43.66	5.43	0.268
35	26.144	26.144	46.26	40.1	43.43	7.12	0.997
45	26.258	26.258	41.54	35	44.61	11.69	1.605
55	26.345	26.345	35.62	29	44.63	15.64	2.092
65	26.395	26.395	28.21	20	44.63	17.75	1.619
75	26.408	26.408	23.46	17	44.63	18.29	1.274
85	26.394	26.394	21.65	14.66	44.57	18.29	0.654
95	26.362	26.362	25.91	13.42	44.51	18.46	0.057

SP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
1	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
5	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
15	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
25	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
35	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
45	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
55	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
65	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
75	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
85	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
95	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

Aerodynamic design

	unit	value
pressure ratio	[-]	1.111
mass flow	[kg/s]	30.27
tip speed	[m/s]	213,3
tip solidity	[-]	0.5
aspect ratio	[-]	3.08
rotative speed	[%]	90 to 120 % of design speed

Material properties

The material of rotor 51A is not defined in the original NASA report. A generic titanium Ti-6Al-4V is considered:

	unité	valeurs
alloy	[-]	Ti-6Al-4V
Young's modulus	[GPa]	108
density	[kg/m3]	4400

	unité	valeurs
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	2578.588	410.395
2	2B	8044.80	1280.37
3	1T	10763.98	1713.14

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	2560.66	407.541
2	2B	8009.99	1 274.83
3	1T	10726.52	1 707.18

- from the reduced order model:

Mode	Type	Natural angular frequency (rad/sec)	Natural frequency (Hz)
1	1B	2560.75	407.556
2	2B	8013.95	1275.46
3	1T	10729.8	1707.7

Modèles téléchargeables

×

Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

À propos

Le rotor 51A fait partie d'un programme de recherche visant à obtenir des résultats expérimentaux de référence pour la sélection de soufflantes pour les avions court-courrier utilisant des volets soufflés par jet du réacteur système de sustentation motorisé. Le rotor 51A possède 12 pales de 50,8 centimètres de diamètre a été conçu pour une vitesse de pointe de 243,8 mètres par seconde, un rendement de 0,863 et un ratio de pression de 1,151 à vitesse nominale. Toutefois, les caractéristiques expérimentales effectivement mesurées sont inférieures (rendement de 0,863 et ratio de pression de 1,111), en raison de l'impossibilité d'obtenir un apport d'énergie suffisant en entrée du rotor.

- Rapport technique original ^[1]:

```
@TechReport{osborn1974performance,
  author      = {Osborn, Walter Martin and Steinke, Ronald J},
  date       = {1974},
  institution = {NASA Lewis Research Center Cleveland, OH, United
```

```
States},  
  title      = {Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan  
Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5},  
  number     = {NASA-TM X-3052},  
  url        = {https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256},  
}
```

• Photographies :

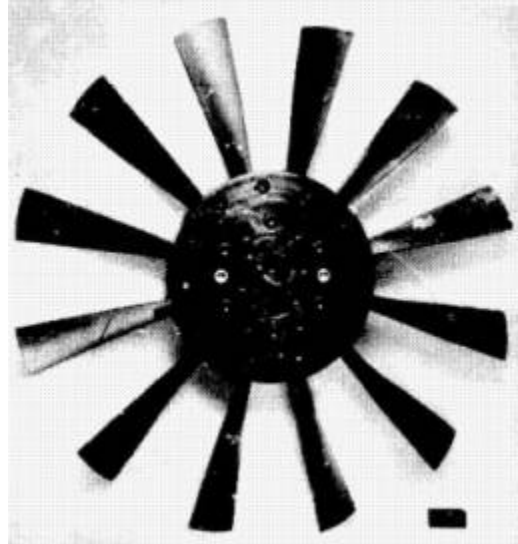


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

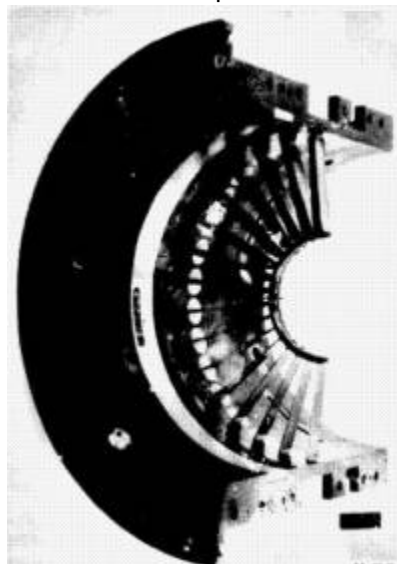


Fig2. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

Documents utiles

- [modèles téléchargeables](#) (lien vers projet Git)
 - rapport technique original de la NASA (.pdf)
 - rotor51a_original.csv

(.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 51A est décrite dans le rapport d'origine de la NASA par les tableaux suivants. Les grandeurs sont en pouces et en degrés.

TABLE IV. - BLADE GEOMETRY FOR ROTOR 51A

RD	PERCENT SPAN		RADIUS		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	SPAN	R1	R2	K1C	K1'	K2C			
10	100	25.4111	25.4111	52.15	47.66	43.1	4.63	0.057	
20	85	24.6466	24.6466	51.23	46.66	42.16	4.63	-0.138	
30	70	23.6733	23.6733	50.36	45.66	41.52	4.66	0.057	
40	55	23.1955	23.1955	49.46	44.66	38.66	5.43	0.268	
50	40	22.424	22.424	48.56	43.66	35.66	7.72	0.997	
60	25	21.6733	21.6733	47.64	42.66	34.66	11.63	1.635	
70	10	21.045	21.045	46.67	41.66	34.66	15.64	2.092	
80	0	20.446	20.446	45.67	40.66	34.66	17.75	1.619	
90	0	19.869	19.869	44.66	39.66	34.66	16.79	1.274	
100	0	19.313	19.313	43.63	38.66	34.66	16.29	0.634	
110	0	18.777	18.777	42.59	37.62	34.66	16.46	0.057	

RD	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
10	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
20	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
30	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
40	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
60	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
70	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
80	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
90	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
100	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
110	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

Caractéristiques aérodynamiques

	unité	valeurs
taux de compression	[-]	1.111
débit massique	[kg/s]	30.27
vitesse en tête	[m/s]	213,3
solidité en tête	[-]	0.5
allongement	[-]	3.08
vitesse de rotation	[%]	90 à 120 % de la vitesse de conception

Propriétés matériau

Le matériau original du rotor 51A n'est pas défini dans le rapport de la NASA. Un alliage de titane Ti-6Al-4v est considéré :

	unités	valeurs
alliage	[-]	Ti-6Al-4V
module d'Young	[GPa]	108
masse volumique	[kg/m ³]	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 encastres) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD^[2] :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2578,588	410,395
2	2F	8044,80	1280,37
3	1T	10763,98	1713,14

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 encastres),

- pour le maillage complet :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2560,66	407,541
2	2F	8009,99	1 274,83
3	1T	10726,52	1 707,18

- pour le modèle réduit :

Mode	Type	Pulsation propre (rad/sec)	Fréquence propre (Hz)
1	1F	2560,75	407,556
2	2F	8013,95	1275,46
3	1T	10729,8	1707,7

1. ^{a, b, c, d} «Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5» 1974. [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](#)

Document issu de la page wiki:

https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_51a/accueil?rev=1681494781

Dernière mise à jour: **2023/04/14 13:53**