

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^[4]. 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	KTC	KTT		
1.00	25.411	25.411	52.15	47.66	45.1	4.59	0.057
1.50	25.628	25.638	51.23	46.66	43.19	4.63	-0.130
2.00	25.845	25.856	50.30	45.66	41.27	4.66	0.057
2.50	26.062	26.073	49.36	44.66	39.35	4.69	0.258
3.00	26.279	26.290	48.43	43.66	37.43	4.72	0.459
3.50	26.496	26.507	47.49	42.66	35.51	4.75	0.660
4.00	26.713	26.724	46.56	41.66	33.59	4.78	0.861
4.50	26.930	26.941	45.62	40.66	31.67	4.81	1.062
5.00	27.147	27.158	44.69	39.66	29.75	4.84	1.263
5.50	27.364	27.375	43.75	38.66	27.83	4.87	1.464
6.00	27.581	27.592	42.82	37.66	25.91	4.90	1.665
6.50	27.798	27.809	41.88	36.66	23.99	4.93	1.866
7.00	28.015	28.026	40.95	35.66	22.07	4.96	2.067
7.50	28.232	28.243	40.01	34.66	20.15	4.99	2.268
8.00	28.449	28.460	39.08	33.66	18.23	5.02	2.469
8.50	28.666	28.677	38.14	32.66	16.31	5.05	2.670
9.00	28.883	28.894	37.21	31.66	14.39	5.08	2.871
9.50	29.100	29.111	36.27	30.66	12.47	5.11	3.072
10.00	29.317	29.328	35.34	29.66	10.55	5.14	3.273

SP	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS		
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3
1.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
1.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
2.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
2.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
3.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
3.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
4.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
4.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
5.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
5.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
6.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
6.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
7.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
7.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
8.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
8.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
9.00	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
9.50	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
10.00	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 200-grade maraging steel is considered:

	unit	value
alloy	[-]	18-Ni-200-maraging
Young's modulus	[GPa]	180
density	[kg/m3]	8000

	unit	value
Poisson's ratio	[-]	0.3
yield stress	[GPa]	1.38

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		2578.588	410.395
2		8044.80	1280.37
3		10763.98	1713.14

Initial blade

The **initial blade** is defined with in-house LAVA parameters^[5] 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		2560.66	407.541
2		8009.99	1 274.83
3		10726.52	1 707.18

- from the reduced order model:

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

Modèles téléchargeables

x

Libre accès

[lien vers le projet Git](#)

À propos

Ce rapport présente les performances expérimentales d'un ventilateur de la série, désigné étage de ventilateur 51A. Le ventilateur à 12 pales de 50,8 centimètres de diamètre a été conçu pour une vitesse de pointe de 243,8 mètres par seconde. La pression d'étage de conception était de 1,15 à un débit pondéral de 29,9 kilogrammes par seconde. Les angles des pales du ventilateur peuvent être réinitialisés manuellement. Performances globales pour le rotor. Les performances du rotor et du stator sont présentées pour l'angle de réglage des pales du rotor de conception.

- 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^[4]. 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
	SP1	SP2	R1	R2	K1C	K1T	K2C		
10	0	100	100	100	52.15	47.66	43.1	4.59	0.057
20	0	100	100	100	51.23	46.66	42.16	4.69	-0.138
30	0	100	100	100	50.36	45.66	41.52	4.66	0.057
40	0	100	100	100	49.56	44.66	39.86	5.43	0.258
50	0	100	100	100	48.86	43.66	38.23	7.72	0.997
60	0	100	100	100	48.24	42.66	36.63	11.89	1.815
70	0	100	100	100	47.72	41.66	35.07	15.84	2.692
80	0	100	100	100	47.31	40.66	33.57	17.75	1.619
90	0	100	100	100	47.01	39.66	32.13	16.19	1.274
100	0	100	100	100	46.81	38.66	30.75	16.29	0.634
110	0	100	100	100	46.71	37.66	29.43	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 acier maraging de grade 200 est considéré:

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

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		2578,588	410,395
2		8044,80	1280,37
3		10763,98	1713,14

Aube initiale

L'**aube initiale** est définie par des paramètres spécifiques au LAVA^[5] 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		2560,66	407,541
2		8009,99	1 274,83
3		10726,52	1 707,18

- pour le modèle réduit :

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

- ^{a, b} Hager. «Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5» 1974. [pdf](#)
- ^{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](#)
- ^{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](#)
- ^{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://lava-wiki.meca.polymtl.ca/public/modeles/rotor_51a/accueil?rev=1680821383

Dernière mise à jour: **2023/04/06 18:49**

