

# 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 <sup>[1]</sup>:

```
@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)
- (.csv), usable as input of OpenMCAD<sup>[2]</sup> to generate reference blade models.

## Reference blade

The **reference blade** is defined with multiple-circular arc profiles<sup>[3]</sup> given in the original NASA report<sup>[4]</sup>. Corresponding models are computed with the open-source code OpenMCAD<sup>[2]</sup>.

## 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 V. - BLADE GEOMETRY FOR STATOR 51

RP	PERCENT RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE	
	SPAN	R1	R2	K1C	K2C			K3C
TIP	100	25.400	25.400	14.23	5.05	-4.13	9.21	0.057
1	50	24.595	24.607	14.32	5.12	-4.08	9.21	0.144
2	10	23.861	23.897	14.46	5.21	-4.04	9.21	0.306
3	15	23.130	23.169	14.64	5.31	-4.02	9.21	0.448
4	30	20.924	21.000	15.52	5.76	-4.01	9.19	0.885
5	50	17.964	18.089	17.43	6.65	-4.12	9.17	1.459
6	70	14.953	15.117	19.96	7.85	-4.26	9.13	1.913
7	85	12.651	12.792	21.69	8.74	-4.21	9.11	1.644
8	91	11.673	11.971	22.02	8.95	-4.13	9.11	1.143
9	95	11.090	11.128	22.24	9.12	-4.00	9.12	0.412
HUB	100	10.160	10.160	22.50	9.33	-3.85	9.13	0.057

## Aerodynamic design

	unit	value
<b>pressure ratio</b>	[-]	1.111
<b>mass flow</b>	[kg/s]	30.27
<b>tip speed</b>	[m/s]	213,3
<b>tip solidity</b>	[-]	0.5
<b>aspect ratio</b>	[-]	3.08
<b>rotative speed</b>	[%]	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
<b>alloy</b>	[-]	18-Ni-200-maraging
<b>Young's modulus</b>	[GPa]	180
<b>density</b>	[kg/m <sup>3</sup> ]	8000
<b>Poisson's ratio</b>	[-]	0.3
<b>yield stress</b>	[GPa]	1.38

## CAD model

The CAD model is computed with the open source code OpenMCAD<sup>[2]</sup>.



pressure side



suction side



## Natural frequencies

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

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<sup>[5]</sup> 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

×

**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 <sup>[1]</sup>:

```
@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 :

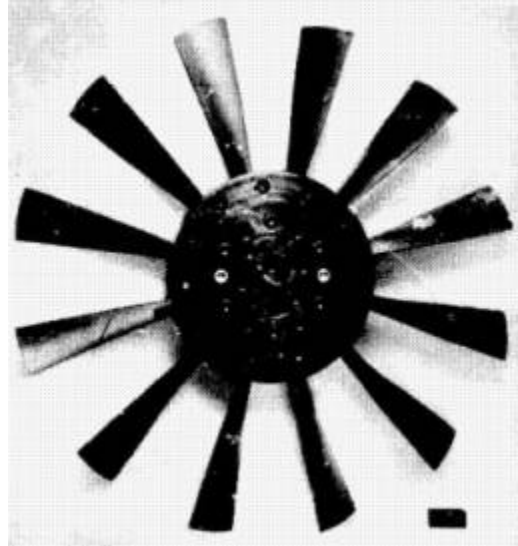


Fig1. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

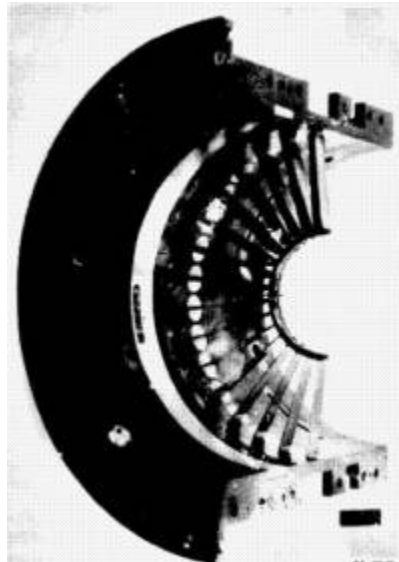


Fig2. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740021256> p.67

### Documents utiles

- [modèles téléchargeables](#) (lien vers projet Git)
  - rapport technique original
- de la NASA (.pdf)
- (.csv), utilisable en entrée de OpenMCAD<sup>[2]</sup> pour générer l'aube de référence

## Aube de référence

L'**aube de référence** est définie par des profils de type arcs circulaires multiples<sup>[3]</sup>, donnés dans le rapport technique original de la NASA<sup>[4]</sup>. Les modèles associés sont obtenus avec le code en libre accès OpenMCAD<sup>[2]</sup>.

## 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**

PERCENT SPAN	RADII		BLADE ANGLES			DELTA INC	CONE ANGLE
	R1	R2	KTC	KTT	KCC		
0.0	25.411	25.411	52.15	47.66	45.1	4.59	0.057
5.0	25.626	25.636	51.73	46.66	43.19	4.63	-0.130
10.0	25.842	25.852	51.30	45.66	41.52	4.66	0.057
15.0	26.058	26.068	49.86	44.16	39.66	5.43	0.268
20.0	26.274	26.284	46.26	40.16	35.43	7.12	0.997
25.0	26.490	26.500	41.54	35.16	31.67	11.69	1.605
30.0	26.706	26.716	35.62	29.16	27.63	15.64	2.092
35.0	26.922	26.932	28.21	23.16	23.15	17.75	1.619
40.0	27.138	27.148	20.46	17.16	18.03	16.29	1.274
45.0	27.354	27.364	12.65	11.16	12.51	10.29	0.654
50.0	27.570	27.580	5.91	5.12	7.11	10.46	0.057

PERCENT SPAN	BLADE THICKNESSES			AXIAL DIMENSIONS			
	T1	T2	T3	Z1	Z2	Z3	Z4
0.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
5.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
10.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
15.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
20.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
25.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
30.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
35.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
40.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
45.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
50.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

## Caractéristiques aérodynamiques

	unité	valeurs
<b>taux de compression</b>	[-]	1.111
<b>débit massique</b>	[kg/s]	30.27
<b>vitesse en tête</b>	[m/s]	213,3
<b>solidité en tête</b>	[-]	0.5
<b>allongement</b>	[-]	3.08
<b>vitesse de rotation</b>	[%]	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
<b>alliage</b>	[-]	18-Ni-200-maraging
<b>module d'Young</b>	[GPa]	180
<b>masse volumique</b>	[kg/m3]	8000
<b>coefficient de Poisson</b>	[-]	0,3

	<b>unité</b>	<b>valeurs</b>
<b>limite élastique</b>	[GPa]	1,38

## Modèle CAO

Le modèle CAO est obtenu avec OpenMCAD<sup>[2]</sup>.

intrados



extrados



### ==== Fréquences propres ====

Fréquences des trois premiers modes (noeuds du pied d'aube encastres) pour le maillage obtenu avec OpenMCAD<sup>[2]</sup> :

<b>Mode</b>	<b>Type</b>	<b>Pulsation propre (rad/sec)</b>	<b>Fréquence propre (Hz)</b>
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<sup>[5]</sup> 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		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

1. <sup>a, b</sup> Hager. «Performance of a 1.15-pressure-ratio Axial-flow Fan Stage with a Blade Tip Solidity of 0.5» 1974. [pdf](#)
2. <sup>a, b, c, d, e, f, g, h</sup> 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. <sup>a, b</sup> Crouse *et al.* «A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces » 1969. NASA-TN-D-5437. [pdf](#)
5. <sup>a, b</sup> 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=1680407348](https://wiki.lava.polymtl.ca/public/modeles/rotor_51a/accueil?rev=1680407348)

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