

桨扇模型的气动性能和气动声学的实验研究

北京航空航天大学 王波 任丽芸** 彭泽琰

【摘要】 概述了具有不同安装角的直叶片、前掠叶片、后掠叶片等3种桨扇模型在起飞状态下出口流场的气动性能和气动声学实验结果及其相互间的对比。主要结论为：良好的气动设计不仅是提高气动性能的要求，而且也是改善桨扇气动声学性能的有效途径；有掠度的叶片具有降噪的潜力；桨扇叶尖区采用卸荷设计有利于降噪及提高效率。

关键词： 桨扇 气动性能 气动声学

1 实验件与测试

国外在70年代初便展开了桨扇的实验研究，并已具备可应用性的技术储备。国内在该领域的研究仅为探索性的开始，本文所述为其中的一部分，若要满足作为运输业动力装置这样的适用性技术要求，还需进一步进行结构、性能等方面的设计及实验研究。本文介绍了3种桨扇模型在不同安装角下地面状态的实验结果。按叶型的迭加特点，它们分别是直叶、前掠、后掠叶片的桨扇模型。通过对各模型在每一实验状态下出口流场参数及噪声的测量结果之分析对比，提出了桨扇设计中应考虑的影响气动性能和声学性能的因素、气动设计的优劣与噪声的关系，以及切实可行的降噪措施。

本桨扇模型的设计参考了SR-3桨模参数^[1]，各模型的设计点均为 $n = 2200 \text{ rpm}$ ，负荷系数 $C_{1u} = 0.0674$ ，叶尖、叶根直径各为 $D_t = 530 \text{ mm}$ ， $D_h = 106 \text{ mm}$ ，叶片数8片，弦长（直叶片）90mm。文献[2]指出，对重负荷桨扇而言，不可能实现等环量等功设计，负荷越重，损失越严重，且叶尖在极大的正攻角下工作，不仅效率低，而且噪声大。对负荷较螺桨为重的桨扇而言，应该如何优化其加功量沿叶高的分布，仍是一项重要课题。本实验模型采用尖区卸荷设计，即在 $r = 0 \sim 81\%$ 展向 $dL_u/dr > 0$ ，在 $r > 81\%$ 时 $dL_u/dr < 0$ ，其目的在于避免文献[2]之模型叶尖区大攻角工况的出现。

将一校准的五孔探针置于桨扇模型出口，由一位移机构的控制部分实现探针的上下移动及角向转动，从而完成出口流场的气动参数测量。噪声的测量值直接由ND-2声级计读出。

2 试验结果及分析

2.1 攻角 α 及落后角 δ 的变化

实验中通过改变叶片的安装角 β_k （分别为 50° 、 60° 、 70° ）来实现气流攻角的改变。表1、2

(Z、N、H 分别代表直、前、后掠叶片, 5、6、7、分别代表安装角) 分别为每一实验模型在各不同安装角下沿径向各测点的 i 及 δ 的变化情况。由于叶片的安装方式使径向 $r \leq 60\text{mm}$ 范围内的进气条件及流通条件恶劣, 因此 i 及 δ 均较大, 影响了整机的气动性能。从表中数据看, 随 β_k 的增加, i 及 δ 在主流区 (即除根部及尖区) 都得到了改善, 从实验结果看这一区域的加功量 L_u 及效率 η 亦较高。可见随攻角的改善, 气动性能也得到了改善。因此在大负荷的桨扇设计中应考虑采用变距设计, 以寻求大负荷、高效率的最佳工作点。

表 1 攻角 i 沿径向的变化

r	Z5	Z6	Z7	Q5	Q6	Q7	H5	H6	H7
25	13.8	3.0	1.0	6.5	2.5	2.8	27.5	3.8	1.0
45	9.0	7.8	7.5	11.0	8.7	8.8	22	7.0	7.8
60	1.4	5.5	5.7	6.0	6.0	7.5	- 16	- 14.7	- 9.3
75	- 6.0	0.6	4.7	- 2.5	1.3	4.0	- 25.6	- 17	- 11.2
105	- 10.6	- 4.0	- 1.7	- 11.5	- 6.0	- 1.5	- 27.0	- 18.5	- 12.3
135	- 14.5	- 7.4	- 3.5	- 17.6	- 10.0	- 5.3	- 21.3	- 16.6	- 12.4
165	- 17.6	- 10.8	- 7.4	- 22.5	- 16.3	- 9.5	- 8.2	- 9.0	- 8.3
195	- 19.7	- 15.5	- 7.0	- 16.0	- 16.5	- 6.0	1.5	3.6	2.3
210	- 15.0	- 17.0	- 2.5	- 4.7	- 7.7	- 0.7	2.3	- 8.2	- 8.8
225	- 7.7	- 6.7	5.7	- 9.3	- 3.5	3.7	5.0	15.0	14.0
255	1.0	7.5	8.0	- 14.5		5.7			11.3

表 2 落后角 δ 沿径向的变化

	Z5	Z6	Z7	Q5	Q6	Q7	H5	H6	H7
25	- 23.0		- 24		- 31.5	- 26.0	22.5	- 3.5	- 11.0
45	- 31.0	- 32.0	- 24.0	- 30.0	- 28.0	- 31.5	14.0	- 24.5	- 28.0
60	- 27.0	- 28.0	- 23.0	- 18.0	- 21.0	- 26.0	- 11.0	- 24.0	- 27.5
75	- 21.0	- 19.5	- 20.0	- 11.5	- 13.0	- 20.0	- 13.0	- 16.0	- 25.0
105	- 4.5	- 5.0	- 7.0	- 6.0	- 6.5	- 9.5	- 2.0	3.5	- 3.5
135	- 0.5	1.0	- 1.5	- 10.0	- 5.5	- 6.5	4.0	7.5	2.0
165	1.0	3.0	- 1.0	- 8.0	- 2.0	- 4.5	9.0	8.0	3.0
195	2.0	2.5	- 1.5	4.0	4.0	9.0	15.0	16.0	9.5
210	8.0	1.0	4.0	20.2	11.0	20.0	13.5	19.5	17.5
225	12.0	15.5	20.0	15.0	16.5	26.0	9.5	19.5	22.5
255	11.0	18.0	27.0	- 1.0		19.0			18.5

2 2 加功量沿叶高的分布及效率的变化

图 1 (a)、(b) 分别为出口流场中 L_u 及 η 沿叶高变化情况的典型实验曲线 (* $d_1= 30\text{mm}$,

$\triangle d_2=75\text{mm}$, $\bigcirc d_3=225\text{mm}$, $\bullet d_4=500\text{mm}$, $\blacktriangle d_5=1500\text{mm}$), 图中给出的是直叶片 70° 安装角下在距出口截面不同轴向位置处 (d) 的实验结果。由图可见叶尖区虽有一定的加功量, 但靠近出口的几个测站 η 却出现负值, 随着距出口距离 d 之增大, L_u 基本成一射线状, 而 η 趋于相等。因实验件中心是一实心轴, 出口流场核心区的能量来自周围的气体, 从而使核心区 η 趋于正无穷。这种现象亦说明气体离开桨叶后存在着径向掺混, 随距出口距离的增加, 气体能量趋于相等。在外边界处则靠气体的粘性来实现流场的外边界气流与周围静止气体间的平

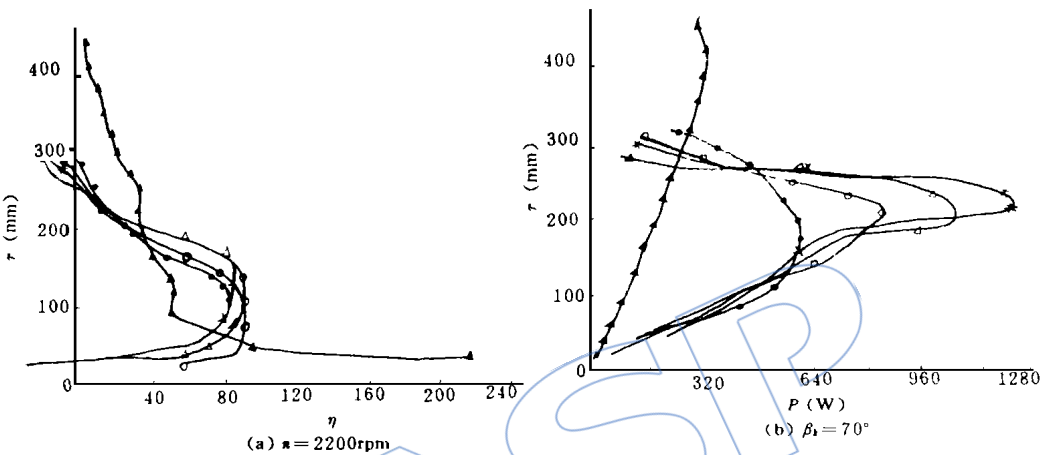


图 1 直叶片轴向测站 (a) η 及 (b) L_u 的变化

衡。在桨扇的设计中尤要注意尖区及根部的设计, 需要进行全三维优化设计桨叶的研究。

表 3 高效区及低效区占叶高的百分比

	直叶片			前掠叶片			后掠叶片		
	Z5	Z6	Z7	Q5	Q6	Q7	H5	H6	H7
δ_h (%)	60	64	55	57	66	66	40	53	57
δ_{ri} (%)	22.6	18.9	26	28.3	22.3	31.3	45.5	30	26.4
本文 η	77.3	79.4	57.9	77.9	88.8	57.7	55.6	79	71.3
文献 [2] η		44	38.2		33.7	25			

表 3、4 给出了本文及文献 [2] 的实验结果之效率对比和本文的各实验状态下沿叶高效率较低的区域(称之为低效区) δ_{ri} 及沿叶高的高效区 δ_h 占叶高的百分比, 其中以 $\eta=0.5$ 作为高效与低效的分界点。由表可见 η 随 δ_{ri} 的增大而明显降低。与文献 [2] 的效率对比看, 前者的效率较后者有明显改进。而二者主要差别在于前者在叶尖及叶根区都进行了卸荷设计, 后者采用了等环量设计, 其结果是前者的叶尖区、叶根区的

表 4 本实验与文献 [2] 的效率、噪声对比

	文献 [2]			本实验		
	P (W)	A (dB)	η (%)	P (W)	A (dB)	η (%)
Z6	630	98	44	2157	90.2	79.4
Z7	823	100	38.2	4400	94.8	57.9

攻角较后者有较大的改善。这进一步说明尖区及根部设计的重要性, 亦说明在桨扇的设计中尖区与根部的卸荷设计是改善桨扇气动性能的途径之一。

图 2 为各模型在不同 β_k 下, 转速 2200rpm 时的实验结果 (图中 1— η_z ; 2— η_Q ; 3— η_H ; 4— F_z ; 5— F_Q ; 6— F_H)。实验中发现在功率负荷小于 1kW 左右, 前、后掠叶片的桨模在 $\beta_k = 60^\circ$ 下有较高的 η 及推力 F , 而随负荷的增加前、后掠叶片的 η 迅速下降, 但直叶片的 η 下降较缓慢, 推力 F 却相对较大。因此从气动性能看有掠度的叶片具有改进桨扇性能的潜力。

2 3 频谱分析

图 3 为实验中的典型频谱曲线。各实验状态下的频谱曲线有一共同特点, 即 32.5Hz 处

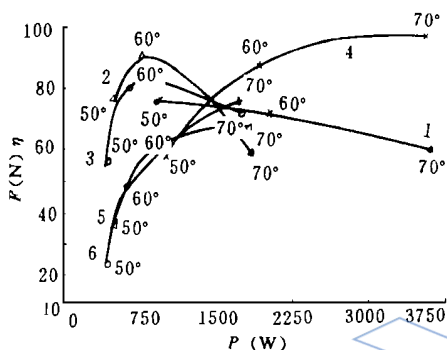


图 2 推力、效率与功率的关系

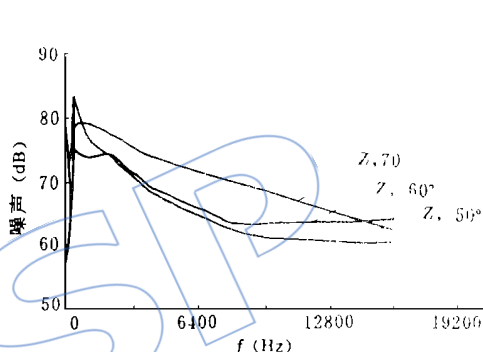


图 3 直叶片的频谱图 ($n=2200\text{rpm}$)

有一迅速衰减的峰值, 然后约在 125~5000Hz 范围内有一宽频带的峰值。第 1 峰值的频率与桨模的旋转频率相近, 因此这一噪声为固定电机的支架对桨扇进口流场形成一干扰源而造成的旋转噪声; 宽频带上的噪声为宽频噪声。因为按气动声学理论, 桨叶通过一流场时, 使原来静止的气体受到一频率为 $f_1 = nf_0$ 的周期性作用力 (n 为叶片数, f_0 为旋转频率)。该力在远离桨扇的某处形成一离散声压, 其频率为 $f_v = nf_{v\infty}$ 当 $Ma \ll 1$ 时, 基频信号 nf_0 很重要, 当速度较大时各阶谐波的影响将增加, 这种噪声为旋转噪声; 而由于气流分离、二次流、涡脱落等脉动信号引起的随机噪声为宽频噪声。实验中 n_1 、 n_2 转速时 (此时出口流场 Ma 数 $\ll 1$), 各实验状态下均出现 31.5Hz 处的峰值及一宽频带的峰值。第 1 峰值的频率较接近桨模的旋转频率, n_1 、 n_2 转速下的旋转频率分别为 36.6Hz 和 33.3Hz, 且该信号迅速衰减, 所以称其为旋转噪声。 n_1 转速下桨叶的基频信号为 293Hz, 按声学理论, 在本实验的 Ma 数 $\ll 1$ 的情况下, 该基频信号各阶谐波的影响应迅速减小, 而实验结果确并非如此, 故该宽频带峰值为宽频噪声。实验研究结果也表明叶尖及叶根区的落后角各为正向和负向较大, 这意味着尖区存在较严重的气流分离, 而根区用 3 个螺栓固定叶片于安装板上的结构形式, 造成了根部流动的复杂性, 加之二次流、径向掺混等因素的影响, 使得这些随机的信号在很宽的频域内均较强。因此在考虑桨扇的降噪措施时, 首先必须保证有良好的气动设计基础。本实验研究相对文献 [2] 在效率及噪声上都得到了明显的改进。所以叶尖区及根部的卸荷设计、弦长的加长是降噪的有效途径之一。

2 4 各模型的噪声对比

图 4 是功率负荷 P 相近的 60° 、 70° 安装角的直叶片、 70° 安装角的前、后掠叶片的噪声与

转速关系图。从中可见,前、后掠叶片的桨扇均有降噪的潜力,前掠叶片的在 $n \leq 2000 \text{ rpm}$ 时降噪 $1 \sim 2 \text{ dB}$;在设计转速下,前、后掠叶片相对直叶片的桨扇降噪各约 1 dB 和 2 dB 。

3 结 论

(1) 实验研究表明桨扇的气动性能和声学性能都和桨扇的攻角有直接关系,为保证桨扇在不同工况下均有良好的气动及声学性能,对桨扇采用变距设计是必要的。(2) 前、后掠叶片均有降噪的潜力,在负荷小于 1.4 kW ($n \leq 2000 \text{ rpm}$)时,前掠叶片相对直叶片降噪 $1 \sim 2 \text{ dB}$;在设计转速下,前掠叶片降噪约 1 dB ,后掠叶片降噪约 2 dB ;在气动性能上,前、后掠叶片均具有改进性能的潜力。(3) 桨扇尖区及根区的卸荷设计、弦长的加宽对降噪及改进气动性能是行之有效的。如直叶片桨模相对文献[2]而言,效率提高 $20 \sim 36\%$,噪声降低 $5 \sim 8 \text{ dB}$ 。

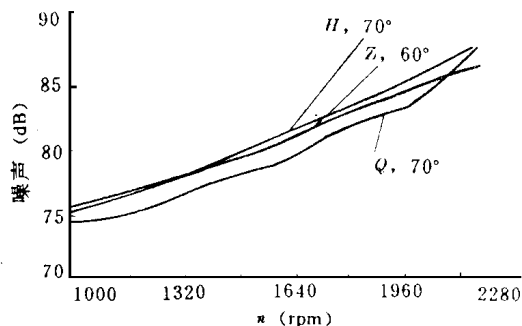


图4 3个转子的噪声对比

参 考 文 献

- 1 Rohrback C, Metzger F B, Black D M, Ladden R M. NASA 合同报告 3505 SR-3 的设计实验报告
- 2 梁咏华 起飞状态下螺旋桨风扇气动和气动声学实验研究: [学位论文] 北京航空航天大学, 1990

(责任编辑 魏星禄)

FULL - LENGTH PAPERS

A METHOD FOR DETERMINING AIRCRAFT ENGINE GROSS THRUST IN FLIGHT

Lian Xiaochun, Chen Fuqun, Shen Shaoying

(Northwestern Polytechnical University)

Liu Xuanwin (Institute of Flight Test)

ABSTRACT A method, "gross thrust model", is developed to determine gross thrust of jet engine and afterburning turbofan engine in flight testing. This model is able to determine the gross thrust of modern engines with an acceptable degree of accuracy only by using a few of pressure measurements. The gross thrust model is based on a one-dimensional analysis of flows in mixer, afterburner and nozzle. Some correction coefficients are required to account for three-dimensional effects, the effects of friction and mass transfer, as well as the effects of the simplifying assumptions used in the theory. The correction coefficients in the model are K , C and E . Both K and C are constants, whereas E varies with engine operating conditions. In order to determine the reasonable coefficients K , C and E , it is necessary to acquire engine testing data in the altitude facility at flight conditions as much as possible. A comparison was made between the data determination from the gross thrust model and the gross thrust measured from the altitude facility for engine J85-GE-21 at $H = 7620\text{m}$, $M_{a0} = 0.90$. It demonstrates that the accuracy of the gross thrust model is about 3.0 percent and depends on the pressure difference between the total pressure of the turbine discharge and the static pressure of the nozzle inlet.

AN EXPERIMENTAL STUDY OF AERODYNAMIC PERFORMANCE AND AEROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF A SERIES OF PROP-FANS

Wang Po, Ren Liyun, Peng Zeyan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT Aerodynamic performance and aero-acoustic characteristics of straight (un-sweep), forward-sweep and backward-sweep blade with different installed angles have been investigated experimentally under the take-off condition. From their comparative study the following conclusions have been drawn. (1) An optimal prop-fan design should be made by combining both high aerodynamic performance and low aerodynamic noise; (2) Blades with sweep have potentials for noise reduction; (3) Tip-load reduction prop-fan blade design would be benefit to lowering the noise level as well as to the prop-fan efficiency improvement.

A HIGH-ORDER ACCURACY TVD EULER SOLVER FOR 3D FLOWS IN TURBINE CASCADES

Gu Fahua, Wang Zhongqi, Yang Hong, Feng Guotai

(Harbin Institute of Technology)

ABSTRACT A third-order accuracy implicit approximate factorized TVD code is developed using Chakravarthy-Osher scheme to solve the steady flows in annular turbine cascades. The governing equation is the 3D Euler equations in arbitrary curvilinear coordinate systems in terms of cylinder coordinate system velocity components. Beam-Warming factorization and upwind difference are adopted to discretize the implicit term, and the explicit one is discretized by Chakravarthy-Osher TVD numerical fluxes. The boundary condition is ob-