

文章编号:1000-8055(2012)01-0145-07

主要几何参数对叶栅式反推力装置性能的影响

张国栋, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 选取等厚叶栅进行数值模拟, 采用混合网格生成技术, 研究叶栅进口气流角、过渡段半径、叶片上下端轴向间距、稠密度和出口气流角对空气流量和轴向反推力的影响。计算结果表明: 进口气流角、过渡段半径和叶片上下端轴向间距对风扇气流能否顺利导入叶栅起重要作用; 稠密度影响着叶栅的出口面积和导流性能; 出口气流角是反推力装置设计的关键因素, 对反推性能起着决定性的作用。

关 键 词: 叶栅式反推力装置; 几何参数; 稠密度; 空气流量; 轴向反推力

中图分类号: V228.7

文献标志码: A

Influence of cascade configuration on aerodynamic performance of a cascade thrust reverser

ZHANG Guo-dong, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The study chose equal-thickness shaped cascade blades, with the technology of hybrid grid system, and studied the influence of inlet flow angle, transition-radius, axial space between upside and underside of vane, solidity and outlet flow angle on the mass flow and axial reverser thrust. The final computation results show: the inlet flow angle, transition-radius, axial space between upside and underside of vane play the important role in whether the fan flow inducts the cascade smoothly; the solidity affects the outlet area and diverted performance of cascade; the outlet flow angle is a key-factor of design of the cascade thrust reverser, so it gives direction to the aerodynamic performance of a cascade thrust reverser.

Key words: cascade thrust reverser; cascade configuration; consistency; mass flow; axial reverser thrust

反推力装置因其减速效率高、受跑道条件影响小、使用范围广、对轮刹系统磨损少以及安全系数高等优点成为现代大型运输机的必备部件之一。在诸多反推力装置中, 叶栅式反推力装置由于具有高集成度、高可靠性、对反推气流控制好、对不同的发动机工况适应性强的优点受到广泛采用^[1-2]。叶栅式反推力装置的设计, 主要集中在导流叶栅主要几何及气动参数的优化选取上, 国外在这一方面开展了许多工作, 综合运用多种学科

对叶栅结构进行了优化设计^[3-4]。然而, 大多数的研究都集中在某几个孤立的几何参数上, 各个几何参数之间的关系以及其对反推性能的影响亟待深入的研究^[5]。

空气流量和轴向反推力是评价反推力装置性能的两个重要指标。反推力装置工作时要考虑其与发动机的流量匹配问题以及是否能产生足够的反推力来满足飞机的制动要求。研究者已经开展了许多工作, 但是多数研究并未全面地分析叶栅

收稿日期: 2011-03-03; 修订日期: 2011-05-05

作者简介: 张国栋(1983—), 男, 内蒙古人, 硕士生, 主要从事发动机内流气动热力学方面的研究。

各个几何参数对上述问题的影响^[6-7]。

本文选择目前使用广泛的等厚叶栅进行二维数值模拟,研究了叶栅全部 5 个重要的几何参数对叶栅空气流量和轴向反推力的影响规律,通过这一探索性研究为后续导流叶栅的研究和设计提供数值理论支持。

1 计算模型及数值方法

1.1 计算模型

叶栅式反推力装置由反推力导流叶栅、叶栅盖和阻流板组成。工作时,整流罩向后移动露出叶栅,阻流板挡住向后流动的涵道气流,使其折入叶

栅中定向流出。叶栅式反推力器主要在外涵道气流中工作,通常安装在机翼下短舱的中部,反推力气流在机翼前缘的前面喷出^[8]。图 1 为其工作原理图。

导流叶栅叶片型面分为非等厚型和等厚型。非等厚型的气动性能要好于等厚型,但其复杂的型面会增加制造成本。随着发动机涵道比设计得越来越大,风扇总推力对总净推力之比逐渐提高。对于高涵道比发动机,其对风扇反推力装置的设计要求降低了许多,这使得等厚叶片因其制作成本低而受到广泛青睐^[9-10]。本文采用的等厚叶栅如图 2 所示。

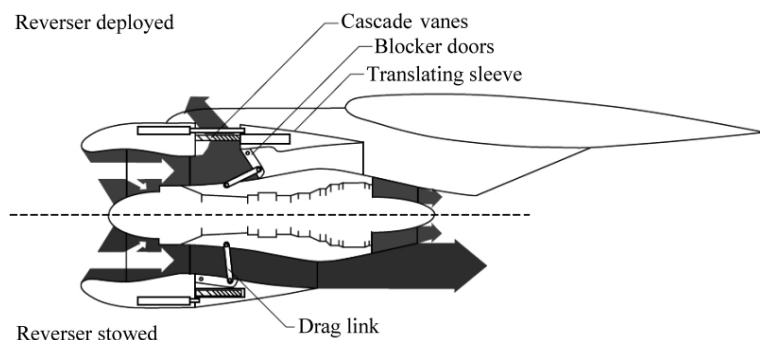


图 1 叶栅式反推力装置的工作原理图

Fig. 1 Operation of a cascade thrust reverser

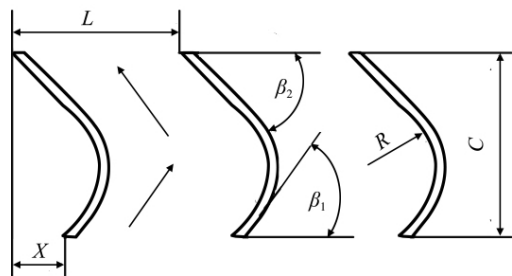


图 2 叶栅示意图

Fig. 2 Model of the cascade

图 2 中 β_1 为叶栅进口气流角, β_2 为叶栅出口气流角, R 为过渡段半径, X 为叶片上下端轴间距离, C 为叶片径向长度, L 为叶片间距, $\sigma = C/L$ 为叶栅稠密度。

本文通过改变 β_1 , R , X , $L(\sigma)$ 和 β_2 的值来建立不同的计算模型,分析其对反推流量和轴向反推力的影响。对于本文选用的发动机,在正推力状态下,其风扇空气流量约为 380 kg/s ,风扇推力约为 110 kN 。

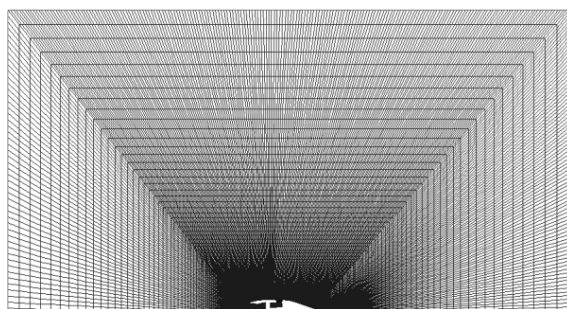
1.2 数值方法

计算的介质为二维轴对称定常黏性可压流,

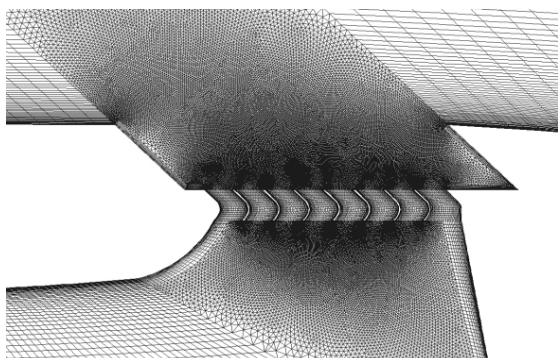
采用 FLUENT 软件来模拟。计算区域要足够大以确保反推气流不受计算区域的影响,保证模拟的准确性。同时要将进气道列入计算区域,用于考虑反推气流是否被进气道吸入这一问题,使数值模拟的真实性更强。

在整个计算区域的网格划分过程中,采用结构化与非结构化混合网格生成技术。叶栅处网格密度高,采用较密的结构化网格,壁面加密。风扇通道及远场采用密度较低的网格,同时也对壁面进行了足够加密。叶栅与风扇通道、叶栅与外场之间的区域,壁面采用边界层网格进行加密,内部用非结构化网格过度连接。此类网格划分方式既考虑了壁面的黏性影响,保证了网格质量,又减少了网格的数量,节省了计算资源。总网格节点数约为 40 万,计算区域的网格如图 3 所示。

标准 $k-\omega$ 湍流模型适用于具有回流区的流体力学模拟计算,以及受到壁面限制的流动计算^[11],它考虑低雷诺数、可压缩性和剪切流传播的特性。针对反推气流严格受到壁面限制及存在回流等特点,本文选用该湍流模型进行计算,并运用 1955 年 James G H 和 Jack G M 所做的实验



(a) 整体计算区域网格图



(b) 局部计算区域网格图

图 3 反推力装置的计算区域网格图

Fig. 3 Computational grid for the thrust reverser

进行验证,验证目标选取为距第一级叶栅通道前端 0.1 m 处垂直于发动机轴线的径向直线上的气流马赫数,数值模拟结果与实验结果对比如图 4 所示^[12].

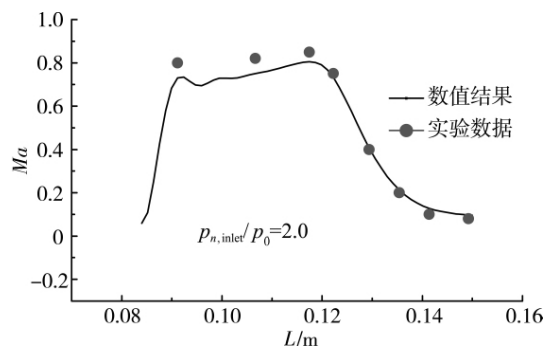


图 4 叶栅出口前端径向马赫数分布图

Fig. 4 Mach number outside the discharge of cascade thrust reverser perpendicular to reverser axis

通过上图可以看到,采用标准 k - ω 湍流模型能较准确地描述反推气流的真实流动情况,并且壁面 Y^+ 控制在 30 以下,满足仿真要求.

飞机在着陆的极短时间内使用反推力装置,本文以地面标准状态下大气环境为基准来设定边界条件.

整个计算区域的前方、上方和后方设定为压力远场,压力为 101 325 Pa,温度为 288 K,来流马赫数为 0.2. 风扇进口设定为压力进口边界条件,总压比为 1.6,总温为 336.65 K.

在比较不同的几何参数对空气流量和轴向反推力的影响过程中,边界条件都不发生变化.

2 计算结果及分析

在设计导流叶栅的几何形状时,要考虑以下两方面问题:

一是反推装置打开时其与发动机的流量匹配问题.即要求叶栅出口空气流量应接近于正推力状态下风扇出口空气流量,反推空气流量与叶栅出口有效面积相对应,叶栅出口有效面积由式(1)决定.

$$S_{\text{eff}} = k S_{\text{cas}} \sin \beta_2 \quad (1)$$

式中 S_{eff} 为叶栅出口有效面积; S_{cas} 为叶栅出口面积; k 为导流叶栅气动系数,其值受叶栅几何形状影响,取值范围为 $[0, 1/\sin \beta_2]$.

二是产生的轴向反推力是否能满足飞机制动要求的问题.当反推出口有效面积等于发动机外涵喷口有效面积时,轴向反推力可由式(2)预估.

$$F_{\text{rev,axi}} = F_{\text{i,fan}} \cos \beta_2 \quad (2)$$

式中 $F_{\text{rev,axi}}$ 为轴向反推力, $F_{\text{i,fan}}$ 为风扇理想正推力.

2.1 进口气流角对反推性能的影响

固定叶栅其他几何参数不变,选择不同的 β_1 来分析其对反推性能的影响.图 5 给出了叶栅空气流量随进口气流角 β_1 的变化曲线.如图 5 所示,随着 β_1 从 53° 增大到 100° ,反推流量呈现先增大后减小的趋势. β_1 选择 78° , 83° 和 90° 时,空气流量较大,当 β_1 选择 53° 和 100° 时,空气流量较小,两者相差幅度小于 3%.

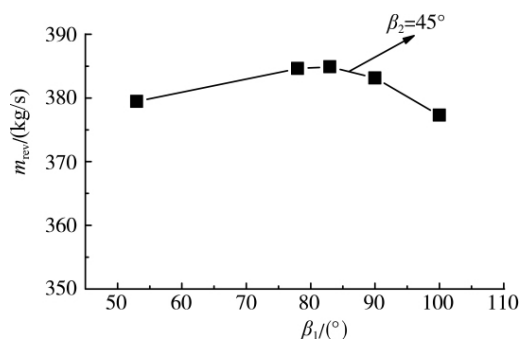


图 5 叶片进口角对空气流量的影响

Fig. 5 Effect of inlet flow angle on mass flow

图 6 给出了叶栅轴向反推力随进口气流角 β_1 的变化曲线. 随着 β_1 从 53° 增大到 100° , 轴向反推力呈现先增大后减小的趋势, 但与空气流量的变化规律不尽相同. β_1 选择 83° 和 90° 时, 轴向反推力较大, $78^\circ, 100^\circ$ 时, 次之, 53° 相对应的轴向反推力最小, 与最大值相差幅度小于 7% .

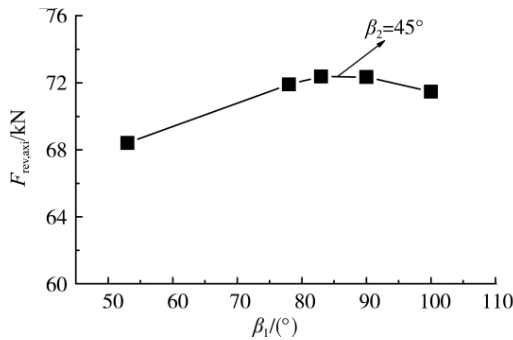


图 6 叶片进口角对轴向反推力的影响
Fig. 6 Effect of inlet flow angle on axial reverser thrust

分析图 5、图 6 可以得知, 当 β_1 与风扇气流进入叶栅前的流路相吻合时, 能取得较高的空气流量和轴向反推力, 在一定范围内, β_1 值的变化对反推性能影响不大.

图 7 和图 8 描述了空气流量和轴向反推力在各个叶栅通道的分布情况. 各个叶栅通道越靠后, 其单个通道的空气流量和轴向反推力占总空气流量和轴向反推力的比例越大, 所受的载荷也越大.

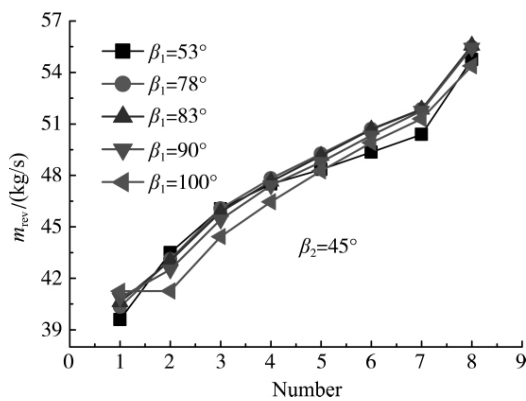


图 7 各个叶栅通道空气流量示意图
Fig. 7 Mass flow distributions on cascade channels

2.2 过渡段半径对反推性能的影响

图 9 和图 10 给出了保持其他 3 个几何参数不变, 在 4 个不同的 β_1 下, 空气流量和轴向反推力随过渡段半径 R 的变化曲线. R 从 1.0 cm 变化到 2.2 cm , 每隔 0.2 cm 变化一次. 如图 9 所示, 随

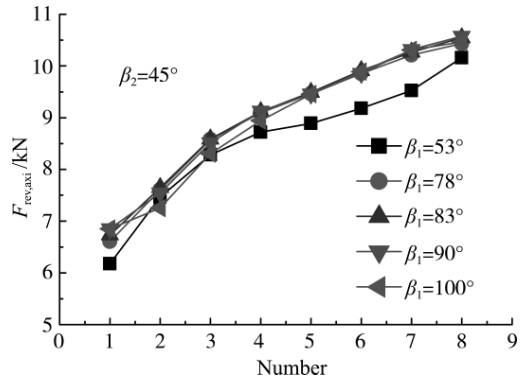


图 8 各个叶栅通道轴向反推力示意图
Fig. 8 Axial reverser thrust distributions on cascade channels

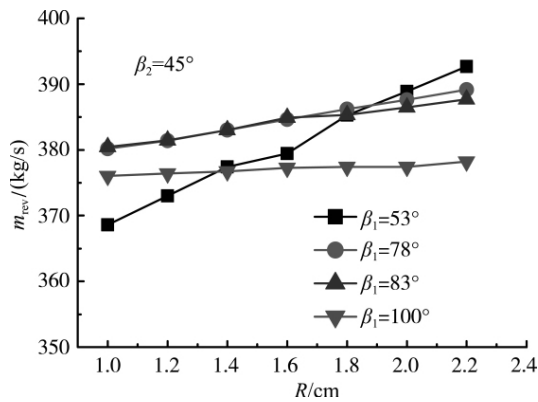


图 9 过渡段半径对空气流量的影响
Fig. 9 Effect of transition-radius on mass flow

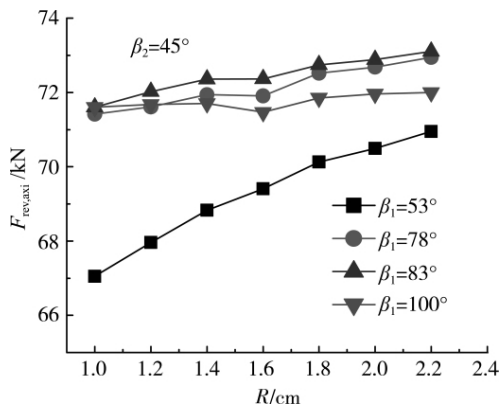


图 10 过渡段半径对轴向反推力的影响
Fig. 10 Effect of transition-radius on axial reverser thrust

着 R 的增大, 当 $\beta_1 = 100^\circ$ 时, 空气流量和轴向反推力几乎不发生变化; 当 $\beta_1 = 78^\circ$ 和 83° 时, 空气流量和轴向反推力有少许增长趋势; 当 $\beta_1 = 53^\circ$ 时, 空气流量和轴向反推力大幅度地增长, 但均没有超过 7% . 出现上述现象是因为, 当 β_1 较小时, R 越大, 其对导流叶栅出口段几何形状影响越大,

导致出口气流角增加,即增大了叶栅有效出口面积,使得空气流量和轴向反推力都显著增加。

由于出口角的增加导致反推气流轴向速度减小,故图 10 中 β_1 为 53° 的曲线其轴向反推力的增长趋势滞后于图 9 中其空气流量的增长趋势。

分析图 9、图 10 可以得出:在 R 变化的一定范围内,尤其 β_1 较大时,其对反推性能的影响较小。

2.3 叶片上下端轴向间距对反推性能的影响

图 11 和图 12 给出了空气流量和轴向反推力随叶片上下端轴向间距 X 的变化曲线。如图所示,不同 β_1 所对应的 X 的取值区间是不同的,这由叶片的几何形状来决定, X 总的取值范围是从 0 mm 到 $C \times \cot \beta_2$ mm (此时叶片呈直线状), 每个 β_1 所对应的 X 的区间长度相差不大,约为 15 mm, β_1 越大,区间越靠后。当 $\beta_1 = 45^\circ$ 时,即 $\beta_1 = \beta_2$, 若 $X = 0$ mm, 则叶栅为对称等厚叶栅,此时风扇气流需经过折转才能流入导流叶栅,气动性能较差,

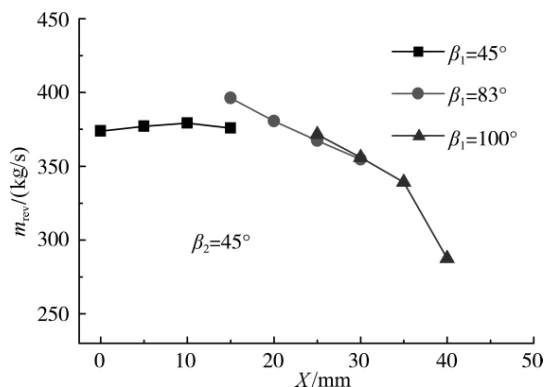


图 11 叶片上下端轴向间距对空气流量的影响

Fig. 11 Effect of axial space between upside and underside of vane on mass flow

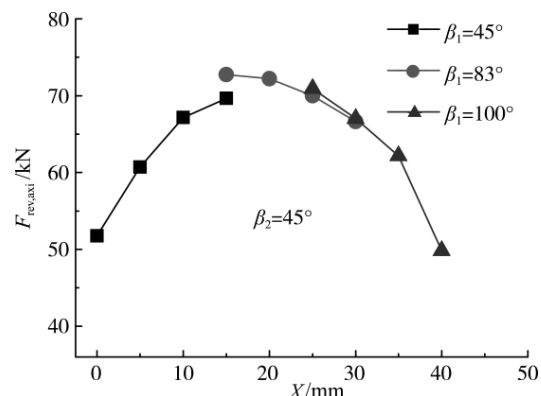


图 12 叶片上下端轴向间距对轴向反推力的影响

Fig. 12 Effect of axial space between upside and underside of vane on axial reverser thrust

导致轴向反推力很低。随着 X 增大,叶栅变为非对称等厚叶栅,气动性能有了显著地改善,虽然空气流量变化不大,但是轴向反推力呈明显地上升趋势;当 $\beta_1 = 83^\circ$ 和 100° 时,随着 X 的增加,空气流量和轴向反推力呈明显地下降趋势, β_1 很大时这一现象尤为明显,这是由于当 β_1 很大时,增大 X , 风扇气流将会直接冲击到叶片上,使叶栅的导流作用下降,从而严重地影响了反推性能。

研究中选用 $\beta_1 = 45^\circ$ 是为了考察对称等厚叶栅对反推性能的影响,通过分析得出,除个别情况外,一般不选用对称等厚叶栅作为导流叶栅。

在设计中选用合适的 X 要视 β_1 而定,两者综合作用将风扇气流自然地导入叶栅最宜。

2.4 稠密度对反推性能的影响

从式(1)可以看到,当改变 σ 的值时,叶栅出口面积也随之改变,故 σ 对反推力装置的设计起重要的作用。在叶栅轴向长度不变的情况下,3 个不同的 β_1 下,调整叶片间距来改变 σ 的值。图 13 是叶栅空气流量随稠密度 σ 的变化关系。由图 13 可知,当 σ 从 1.0 增大到 1.5 时,空气流量呈明显地持续下降趋势,3 条曲线的下降幅度都在 8% 左右。

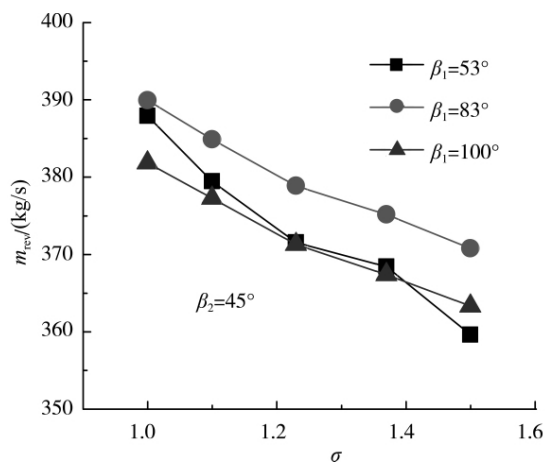


图 13 叶栅稠密度对空气流量的影响

Fig. 13 Effect of solidity on mass flow

图 14 给出了轴向反推力随稠密度 σ 的变化曲线。由图可知,随着 σ 的增加,轴向反推力呈现先增加、后减少的趋势,在 1 到 1.5 的变化范围内,3 条曲线都存在极值点,但上下变化幅度均小于 4%。可见在一定范围内, σ 对空气流量的影响要大于其对轴向反推力的影响。

分析图 13、图 14 可知,在叶栅轴向长度不变的情况下, σ 的持续增加,会减小叶栅出口有效面

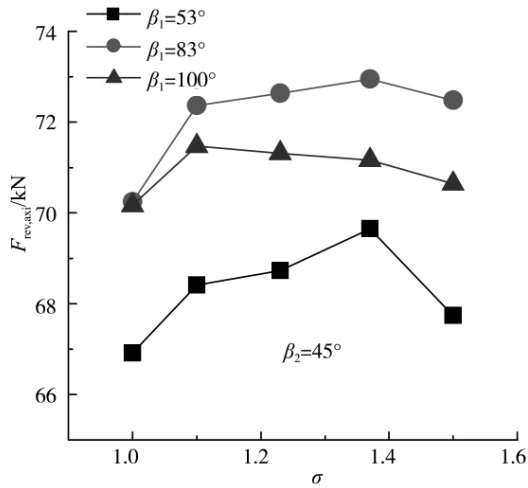


图 14 叶栅稠密度对轴向反推力的影响

Fig. 14 Effect of solidity on axial reverser thrust

积,从而使空气流量持续下降,但由于叶片间距变窄,增强了导流叶栅对反推气流的导向作用,从而在 σ 增加初期,轴向反推力有所增加,但增加到一特定值后,将呈下降趋势,这是由于流量下降速率太快造成得.所以在设计中, σ 的值一般在 1 到 1.5 之间选取.

2.5 出口气流角对反推性能的影响

从式(1)和式(2)可以看到, β_2 对反推力装置的设计起决定性作用.图 15 和图 16 给出了,固定叶栅轴向长度不变,在 3 个不同的 β_1 下,空气流量和轴向反推力随 β_2 的变化曲线.由图 15 可知,随着 β_2 的增加,叶栅出口有效面积增大,空气流量呈持续增长的趋势.

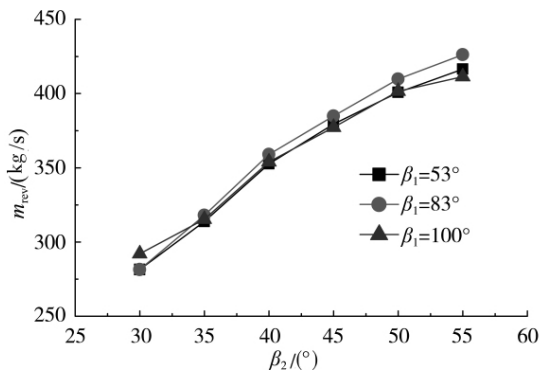


图 15 叶栅轴向长度不变时叶片出口角对空气流量的影响

Fig. 15 Effect of outlet flow angle on mass flow at constant axial length of cascade

图 16 表明,随着 β_2 增加,轴向反推力呈现先增加、后减少的趋势,在 40° 处取得最大值.分析

可知,随着 β_2 持续增加,叶栅出口有效面积将不断增大,使得空气流量持续上升,但也使得反推气流轴向速度减小.从而在 β_2 增加初期,轴向反推力呈增加趋势,但当 β_2 到达某一特定值时,由于反推气流轴向速度降低得很快,轴向反推力将不再增加,并逐渐下降.

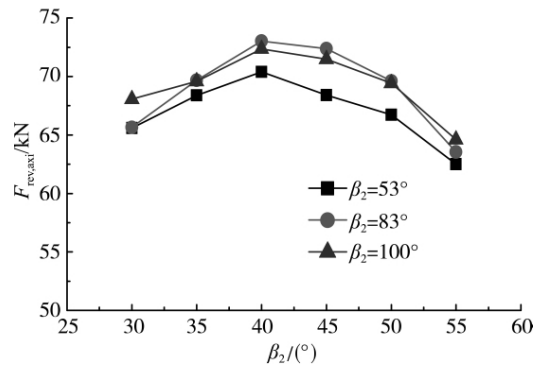


图 16 叶栅轴向长度不变时叶片出口角对轴向反推力的影响

Fig. 16 Effect of outlet flow angle on axial reverser thrust at constant axial length of cascade

通过调整叶栅轴向长度,使得在不同 β_2 下,维持叶栅出口有效面积恒定不变.图 17 给出了空气流量随出口气流角 β_2 的变化曲线.由图 17 可知,此时叶栅空气流量基本不发生变化.

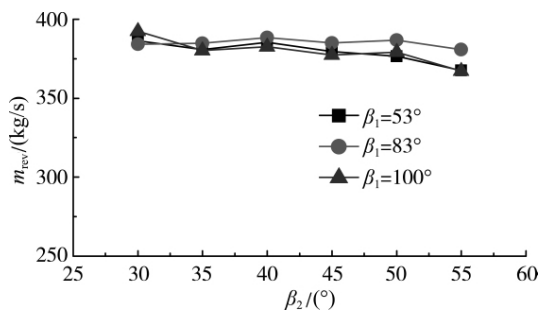


图 17 叶栅出口有效面积恒定时叶片出口角对空气流量的影响

Fig. 17 Effect of outlet flow angle on mass flow at constant effective area of cascade outside

图 18 是轴向反推力随出口气流角 β_2 的变化曲线.可以看到,在空气流量不变的情况下,随着 β_2 的增大,反推气流轴向速度减小,轴向反推力持续下降.

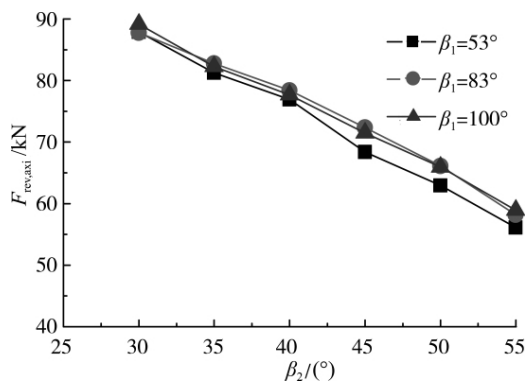


图 18 叶栅出口有效面积恒定时叶片出口角对轴向反推力的影响

Fig. 18 Effect of outlet flow angle on axial reverser thrust at constant effective area of cascade outside

3 结 论

本文通过数值模拟,研究了叶栅 5 个几何参数对反推力装置空气流量和轴向反推力的影响.总结其变化规律,得出如下结论:

1) 叶栅式反推力装置结构复杂,易产生回流,本文采用混合网格技术和标准 k - ω 湍流模型进行数值模拟.计算所得叶栅出口前端径向马赫数分布与实验测定值吻合良好,验证了该数值方法的有效性.

2) 通过研究叶栅进口气流角、过渡段半径及叶片上下端轴向间距对反推性能的影响可知,这三者相互影响,共同决定着风扇气流能否顺利导入叶栅.当其与来流气路吻合较好时,可取得较高的反推性能.

3) 稠密度影响着叶栅的出口面积和导流性能,设计中一般要将稠密度控制在 1 到 1.5 之间.出口气流角是反推力装置设计的关键因素,对反推性能起着决定性的作用,在设计中要根据风扇

额定空气流量和制动所需的轴向反推力来选定,一般取值为 $30^\circ \sim 50^\circ$.

参考文献:

- [1] Jeffrey A. Why do airlines want and use thrust reversers [R]. NASA TM-109158, 1995.
- [2] Chuck C. Computational procedures for complex three-dimensional geometries including thrust-reverser effluxes and APU [R]. AIAA-2001-3747, 2001.
- [3] John H P, Fred W, Jack G, et al. Summary of scale-model thrust-reverser investigation [R]. NACA TN 3664, 1956.
- [4] Dietrich D A, Gutierrez O A. Performance of a cascade thrust reverser for short-haul applications [R]. AIAA-1974-1171, 1974.
- [5] Butterfield J, Yao H, Price M, et al. Methodologies for structural optimization of a thrust reverser cascade using a multidisciplinary approach [R]. AIAA-2003-107, 2003.
- [6] Butterfield J, Yao H, Armstrong C, et al. Weight reduction methodologies for a thrust reverser cascade using aerodynamic and structural integration [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2004, 218(5): 301-313.
- [7] Dietrich D A, Crooker A J. Effect on fan flow characteristics of length and axial location of a cascade thrust reverser [R]. NASA TM X-3247, 1975.
- [8] Yao H, Cooper R K. Numerical simulation on flow fields of the nature blockage thrust reverser [R]. AIAA-2005-631, 2005.
- [9] Scott C A, Jeffrey A Y. Static performance of six innovative thrust reverser concepts for subsonic transport applications [R]. NASA/TM-2000-210300, 2000.
- [10] Luis G T, Guilherme L O. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through cfd [R]. AIAA-2003-723, 2003.
- [11] 陈懋章. 粘性流体动力学基础 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [12] James G H, Jack G M. Preliminary performance data of several tail-pipe cascade-type model thrust reversers [R]. NACA RM E55F09, 1955.