DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2020.04.037

支板融合 OGV 平面叶栅数值计算及试验研究

杜峰,周正贵,韩露

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏南京 210016)

摘 要:针对大涵道比涡扇发动机外涵处支板融合 OGV 结构,选取其 50% 叶高处叶型的平面 叶栅,采用数值模拟与试验相结合的方法,进行叶栅的流场数值计算,确定缩尺平面叶栅的试 验可行性,研究叶栅的攻角损失特性,分析并找出进口马赫数及攻角对叶栅尾迹的影响规律。 通过对支板融合 OGV 平面叶栅进行吹风试验,测量叶栅的尾迹损失及气流角分布,验证了数 值计算与试验结果有较好的一致性。 关键词:涡扇发动机;支板;出口导流叶片;平面叶栅试验;数值计算

中图分类号:V231.3 文献标识码:B 文章编号:1671-5276(2020)04-0136-04

Numerical Calculation and Experiment Study of Integrated Strut OGV Configuration Plane Cascade

DU Feng, ZHOU Zhenggui, HAN Lu

(Collgeg of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China) Abstract:According to integrated strut OGV configuration at the bypass duct of a high bypass ratio turbofan engine, this paper uses the method, in which the numerical simulation is combined with the experiment with the plane cascade from 50% blade height profile. The numerical calculation of the flow field of the cascade is carried out. The numerical value is used to determine the feasibility of the scale test of the plane cascade. The attack angle loss characteristics of the cascade are studied. The influencing factor of Mach number and the atlack angle at the inlet and outlet on the wake is analyzed. The experiment on the integrated strut OGV configuration plane cascade is carried out. The wake loss and flow angle distribution of the cascade are measured. It is found that the experimental results are accordant with the calculatied ones.

Keywords: turbofan engine; strut; OGV; plane cascade test; numerical calculation

0 引言

大涵道比涡扇发动机的外涵处安装有一圈出口导流 叶片(outlet guide vane,OGV),具有将风扇出口的气流整 流并转至轴向出气的功能,而在 OGV 的附近亦有用于支 承外涵道与机匣的支板,其内部可以连接发动机各部件的 油路管线和气动线路。

支板在发动机中起到不可替代作用的同时,由于其自 身体积较大,因而会对发动机外涵处的流场造成一定影 响。在气动方面,支板使得通道内流场沿周向不均,引起 的扰动会向上游传播,影响 OCV 叶栅流场,有时甚至穿过 OGV 叶栅通道到达风扇,使风扇转子流场不均匀。另外 有研究表明^[1],对于大涵道比涡扇发动机,OGV 的损失每 增加 1%,发动机耗油率约提高 0.33%。支板的存在还会 对发动机的噪声产生不利影响,研究表明发动机外涵支板 引起的压力脉动是造成发动机噪声的原因之一^[2]。在结 构方面,支板的存在也增加了发动机的尺寸和质量,不利 于提高发动机的推重比。因此外涵道支板的设计是决定 涡扇发动机性能好坏的重要因素。

如图1所示,一般外涵道处的 OGV 与支板呈轴向分

布。现将支板与 OGV 并排沿周向分布,结构如图 2 所示, 可以缩短轴向距离,减小发动机的尺寸,减轻发动机的质 量,另外具有改善气动性能以及降低噪声的良好效果^[3]。



平面叶栅试验研究仍然是取得叶片设计数据的重要手段,是叶栅理论的重要组成部分^[4]。本文针对外涵支板融

第一作者简介:杜峰(1993—),男,江苏海安人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气体动力学。

合 OGV 结构进行了 50% 叶高的平面叶栅流场数值计算及 叶栅吹风试验,主要研究目的是通过平面叶栅试验检验支 板融合 OGV 结构的气动性能,验证数值计算的可靠性。

1 试验设备

1.1 试验台

目前国内外众多科研机构建立了自己的风洞试验台 并进行了各类平面叶栅试验^[5-7]。本文的平面叶栅试验 在南航的暂冲式跨音速平面叶栅风洞试验台上进行。试 验台的结构示意图如图 3 所示。该试验台由快速阀、流量 调节阀、扩张段、稳定段、收敛段、工作段以及转动圆盘等 几个主要部分组成。



图 3 平面叶栅风洞结构示意图

1.2 试验件

如图 4 所示,支板融合 OGV 平面叶栅试验件由支板、 OGV 叶片以及辅助叶片构成。叶片均为支板融合 OGV 结构 50% 叶高处叶型的直叶片,叶高 90 mm,上下端壁盖 板为 800 mm×200 mm。



图 4 平面叶栅试验件

如图 5 所示,叶栅中部为支板(Strut),靠近支板压力 面侧的第 1 个 OGV 叶片为 PS1,第 2 个叶片为 PS2;靠近 支板吸力面的第 1 个 OGV 叶片为 SS1,第 2 个叶片为 SS2,其余以此类推。其中 PS1、PS2、PS3、SS1、SS2、SS3 也 就是最靠近支板两侧的 6 个叶片叶型各不相同,其余 OGV 叶片均为叶型相同的普通 OGV。实际试验测量过程 中只测量 PS6-SS5 之间的 11 个 OGV 及 1 个支板叶片, PS6 和 SS5 外侧的 OGV 叶片均为辅助叶片,目的是为了 保证叶栅流场的周期性。



2 叶栅流场计算分析

2.1 计算模型及方法

支板融合 OGV 叶栅模型如图 6 所示, 网格采用 AutoGrid5自动生成,上下端壁为固壁边界, 生成的网格数 约为 565 万。



图 6 支板融合 OGV 平面叶栅模型

计算采用商用软件 NUMECA FINE/Turbo,湍流模型为 Spalart-Allmaras。设计点的进出口边界条件如表1所示。

表1 设	计点进出口边界条件
参数/单位	数值
进口总压/Pa	158 709.2
进口总温/K	328.52
进口气流角/(°)	-37.09
出口静压/Pa	126 000.8

2.2 缩尺模型可行性分析

受限于风洞尺寸,需要对原始支板融合 OGV 叶栅进 行一定的缩尺,缩尺比例为1:4.5。对原始尺寸叶栅以及 缩尺后的叶栅进行了设计点流场计算,并比较了不同的紊 流模型,其中缩尺叶栅选取了 S-A,kw-SST 无转捩以及 kw-SST 转捩模型。

各模型的出口总压及出口气流角沿切向分布,如图 7、图 8 所示。不同缩尺模型的出口总压分布基本重合,一 致性较好,出口气流角差别最大值出现在支板两侧,约为 0.5°,差别较小。





出口的计算平均值如表 2 所示。不同的紊流模型缩 尺叶栅以及原始叶栅的出气角均在 0° 附近,总压恢复系 数也基本接近。

叶栅模型	出气角∕(°)	总压恢复系数	
原始 SA	-0.33	0.991 2	
缩尺 SA	-0.16	0.987 3	
缩尺 kw-SST 无转捩	-0.05	0.990 5	
缩尺 kw-SST 有转捩	-0.05	0.993 9	

表 2	缩尺模型与原始叶栅计算结果比软	交

2.3 叶栅攻角特性研究

为了解支板融合 OGV 全工况气动性能,对支板融合 OGV 结构叶栅进行攻角研究,计算不同进口马赫数下的 攻角特性线。

图 9 为进口马赫数分别为 0.4、0.5、0.6、0.7、0.8 以及 0.85下的叶栅攻角损失特性线。从图中可以看出,当进口 马赫数较低,在0.5以下时,叶栅的特性线完整,攻角范围 较大,叶栅的整体损失也不大;进口马赫数增大至0.6时,



叶栅在负攻角下的损失明显增大;当进口马赫数增大到 0.7时,叶栅在大负攻角下到达堵点,攻角范围减小;随着 背压的不断降低,叶栅在负攻角下气流堵塞愈来愈严重, 进口马赫数无法上升,当马赫数继续增大至0.8时,负攻 角下的叶栅全部达到堵塞点,特性线缺失,攻角范围变得 很小,只剩下部分正攻角,且总体的损失进一步增大。

为了研究进口马赫数增大、叶栅负攻角范围减小的原 因,查看-2°攻角下,4个不同进口马赫数下的马赫数云 图,如图10所示,从中可以发现当进口马赫数增大,吸力 面局部加速区速度逐渐增大至超音,且超音区域不断扩 大,形成的激波堵塞叶栅通道,使得进口马赫数无法继续 增大,因此叶栅的负攻角范围减小。同时激波的存在也使 得叶栅的损失急剧增大。



(d) $M_1 = 0.8$

图 10 *i*=−2°时不同进口马赫数下叶栅马赫数云图

试验结果及分析 3

(c) $M_1 = 0.7$

本次试验进行了支板融合 OGV 平面叶栅在进口马赫 数 $M_1 = 0.4$, 攻角 $i = -6^{\circ}, 0^{\circ}, +10^{\circ}$ 以及进口马赫数 $M_1 =$ 0.7, 攻角 i=0°下 4 个工况点的吹风试验。试验结果及分 析如下所述。

出口总压损失系数分布 3.1

图 11 为不同攻角 i 及进口马赫数 M₁下,出口 50%叶 高处总压损失系数切向分布的试验与计算结果比较。总 体上来看,试验与计算结果分布规律基本一致。OGV 叶 片的尾迹损失相对较小,叶栅的支板尾迹损失较大,最大 损失约为 OGV 的两倍。当进口马赫数为 0.4 时,正、负攻 角下叶栅与零攻角相比损失整体有所上升,且正攻角下尾 迹增大尤为明显;零攻角下, M1=0.7相比于 M1=0.4, 叶 栅的损失也整体上升。

图 11 中实线为计算结果,黑散点为试验测量结果。





3.2 出口气流角分布

从图 12 的出口切向气流角分布试验和计算结果来 看,支板的存在使得支板两侧的出气角变化较大,远离支 板的出气角基本在 0°附近;在大的正攻角下,由于支板吸 力面侧的分离,气流出现亏转,出气角减小。

4 结语

本文采用数值计算与试验相结合的方法对支板融合





图 12 出口气流角沿切向分布

OGV 结构平面叶栅进行了研究,分析了叶栅的攻角特性、 尾迹分布规律。通过研究发现:

1) 通过数值计算发现试验使用缩尺后的叶栅与原始 尺寸叶栅流场一致性较好,确定了试验的可行性。

2)叶栅在低马赫数下,损失较小,攻角范围较大。当进口马赫数不断增大,大负攻角下,叶栅通道内的局部超 音区不断扩大并进入叶栅通道内形成堵塞,使得负攻角范 围减小,损失急剧增大。

3)进行了 50% 叶高的平面叶栅试验,发现试验与计 算结果有较好的一致性,验证了攻角以及进口马赫数对叶 栅损失的影响;同时发现大攻角时,支板会对 OGV 的轴向 出气有较大影响。

参考文献:

- [1] C. Clemen, P. Albrecht, S. HerZog. Systematic optimisation of a turbofan bypass duct system[J]. ASME, 2012, 23: 206-212.
- [2] NG W.F., O'Brien W.F., OLSEN T.L.Experimental investigation of unsteady fan flow interaction with downstream struts [J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2):157-163.
- [3] 中航商用航空发动机有限责任公司.发动机融合外涵出口导 叶支板结构以及航空发动机:中国,CN201320821399.0[P]. 2014-05-28.
- [4] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2014.
- [5] 兰发祥,周拜豪,梁德旺,等. 跨、超声速吸附式压气机平面叶 栅试验[J]. 航空动力学报,2010,25(5):167-172.
- [6] BO Song, WING F. Ng. Performance and flow characteristics of an optimized supercritical compressor stator cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3):16-21.
- [7] 赵志奇. 跨音速压气机平面叶栅试验与数值研究[D]. 哈尔 滨:哈尔滨工业大学,2016.

收稿日期:2019-03-28