

高涵道比高效率风扇气动设计与 CFD 分析

陈 武

中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002

[摘要] 本篇文章呈现了一种高涵道比低压比风扇的初步气动设计和对该设计的 CFD 模拟分析, 目标是设计一种涵道比达到 15, 压比为 1.35, 外涵道级间效率达到 0.92 的高涵道比高效率风扇。最终的模拟结果显示该风扇达到设计压比和涵道比, 外涵道级间效率为 0.9, 内涵道级间效率为 0.8。外涵静子高效, 内涵静子效率小于设计目标, 需要重新设计。拥有双圆弧叶栅的转静子初步气动设计是令人满意的。该风扇的气动设计可为大中小涵道比风扇的气动设计提供一定参考。

[关键词] 风扇; 高涵道比; 高效率; CFD

DOI: 10.33142/aem.v3i4.4037

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

Aerodynamic Design and CFD Analysis of High Bypass Ratio and High Efficiency Fan

CHEN Wu

AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, Hunan, 412002, China

Abstract: This paper presents the preliminary aerodynamic design and CFD simulation analysis of a fan with high bypass ratio and low pressure ratio. The goal is to design a high bypass ratio and high efficiency fan with bypass ratio of 15, pressure ratio of 1.35 and external bypass interstage efficiency of 0.92. The final simulation results show that the fan achieves the design pressure ratio and bypass ratio, and the interstage efficiency of outer bypass is 0.9, and that of inner bypass is 0.8. The efficiency of external stator is higher than that of internal stator, which needs to be redesigned. The preliminary aerodynamic design of the rotor stator with double circular arc cascade is satisfactory. The aerodynamic design of the fan can provide some reference for the aerodynamic design of fans with large, medium and small bypass ratio.

Keywords: fan; high bypass ratio; high efficiency; CFD

引言

在现代民用涡扇发动机上, 大约 80% 或者更多的推力是由风扇提供的。一般提高风扇效率 1% 能减少燃油消耗 0.7%, 而低油耗是商用涡扇发动机不断的追求。通常有两种方法提高总效率来减少燃油消耗, 一种是提高热效率, 一种是提高推进效率。推进效率的定义如方程 (1) 所示。

$$\eta_{prop} = \frac{2}{1 + \frac{V_j}{V_0}} \quad (1)$$

从方程 (1) 可知, 减少尾气速度 (V_j) 能提高推进效率。在涡扇发动机中, 这意味着更多的内涵能量应被传递到外涵, 即更大的涵道比。随着涵道比的提高, 最优风扇压比也变得越低。

在现代亚音速民用航空发动机中, 单级风扇被普遍采用。本文设计了一个全新的单级风扇, 设计目标如表 1 所示。

表 1 设计目标

参数	值
涵道比	15
外涵压比	1.35
外涵等熵效率	0.92
内涵等熵效率	0.88

1 文献综述

1.1 设计过程

设计过程一般包括初始设计、throughflow 方法、叶栅计算、准三维计算、三维计算流体力学模拟分析。

初始设计的重要性在于它能影响压气机布局甚至发动机循环。初始设计用来构造速度三角形以及级负载 (stage

loading)、流系数等参数。压气机的尺寸也能计算出来。

计算流体力学(CFD)正被越来越来用在涡轮机械的设计和分析过程。在CFD中,雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程在一个计算网络上求解,以获得网格上的流场。CFD能预测叶片表面压力分布,跨音速过程以及泄露等。但边界层和二次流的预测可能不是很准确。

1.2 叶栅

叶栅主要有C系列、NACA 65以及双圆弧叶栅等。C系列主要应用在英国,有C4、C5和C7。NACA 65主要应用在美国。这两种叶栅适用于亚音速情况。而双圆弧可适用于跨音速情况。

1.3 漩涡理论(vortex theory)

漩涡理论是关于流体元素径向平衡的理论。一个流体元素在转子中旋转会受到离心力的作用,该离心力需要径向的静压差来平衡。有几种漩涡理论如自由漩涡、强制漩涡、可变漩涡和混合漩涡。

1.4 激波及损失

当进气马赫数低于1.5时且无边层分离,激波是一种有效的压缩空气的方式。当进气马赫数低于1.5时,由正激波引起的损失是非常小的。

1.5 关键参数

1.5.1 涵道比和风扇压比

涵道比(BPR)是外涵流量与内涵流量的比值。高涵道比能提供更高的起飞推力且能使耗油率降低。当涵道比、涡轮进口温度、总压比确定后,存在一个最优风扇压比,且最优压比随着涵道比的增加而降低。

1.5.2 风扇叶尖速度

叶尖速度通常受机械强度所限,其值一般小于500m/s。更高的叶尖速度意味着更高的相对进口马赫数,而这无益于提高风扇效率。Freeman和Nicholas指出,对于每一个风扇压比,都存在一个最优叶尖速度,且最优叶尖速度随着压比的降低而变小,而相对效率增加。

1.5.3 级负载(stage loading)

级负载是对气流做的功与叶片速度平方的比值。该比值通常在1.2以下且太高会对效率产生负面影响。而径向均匀的级负载有利于效率。

2 设计及模拟结果

2.1 设计点

本文选取巡航状态作为设计点,因为大多数民用航空发动机在运转时大部分时间处于巡航状态,并消耗燃油。表2中推力以为波音在研新中型客机提供动力为参考,涵道比、总压比、涡轮进口温度借鉴最新民用涡扇发动机性能参数。风扇压比1.35为设计点状态下的最优压比。

表2 巡航和起飞性能

	质量流量(kg/s)	涵道比	风扇压比	总压比	涡轮进口温度(K)	推力(kN)
设计点(高度 10670m, Mach 0.83)	540	15	1.35	61	1600	42.63
非设计点(海平面静止状态)	1150	13.8	1.345	55	1800	255

2.2 叶尖速度和风扇转速

根据Freeman和Nicholas,对于一个给定风扇压比,都有一个最优风扇转速,使得效率达到最高,如图1所示。

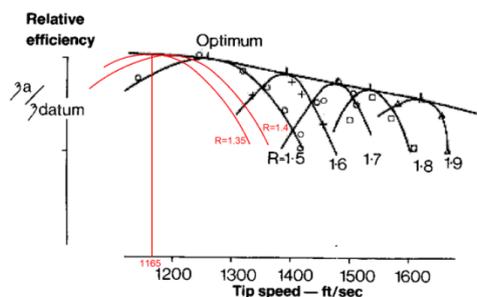


图1 转子效率相对叶尖速度变化(改编自Freeman和Nicholas)

从图1可知,对于压比为1.35风扇,其最优叶尖速度为355m/s。根据3.3中假设的风扇尺寸,可得风扇转速为

2264. 9RPM。

2.3 假设

对风扇转子做如下假设：

自由漩涡；

整个流道进气轴向速度为 200m/s，风扇直径由此计算为 3m；

转子有 18 个叶片；

展弦比为 2.2；

双圆弧叶型 (Double circular aerofoil, DCA)；

转子进口叶尖半径与叶根半径比值为 0.3；转子出口该值为 0.35。该值较低有利增加流域面积；

叶片前沿处气流攻角为 0；

根据 McKENZIE，转子叶尖直径从进口到出口减小 2%；

由 Law 和 Wadia，转子叶尖、叶中、叶根处的叶片的最大厚度为相应处实际弦长的 0.025, 0.05, 0.075；

叶尖间隙为 1%叶长。

2.4 单级风扇初步设计结果

限于篇幅，本文直接给出了最终的转子设计及模拟结果，并省略了以下研究内容：

转子及静子详细设计结果；

仿真方法及求解设置

优化过程及其结果；

网格和湍流模型独立性分析结果；

与转子 37、67 验证结果。

图 2 和图 3 分别为风扇转子气动设计结果和网格划分结果。

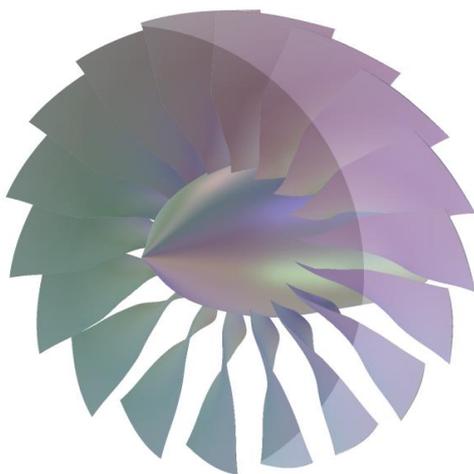


图 2 转子模型

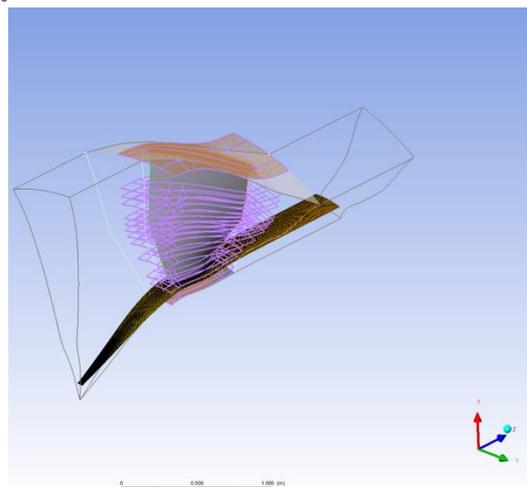


图 3 转子网格体 (网格数 800K)

2.6 仿真结果

最终模拟结果如表 3 所示。从表 3 可知，外涵静子总压损失比较小，而内涵静子总压损失比较大。外涵等熵效率接近文初设定目标，而内涵效率则差距较大。

表 3 风扇级模拟结果

参数	设计	模拟		
		转子出口	外涵静子出口	内涵静子出口
质量流量 (kg/s)	540	519.84	487.37	32.42
压比	1.35	1.352	1.348	1.223
等熵效率	0.92	0.925	0.9	0.802
模拟涵道比:15.03; 外涵静子和内涵静子总压损失分别为: 352Pa, 864Pa.				

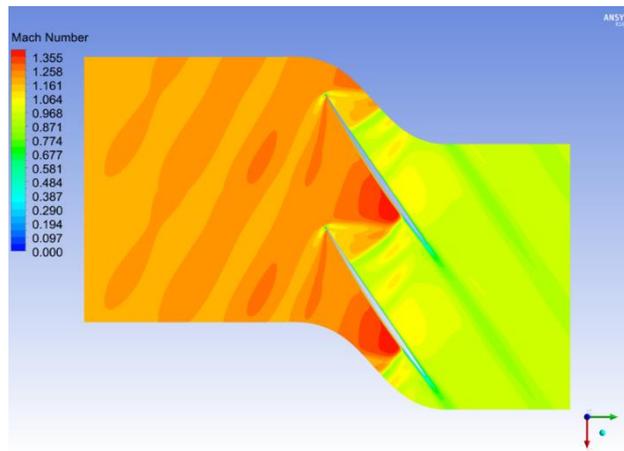


图4 马赫数分布(转子叶展0.9处)

从图4可以看出,在转子叶展0.9处,正激波处于流道的下游,这有利于风扇转子的稳定工作。最大马赫数小于1.5,且正激波引起的气流分离较小,这保证了风扇的高效率。

3 结论

本文给出了一种高涵道风扇的初步气动设计,并对该设计进行了模拟分析;模拟结果显示该风扇效率较高,接近文初设定目标;

CFD能对叶片表面压力分布、跨音速过程以及泄露等进行准确预测;

双圆弧叶型适用于跨音速转子且适用于外涵静子;

从Freeman和Nicholas图中选择的风扇转子叶尖速度接近压比1.35的最优叶尖速度。

[参考文献]

- [1]陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势——用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报,2008(6):961-975.
- [2]RR. 罗尔斯·罗伊斯“遑达”800发动机[J]. 航空知识,1997(8):60.
- [3]陈光. 高涵道比涡轮风扇发动机发展综述[J]. 航空制造技术,2008(13):40-45.

作者简介:陈武(1988.12-),男,南京航空航天大学,飞行器动力工程,中国航发湖南动力研究所,主管设计师,工程师。