

文章编号: 1000-8055(2008)08-1519-04

某小型涡扇发动机增压级设计与试验验证

丁建国^{1,2}, 邹学奇², 吴志青², 杨晶晶^{2,3}, 胡 骏¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002;

3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用经过试验验证的一维方案设计程序包以及与轴对称流设计程序相匹配的任意中弧线叶片造型程序, 运用三维计算与一维、二维气动设计相结合的方法成功地完成了某小涡扇发动机增压级气动设计, 并且单独设计和加工内涵两级增压级进行了试验验证, 试验结果表明, 该增压级具有宽广的高效率区和高喘振裕度, 设计结果与试验结果吻合较好。

关 键 词: 增压级; 设计; 小型涡扇发动机; 试验验证

中图分类号: V231

文献标识码: A

Design and experiment demonstration of a booster of small turbofan engine

DING Jian-guo^{1,2}, ZOU Xue-qi², Wu Zhi-qing², YANG Jing-jing^{2,3}, HU Jun¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;

3. School of Jet Propulsion,

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

Abstract: By means of test-proven one dimension project design procedure library and arbitrary airfoils blade design procedure of turbo machine matching the axial symmetry stream-line curvature approach design code, a booster of small turbofan engine was designed and tested successfully by combining three dimension computational fluid dynamics, one dimension and two dimension aerodynamics designs. The experiment results indicate that, the booster has high efficiency over a wider range and better stall margin, and the design results correspond with experimental results.

Key words: booster; design; small turbofan engine; experiment demonstration

增压级是国内外许多军用和民用双轴涡扇发动机及少数三轴涡扇发动机低压压气机的重要组成部分, 它通常由 1~5 级组成, 用于增加核心发动机的流量和压气机总增压比。在风扇和高压压气机之间增加增压级是涡扇发动机研制中改进改型和系列化发展的重要技术途径。国外主要航空

发动机公司早已掌握了成熟的增压级设计技术, 并在继续开发新的设计技术, 例如 JT15D-4/5, PW545A, DV2, AF22, CF34-10, BR715 等都是从其前一型号增加若干级增压级演变而来的。采用增压级的更高推力级涡扇发动机则更多, 如: CFM56, V2500, PW8000, PS-90A, CF6-80C2,

收稿日期: 2007-08-08; 修订日期: 2007-11-21

作者简介: 丁建国(1971-), 男, 湖南醴陵人, 高级工程师, 博士生, 主要从事风扇、增压级和高压压气机气动性能设计研究。

E-mail: djg608@yahoo.com.cn

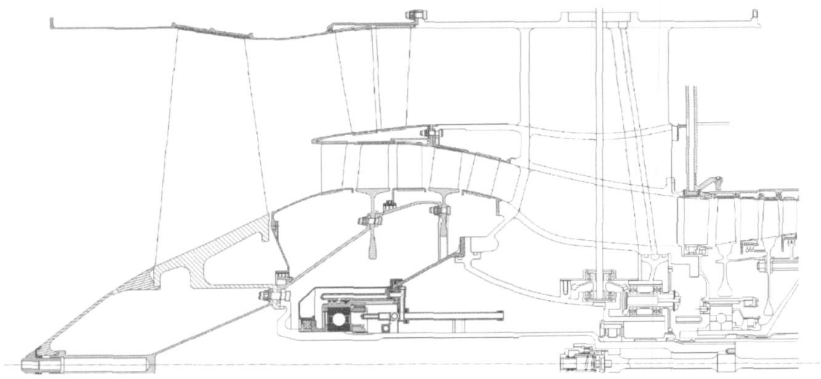


图 1 风扇/增压级
Fig. 1 Fan and booster

GP7000 ,PW4000 ,GE90 等^[1-2]. 因此,验证和掌握增压级特性计算方法和设计技术是增压级设计技术体系中一个非常重要的环节.

某小型涡扇发动机采用不带进口导叶的单级中高压比、跨声、小展弦比设计的内外涵风扇加两级内涵增压级构成(图 1),增压级主要气动设计参数见表 1.

表 1 增压级设计参数
Table 1 Booster design parameters

参 数	数 值
进口换算流量/(kg/s)	12.76
进口轮毂比	0.80
叶尖周向速度/(m/s)	303
总压比	1.505
第 1 级压比	1.245
第 2 级压比	1.209
绝热效率	0.88

1 增压级流路和气动设计

在流路的选择方面,首先通过一维气动设计确定了一个初步流路,其中外流路是一条光滑的曲线,但考虑到结构设计的方便,把外流路改为由几段折线连接而成的光滑流路.增压级进口和出口流路都考虑到与风扇内涵流路以及分流机匣内涵流路的有机结合(见图 1),第 2 级增压级有意按下压式流路进行设计.通过多轮改进,确定的最终的风扇/增压级内涵流路如图 2 所示.

增压级的气动计算是将内涵段的风扇级连同进行,增压级是受给定空气流量值的流线限制的.在设计过程中,主要对以下参数进行了监控:展弦比、扩散因子、转子进口叶尖相对马赫数、静子进口轮毂绝对马赫数、轴向速度分布、气流转角、总

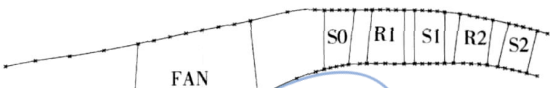


图 2 风扇和增压级内涵流路
Fig. 2 Fan and booster core flow-path
性能及喘振裕度等.

在气动设计过程中,采用了三维计算与一维、二维设计分析相结合的方法,对每排叶片攻角和落后角的选取都经过了数轮调整与迭代,最后方案的二维设计参数、三维计算性能及进出口气流角等内部流场合理,满足设计要求.

2 主要设计参数

1) 压比、载荷系数和效率

增压级设计点压比选择在 1.505,增压级两级的载荷系数分别为 0.255 和 0.2,对应的级压比为 1.245,1.209,级绝热效率为 0.885 和 0.877.设计中考虑了流道下压的设计特点和规律,降低了第二级的载荷系数,而第二级的实际气动负荷并不比第一级负荷低.

2) 展弦比

叶片展弦比不仅对喘振裕度和效率等性能参数影响很大,同时也影响增压级的轴向长度、叶片数以及重量.展弦比减小,叶片宽度增加,增压级长度也相应增加;展弦比增加时,叶片宽度以及与其对应的增压级长度减小,叶片数目的增加可能会增大加工和装配的难度.各叶片排展弦比的选取综合考虑了气动与结构设计方面的影响,具体值为:第 1 级转静子(R1,S1)分别为 1.25 和 1.4,第 2 级转静子(R2,S2)分别为 1.20 和 1.25.

3) 轴向间隙

轴向间隙中径约 8~9 mm,轮毂处约 6~8 mm. 轴向间隙从根部到尖部逐渐增大.

4) 叶片数和叶栅稠度

叶片数和叶栅稠度根据最佳稠度和压气机结构要求确定,第 1 级和第 2 级转子叶片数均为 38,叶栅稠度分别为 1.162 和 1.225;第 1 级和第 2 级静子叶片数均为 62,叶栅稠度分别为 1.329 和 1.43.

5) 流量储备系数

实际的粘性气体流过叶轮机内部时,在内外环形壁面上形成边界.而在准三维设计中,由于计算略去了粘性项,速度分布在内外边界处不等于零,因此在计算中使用的总流量必须大于实际要求通过的流量才能达到设计性能目标,即必须取接近而略大于 1.0 的流量储备系数 K_G . 本设计中的进出口流量储备系数取 1.02.

6) 环量 (CuR)

沿叶高基本按等环量设计,沿流线从叶片前缘到尾缘按线性分布.

7) 效率及总压恢复系数沿展向的分布

转子效率、静子总压恢复系数等参数的平均值来自一维计算结果,沿径向分布按经验曲线及三维计算结果迭代确定.

8) 攻角和落后角

攻角 i 和落后角 d 沿径向 R 的分布见图 3 和图 4,攻角沿径向分布基本为线性变化;第 1 级和第 2 级转子叶片落后角沿径向为曲线分布,而第 1 级和第 2 级静子叶片落后角沿径向也为线性分布.

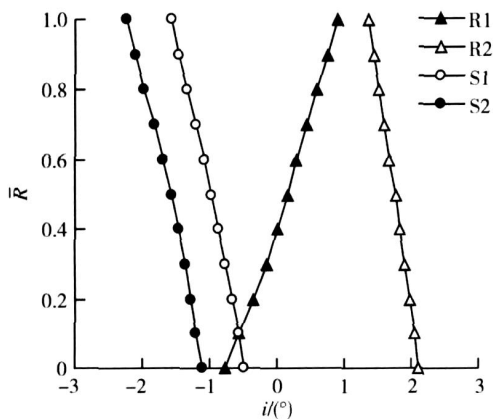


图 3 攻角

Fig. 3 Incidence

9) 扩散因子

轴对称流计算得到的扩散因子 (D 因子) 沿径

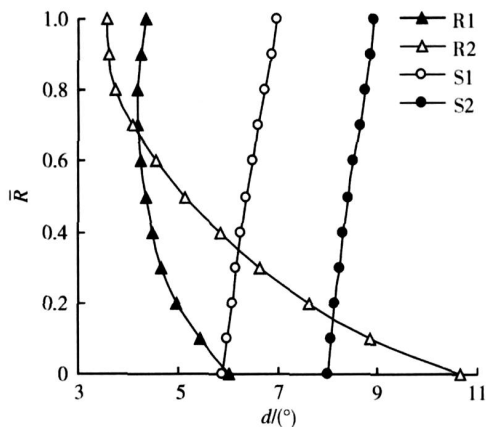


图 4 落后角

Fig. 4 Deviation

向分布如图 5 所示,从图中可以看出 D 因子都控制在合理范围之内,最后一排静子叶片 ($S2$) 由于其流路为驼背形,负荷较大, D 因子在叶根处最高,为 0.52,其余各排叶片 D 因子均在 0.4 以下.

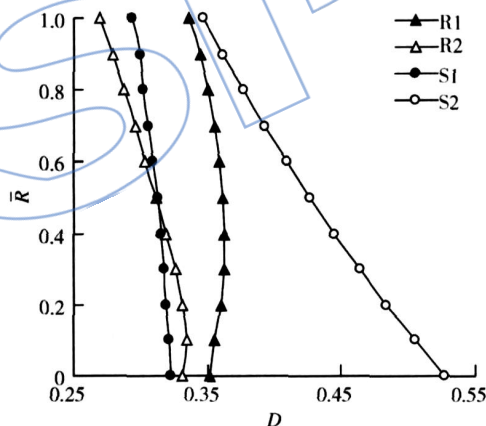


图 5 扩散因子

Fig. 5 Diffuse factor

3 增压级试验件设计和试验验证

增压级试验件主要是为了验证增压级的气动设计性能,与发动机上的增压级结构上存在一些差别,如为模拟风扇内涵静子的出口气流角而设计了可调的进口导向叶片,同时设计了带支板的进出口转接段.增压级试验件结构设计主要包括满足气动设计要求的试验件转静子结构设计,满足测试要求的机匣结构设计,满足试验设备要求的试验件前后转接段及转子支承轴承的润滑和封严等设计,试验件主要构件的选材,同时结构设计还应满足工艺和加工.试验件结构布局见图 6.

表 2 为增压级试验结果与设计指标的符合性.图 7 为增压级流量-效率特性,图 8 为增压级

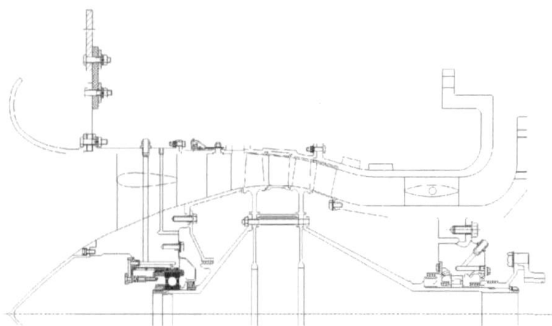


图 6 增压级试验件结构布局

Fig. 6 Configuration of booster test rig

流量-压比特性。图 7 和图 8 中一维计算特性和试验特性的相对折合转速为 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0 各 6 条特性线, 而使用三维粘性流计算软件 CFX-TASCflow 只进行了相对折合转速 1.0 的特性线计算。从图 7 和图 8 可以看出, 除 0.5 的相对折合转速外, 相对折合转速 0.6~1.0 的试验特性的最高效率点均稍高于计算特性, 在高速(0.8~1.0), 计算特性的右支流量稍微偏高。相对折合转速 0.5 和 1.0 的一维计算特性与试验特性在喘点吻合较好, 而其它转速的喘振边界的计算值与试验结果还存在一些差别。从图 8 也可看出, 三维计算得到的喘点压比明显低于试验结果, 流量明显高于试验结果, 因此试验得到的喘振裕度较三维计算高出近 10 %。

表 2 增压级试验结果与设计指标的符合性

参数	设计指标	试验结果	误差/ %
换算流量/(kg/s)	12.76	12.64	- 0.94
压比	1.505	1.505	
绝热效率	0.88	0.905	+ 0.025
喘振裕度/ %	≤15	25.7	+ 10.7

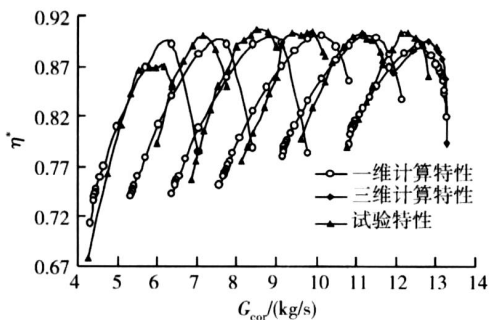


图 7 流量-效率特性

Fig. 7 Characteristic of mass-flow and efficiency

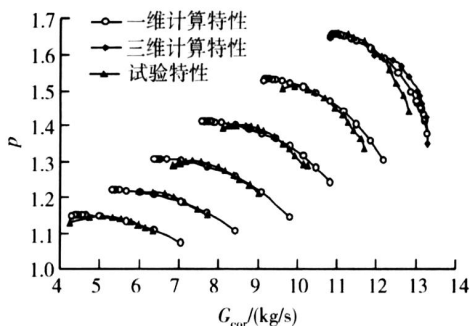


图 8 流量-压比特性

Fig. 8 Characteristic of mass-flow and pressure ratio

4 结 论

采用经过试验验证的一维方案设计程序包以及轴对称流设计程序相匹配的任意中弧线叶片造型程序, 运用三维计算与一维、二维气动设计相结合的方法完成了某小涡扇发动机增压级气动设计。

对内涵两级增压级试验件进行试验验证, 试验结果表明, 该增压级具有宽广的高效率区和高喘振裕度, 设计结果与试验结果吻合较好。

通过增压级设计与试验研究, 验证了增压级的设计技术, 为小型涡扇发动机增压级研制提供了经验。

参考文献:

[1] Gunston B. Jane 's aero-engines (issue eleven) [M]. UK: Jane 's Information Group Limited House, 2002.

[2] 胡晓煜, 方昌德. 世界中小型航空发动机手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.

[3] 丁建国. 多级轴流压气机特性计算和试验研究 [D]. 北京: 中国航空研究院, 2000.

DING Jianguo. Multi-stage axial-flow compressors characteristic computation and experiment investigation [D]. Beijing: Aviation Research College of China, 2002. (in Chinese)

[4] Raw J A. The prediction of off-design characteristics of axial and axial/centrifugal compressors [R]. SAE 800628, 1980.

[5] Grahl K. Off-design behavior for axial-flow compressor stages with invariable and variable geometry blades [R]. AD -767 265.

[6] Colvon W J. A new stage technique for axial-flow compressor performance prediction [R]. ASME Paper No. 78-GT-139.