

高空低雷诺数风扇/增压级气动设计^{*}

杨加寿, 冀国锋

(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵州 贵阳 550081)

摘要: 为发展一型适用于高空低雷诺数流动的风扇/增压级部件, 解决高空长航时无人机动力对部件的技术需求, 针对高空低雷诺数下的风扇/增压级进行了气动设计, 设计过程包含了一维热力计算、S2通流设计、叶片造型设计和三维数值计算分析。经过多轮设计迭代后, 得到了适用于高空低雷诺数条件下的最优叶型。三维数值计算结果表明: 风扇/增压级的内、外涵性能都达到了设计指标的要求, 且在高空低雷诺数下有较高的稳定裕度。与现有发动机风扇部件性能进行对比得出: 新设计的风扇/增压级具有较好的高空工作能力, 可以满足总体对风扇/增压级的性能需求。

关键词: 低雷诺数; 风扇; 压气机; 气动设计; 叶片造型; 数值模拟

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 10-2190-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190463

Aerodynamic Design of Fan-Booster under Condition of High Altitude and Low Reynolds Number

YANG Jia-shou, JI Guo-feng

(AECC Guiyang Aero-Engine Research Institute, Guiyang 550081, China)

Abstract: In order to develop a type of fan/booster suitable for high-altitude and low Reynolds number flow to solve the problem of HALE UAV power demand, the aerodynamic design of fan/booster working under the condition of high altitude and low Reynolds number is performed. The design process includes 1D thermodynamic calculation, S2 through flow design, blade profiling design and 3D numerical calculation. After the design iteration is carried out for several times, the optimum blade profile suitable for high altitude and low Reynolds condition is acquired. The results of 3D numerical calculation indicate that the core and bypass performances of fan/booster accord with the requirements of design targets, and have a high stability margin at high altitude and low Reynolds number. Compared with the performance of current engine fan component, the newly designed fan/booster has better ability for operation at high altitude and can satisfy the performance requirements addressed by overall engine.

Key words: Low Reynolds number; Fan; Compressor; Aerodynamic design; Blade profiling; Numerical simulation

1 引言

随着现代军事的发展, 高空长航时无人机在国际战争中起到重要作用, 如美国的高空长航时无人

机“捕食者”、“全球鹰”, 在战争中显示出了巨大的性能优势和军事应用价值^[1]。高空长航时无人机需要油耗低、高空性能衰减慢、高空工作稳定性强等技术特点的动力系统^[2]。发展高空长航时无人机动力, 重

^{*} 收稿日期: 2019-07-03; 修订日期: 2019-11-26。

通讯作者: 杨加寿, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机压气机气动设计。E-mail: yangjs99@live.cn

引用格式: 杨加寿, 冀国锋. 高空低雷诺数风扇/增压级气动设计[J]. 推进技术, 2020, 41(10):2190-2196. (YANG Jia-shou, JI Guo-feng. Aerodynamic Design of Fan-Booster under Condition of High Altitude and Low Reynolds Number[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10):2190-2196.)

点在于降低高空低雷诺数对发动机压气机和涡轮部件性能的影响^[3-5]。无人机飞行高度达到20km以上时,大气极为稀薄,发动机工作的雷诺数远远小于地面状态。此时发动机内部环壁和叶片表面的粘性力非常大,流道内会出现较大的流动分离,粘性造成的损失远远大于地面状态^[6-8]。随着雷诺数降低,叶片吸力面的流动分离区加剧,很容易导致风扇/压气机部件流动失稳,从而使整机的推力下降、耗油率增大和稳定工作范围减小等,影响发动机在高空状态下的使用^[9-11]。雷诺数越小,对压气机的影响会越大,当雷诺数 $<3.5 \times 10^5$ 时,就需要考虑雷诺数对性能的影响。为了提高低雷诺数下风扇/压气机的稳定裕度,学者们采用叶片附面层抽吸技术、机匣处理技术等对低雷诺数下的发动机风扇部件尝试扩稳,这些方法都能提高低雷诺数下高风扇/压气机的稳定裕度,但会导致流量和效率下降^[12-13]。学者们也从风扇/压气机叶型设计着手研究,通过发展适应低雷诺数流动的叶型,减小低雷诺数对风扇/压气机部件的影响。叶型设计技术通过控制叶型表面的附面层发展,减小低雷诺数下叶型的流动分离,来降低叶型损失,从而提高风扇/压气机的稳定性^[14]。

对于高空低雷诺数下的风扇/增压级设计来说,小展弦比叶片设计是最佳选择。采用小展弦比设计可有效地提高叶弦雷诺数,使叶片表面的分离区域向尾缘移动,减小分离区域,降低流动损失,从而减小雷诺数带来的影响,而且小展弦比叶片设计是今后风扇/压气机叶型设计的发展趋势^[15]。因此,本文在进行高空低雷诺数下的风扇/增压级设计时,将采用小展弦比叶型设计技术,通过该技术发展适应高空低雷诺数流动的风扇/增压级部件,将对高空长航时无人机动力装置的研究具有重要意义。

2 设计方法和设计思路

2.1 设计方法

本文采用tfm_ama压气机气动设计软件^[16-17]对风扇/增压级进行气动设计:首先,应用一维的热力计算来进行流道设计,然后,进行S2流面流线曲率法通流设计,再通过任意中弧线造型方法生成三维叶型,最后对叶片造型的结果进行三维流场数值计算和初步的强度验算;根据三维数值计算和强度验算的结果对通流设计和三维叶片造型参数进行修改,不断迭代,直至获得满意的气动性能。详细的设计流程如图1所示,该设计方法在某型发动机风扇的研制中获得了很好的应用^[18]。

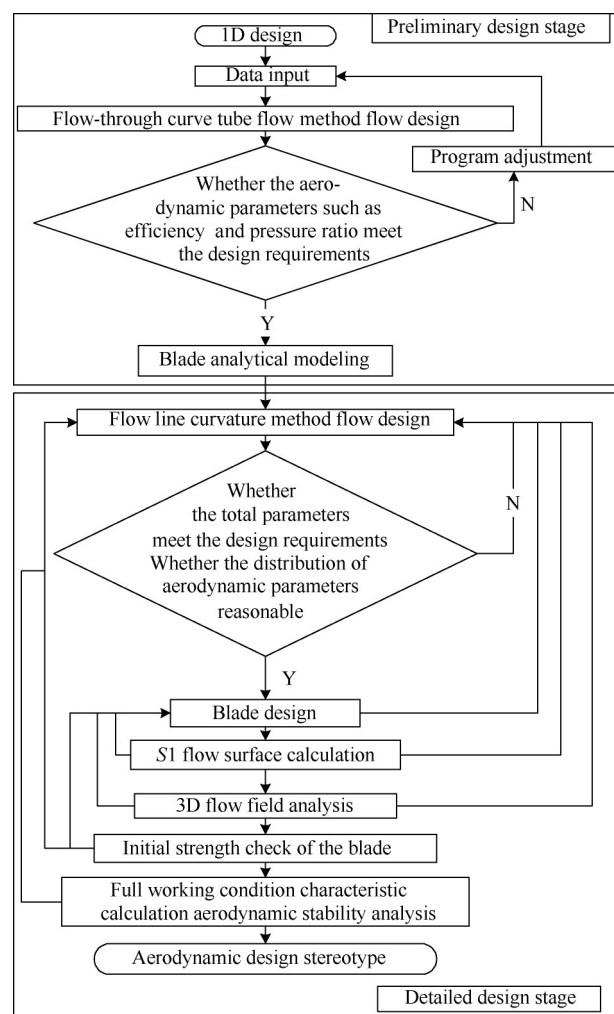


Fig. 1 Aerodynamic design flow chart

2.2 设计思路

为适应高空长航时无人机动力需求,本次设计采用1级风扇加3级增压级的结构形式,保持内涵流量不变,通过增大涵道比,实现低耗油率的目标。最终确定的风扇/增压级的子午流道如图2所示。

子午流道设计综合考虑了单位环面迎风流量和增压级的做功能力,风扇进口轮毂比选为0.36。根据风扇根部的负荷和风扇内涵出口气流速度,同时兼

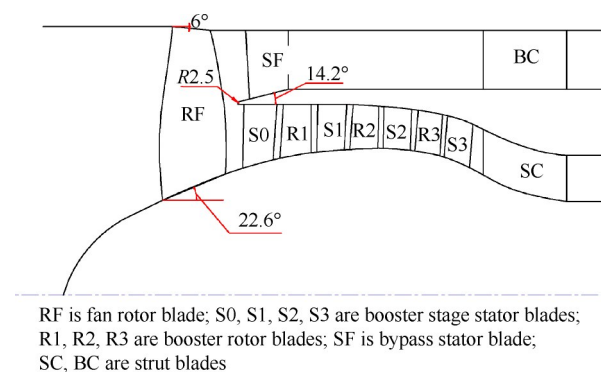


Fig. 2 Fan/booster meridian flow path diagram

顾增压级轮毂流路高度,确定风扇轮毂坡角为 22.6° 。为了降低尖部负荷,改善尖部流场,风扇叶尖流路有一定的收缩,收缩角度为 6° 。由于来流相对马赫数较高,风扇转子叶片中上部采用后掠,以降低最大相对马赫数,抑制激波强度,减少激波损失。

本文的风扇/增压级叶片是采用小展弦比设计的,展弦比要较传统叶型的小很多,表1给出了风扇/增压级各排叶片的轮毂比和展弦比。选择小展弦比设计能增大叶片的叶弦雷诺数,可使叶栅中的流动损失减小,能有效地提高效率和失速裕度。

Table 1 Hub/tip ratio and aspect ratio of each blade row		
Blade	Hub/tip ratio	Aspect ratio
RF	0.36	1.57
S0	0.67	1.65
SF	0.74	1.47
R1	0.72	1.39
S1	0.75	1.66
R2	0.76	1.43
S2	0.77	1.68
R3	0.78	1.46
S3	0.78	1.58

为了能较好地控制由低雷诺数带来的流动损失,本文的风扇/增压级以高空巡航状态作为设计点进行设计。

3 算例设计过程及结果分析

3.1 风扇/增压级通流设计

通流设计需确定流道的几何形状,扭转规律、环壁堵塞系数和转子效率、静子总压恢复系数等经验数据。根据给定的风扇/增压级各级的功分布,经过反复调试,确定各级转子、静子内部的环量沿展向和弦向的分布。

通流设计时按高空巡航状态给定进口参数及设计转速,表2列出了通流设计内外涵性能结果(表中的流量、压比、效率都按设计指标值进行无量纲化处理)。

图3给出了通流设计计算得到的周向平均相对

Table 2 Total performance results of through flow design		
Item	Fan/booster core parameter	Fan/booster bypass parameter
Relative mass flow	1.030	1.000
Overall pressure ratio	1.003	0.971
Efficiency	0.983	1.030

(绝对)马赫数分布。图中,对应的转子为相对马赫数,静子为绝对马赫数。图4给出了风扇转子进出口的马赫数沿展向的分布。由图可见,由于转速较高,风扇叶尖切线速度较大,尖部的马赫数较高,对效率会造成一定的影响。

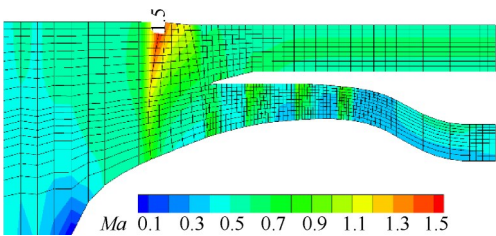


Fig. 3 Fan/booster meridian relative (absolute) Mach number distribution

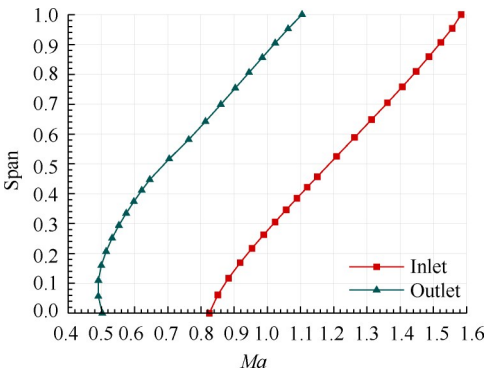


Fig. 4 RF Mach number distribution along the spanwise

D 因子作为考核压气机负荷的重要参数,表征气流流过叶栅相对扩压程度的大小。通常要求转子叶尖 D 因子 ≤ 0.4 ,转子其它部位和静子叶片 D 因子 ≤ 0.6 。通流设计计算得到的各排叶片的 D 因子沿展向的分布如图5所示。可以看出,转子叶尖最大 D 因子为0.33,转子其它部位和静子叶片的 D 因子 < 0.6 ,满足设计准则的要求。

3.2 风扇/增压级叶片造型设计

本文采用任意中弧线造型方法来进行叶片造型设计。该方法是根据流线曲率法的气动设计结果,在每个流面上生成一条最优中弧线,给定厚度分布规律、前后小圆半径等,生成基元流面叶型;然后指定积叠方式,给出每个流面叶型形心的积叠补偿,将基元流面叶型沿展向积叠起来,生成三维叶型。图6给出了各排叶片最大相对厚度沿展向的分布,图中 $T_{\max}$ 为叶片最大厚度, b 为叶片弦长。叶片最大相对厚度越大,叶型损失愈大,在强度允许的条件下,叶型厚度尽量小一些。图7给出了各排叶片的造型结果。

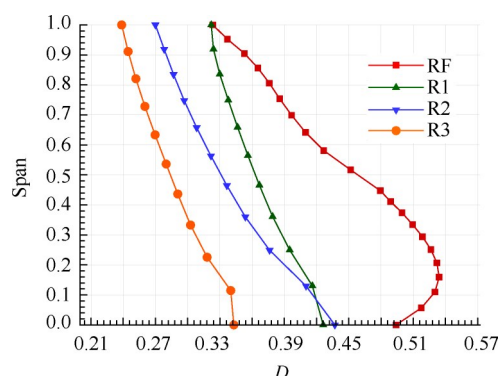
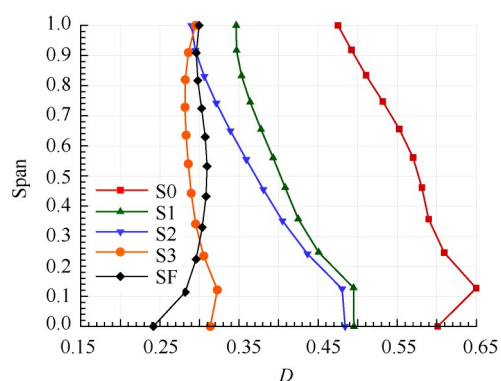
(a) Rotor D factor distribution(b) Stator D factor distribution

Fig. 5 Fan/booster diffusion factor distribution along the spanwise

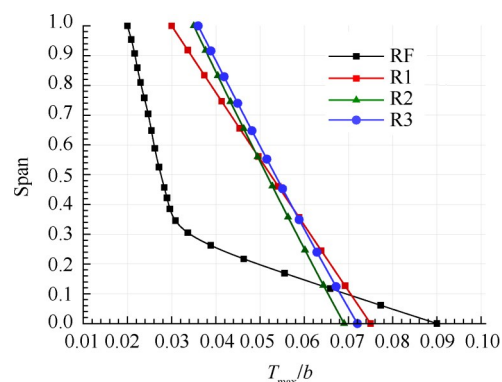
3.3 设计算例仿真分析

本文选用模拟旋转机械内部流场精度相对较高的计算软件 NUMECA 对新设计的风扇/增压级进行三维流场数值仿真,该软件计算精度已校核,计算结果与试验结果基本一致^[19]。

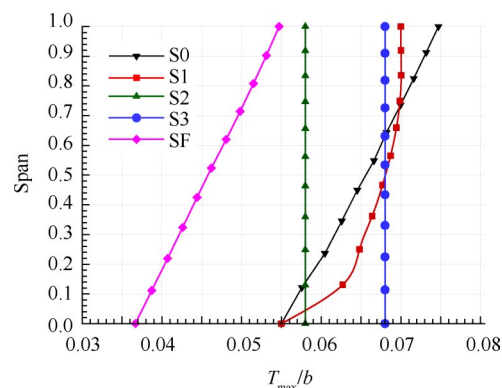
本文采用能真实模拟风扇/增压级内部流动状态的内外涵联算方式进行求解。图8给出了风扇/增压级的计算网格,网格采用 HOH 拓扑结构。考虑叶尖泄漏对性能的影响,风扇转子叶尖间隙设置为 0.6mm,增压级转子叶尖间隙设置为 0.4mm。壁面法向第一层网格尺寸为 0.01mm,保证壁面 $y^+ < 10$ 满足低雷诺数对计算精度的要求。风扇转子叶片沿径向给定 93 个网格点(其中,间隙 17 个网格点),沿周向设置 49 个网格点;增压级的转子叶片、静子叶片和外涵静子叶片沿径向都设置了 57 个网格点(其中,转子叶尖间隙 17 个网格点),沿周向设置了 49 个网格点。网格数量总计 476 万。

选择 Spalart-Allmaras 湍流模型求解雷诺平均三维 Navier-Stokes 方程。风扇/增压级进口条件按高空巡航状态给定,工质选择真实气体。出口给定平均静压,固壁选择绝热无滑移边界条件;计算时转动部

件给定转速,转静子交界面选择完全非匹配混合面法。



(a) Rotor



(b) Stator

Fig. 6 Blade maximum relative thickness distribution of along the spanwise

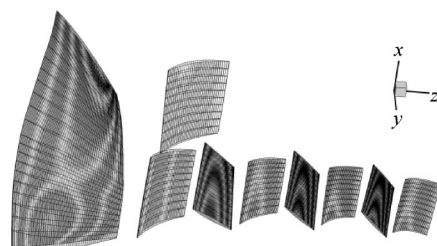


Fig. 7 Modeling results of each row of blades

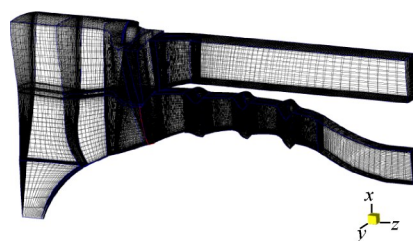


Fig. 8 Computational mesh of fan/booster stage

在高空巡航状态条件下计算了转速分别为 1.05, 1.00, 0.95, 0.90, 0.80, 0.70 和 0.60 的特性曲线。图9给出了风扇/增压级内涵的流量-总压比特性和流量-

绝热效率特性。图 10 给出了风扇/增压级外涵的流量-总压比特性和流量-绝热效率特性,压比、效率、内涵流量、外涵流量分别按设计指标值进行无量纲化处理。可以看出,内、外涵在常用转速范围都有较高的效率。

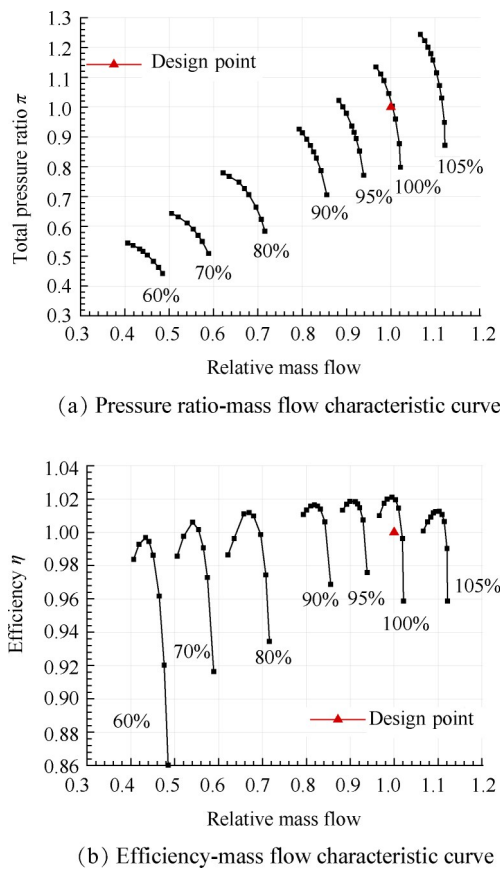


Fig. 9 Characteristic curve of fan/booster core

表 3 给出了高空设计点计算性能与设计指标的对比。从表中可以看出,新设计的风扇/增压级计算结果均满足设计指标的要求,且在高空巡航状态下有较高的稳定裕度。

风扇转子的设计是本设计的难点,由于切线速

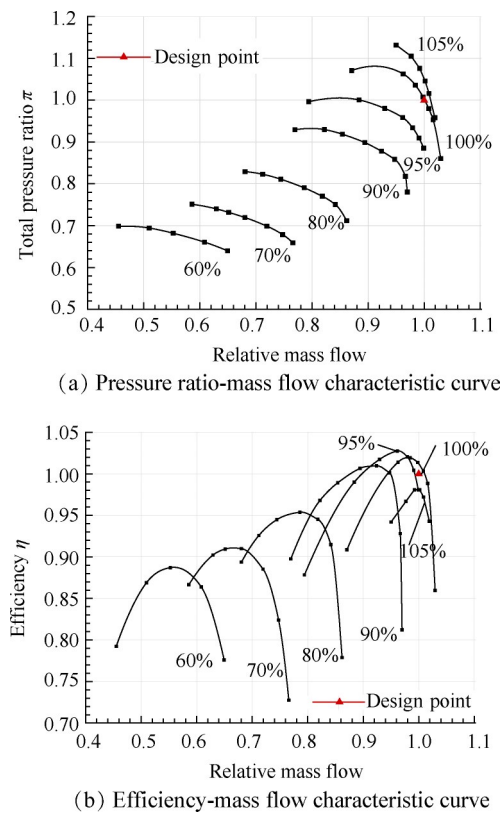


Fig. 10 Characteristic curve of fan/booster bypass

度较高,进口相对马赫数较高,尖部有较强的激波,会带来较大的流动损失。在本设计中,风扇转子叶片尖部采用预压缩设计,降低了激波带来的损失。因增压级的雷诺数较低,设计时增压级转子叶片采用了小展弦比设计,以保证增压级具有较高的效率。

图 11 给出了风扇转子根、中、尖截面相对马赫数分布。可以看出,风扇转子叶尖最大相对马赫数高达 1.65,形成很强的槽道激波,但由于采用了先进的叶型设计技术,激波后并没有形成较大的分离区,流动得到了有效控制,激波损失大大降低。图 12 给出了增压级各排叶片根、中、尖截面的马赫数分布。可以看出,由于采用宽弦设计,提高了增压级的雷诺

Table 3 Comparison between design index and calculated value

Parameter	Design index	Numerical calculation result	Absolute deviation	Relative deviation/%
Fan inlet relative mass flow	1	1.000	0.000	—
Fan/booster core pressure ratio	1	1.003	+0.003	+0.3
Fan/booster core efficiency	1	1.020	+0.020	—
Booster stage mass flow	1	1.003	+0.003	+0.3
Fan/booster core surge margin/%	≤15	17.500	+2.500	—
Fan/booster bypass pressure ratio	1	1.008	+0.008	+0.8
Fan/booster bypass efficiency	1	1.014	0.014	—
Fan/booster bypass surge margin/%	≤15	21.800	+6.800	—
Bypass ratio	1	1.010	0.010	1

数,使得增压级的流动得到了有效控制。

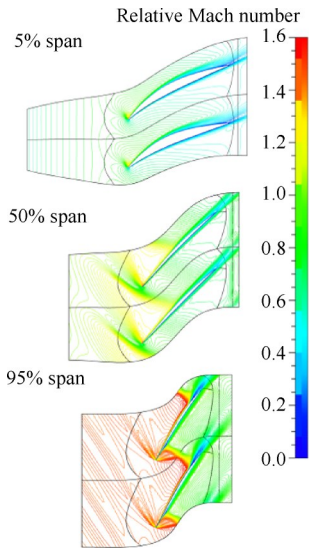


Fig. 11 Mach number distribution on root, middle and tip section of fan rotor

3.4 设计算例的方案可行性分析

本文设计的风扇/增压级部件用于高空无人机动力装置,因此需要验证其高空性能。本文应用某型发动机风扇部件(该发动机是用于高空状态的发动机,经过高台验证,能满足高空状态使用且有较好的稳定性能),与该风扇/增压级高空雷诺数对比,以及高空-地面性能衰减量对比,来验证风扇/增压级的高空性能。

表 4 给出了高空雷诺数对比。因本文风扇和增压级叶片均采用了宽弦设计,提高了风扇/增压级各

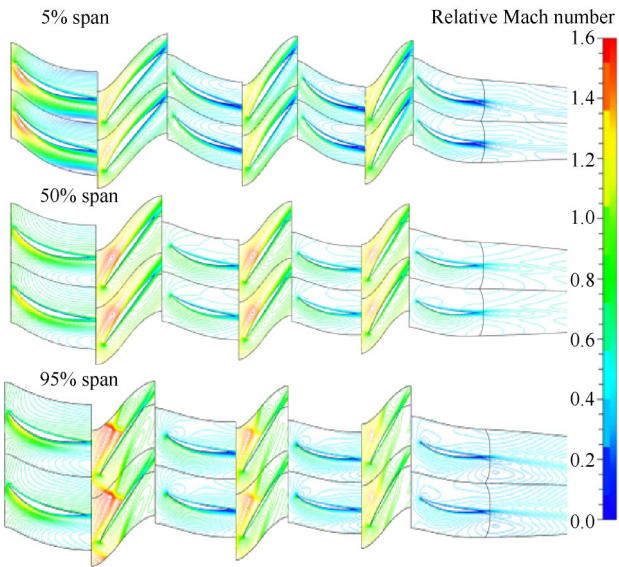


Fig. 12 Mach number distribution on root, middle and tip section of booster blade

排叶片的叶弦雷诺数,从表 4 中看出,风扇/增压级与某型风扇在高空状态下的雷诺数相当,可表明本文设计的风扇/增压级具备高空稳定工作的能力。

表 5 给出了高空-地面性能衰减量对比。高空-地面的衰减量是指在相同的换算转速下分别以地面和高空状态下气体参数作为进口条件计算得到的性能参数的差值;衰减率是衰减量与设计点性能参数的比值。从表中可以看出,风扇/增压级高空-地面的各项性能指标衰减率均小于模型发动机风扇,更进一步说明本文设计的风扇/增压级在高空低雷诺数下具有较好的性能。

Table 4 Comparison of Reynolds numbers at high altitude

Typical fan	R1	S1	R2	S2	R3	S3	R4	S4
Test result	1.6×10^5							
Numerical calculation result	1.7×10^5	7.0×10^4	1.6×10^5	7.0×10^4	2.1×10^5	8.0×10^4	2.5×10^5	9.0×10^4
Fan/booster	RF	S0/SF	BR1	BS1	BR2	BS2	BR3	BS3
Numerical calculation result	2.3×10^5	$8.2 \times 10^4/1.25 \times 10^5$	1.4×10^5	8.0×10^4	2.1×10^5	8.0×10^4	2.2×10^5	9.0×10^4

Table 5 Comparison of the performance attenuation rate at high altitude to ground

Attenuation parameters	Typical fan	Fan/booster
Mass flow attenuation rate/%	2.4	1.6
Pressure ratio attenuation rate/%	5.8	4.1
Efficiency attenuation rate/%	3.5	1.5

4 结 论

本文完成了高空低雷诺数下风扇/增压级部件的设计,得出以下结论:

(1) 风扇和增压级叶片选择宽弦设计,通过提高

叶弦雷诺数,降低了由雷诺数较低带来的粘性损失,且选择宽弦叶片设计保证了风扇/增压级在高空状态下具有较高的效率和稳定裕度。

(2) 风扇/增压级高空-地面流量衰减了 1.6%,效率衰减了 1.5%,压比衰减了 4.1%。对比分析高空-地面性能衰减量可知,本文设计的风扇/增压级在高空低雷诺数下具有较好的性能,可满足高空长航时无人机动力的需求。下一步将通过部件高空台性能试验,来验证风扇/增压级在高空低雷诺数下的性能。

参考文献

- [1] 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4).
- [2] 王奉民, 程卫华. 高空长航时无人机用涡扇发动机关键技术分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4).
- [3] 顾明浩, 桂幸民. 低雷诺数效应对某型风扇的性能影响及改进方案研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4).
- [4] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 雷诺数对高空长航时无人机发动机调节计划和性能影响[J]. 推进技术, 2005, 26(2). (TU Qiu-ye, CHEN Yu-chun, SU San-mai, et al. Effects of Reynolds Number on Control Schedule and Performance of HALE Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(2).)
- [5] 赵运生, 胡俊, 屠宝峰, 等. 雷诺数对大涵道比涡扇发动机性能的影响仿真[J]. 中国机械工程, 2013, 24(21).
- [6] Choi M, Baek J H, Chung H T, et al. Effects of the Low Reynolds Number on the Loss Characteristics in an Axial Compressor[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2008, 222 (A2): 209-218.
- [7] 桂幸民, 李晓娟. 基于低雷诺数条件的风扇/增压级气动设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3).
- [8] 凌代军, 王晖, 马昌友. 低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1).
- [9] 郭捷, 王咏梅, 杜辉, 等. 低雷诺数条件对涡扇发动机风扇/压气机性能稳定性影响的试验研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 18-22.
- [10] 王英锋, 胡骏. 雷诺数对轴流压气机稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1).
- [11] 金涛, 何立明. 高空、低速、低雷诺数对发动机部件及整机性能的影响研究[J]. 机械科学与技术, 2003, 22(1): 99-101.
- [12] 夏钦斌, 王如根, 周敏, 等. 低雷诺数条件下跨声速转子轴向倾斜缝处理机匣扩稳研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6).
- [13] 王如根, 周敏, 赵英武, 等. 跨声速压气机低雷诺数下流动失稳机制研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2).
- [14] 赵胜丰, 卢新根, 朱俊强. 雷诺数对跨声速压气机转子内部流动失稳触发机理的影响[J]. 推进技术, 2013, 34(1). (ZHAO Sheng-feng, LU Xin-gen, ZHU Jun-qiang. Effects of Reynolds Number on the Instability Inception Mechanism of a Transonic Compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(1).)
- [15] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1).
- [16] 冀国锋, 桂幸民. 轴流/离心压气机叶片通用任意中弧造型设计方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 150-160.
- [17] 冀国锋. 轴流/离心压气机通用叶片造型设计系统及应用[D]. 北京:北京航空航天大学, 2009.
- [18] 冀国锋, 王华青, 桂幸民, 等. 相似设计在某风扇改型设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2254-2261.
- [19] 李晓娟, 金海良, 桂幸民. 风扇/增压级内外涵联算的特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2719-2726.

(编辑:史亚红)