

文章编号:1000-8055(2012)10-2254-08

相似设计在某风扇改型设计中的应用

冀国锋¹, 王华青¹, 桂幸民², 邓少春¹

(1. 中国航空工业集团公司 贵州航空发动机研究所, 贵阳 550081;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某涡扇发动机推力增大的动力需求,在充分分析原型风扇性能和流场的基础上,对原型风扇进行了改型设计。改型设计的方法采用“轴流/离心压气机通用叶片造型设计系统”,依据相似理论,在保证第 2 级风扇进口的相似准则和原型一致,即保证改型与原型第 2 级风扇在进口的换算流量和换算转速相等的前提下,来增大第 1 级风扇的流量和压比。经过三维流场计算和分析,结果表明:在风扇转速提高到 1.011 的情况下,流量提高到 1.071,压比提高到 1.074,效率提高到 1.029,裕度比原型提高了 0.8%,达到了性能指标的要求,改型设计结果比较理想。总体对风扇的性能和整机匹配性分析和评估表明:该风扇改型设计方案能够满足该涡扇发动机推力增大的需求。

关 键 词: 风扇; 相似准则; 气动设计; 改型设计; 换算流量; 换算转速

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Application of similitude theory in modified design of a fan

JI Guo-feng¹, WANG Hua-qing¹, GUI Xing-min², DENG Shao-chun¹

(1. Guizhou Aero-engine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Guiyang 550081, China;

2. School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: A modified design of a fan was described, on the basis of enough performance and flow field analysis of original fan, in order to satisfy the more thrust requirement of a turbo-fan engine. The modified design method was: the design tool was “a general blading design system and its application for axial/centrifugal compressor”. According to the similitude theory, at the precondition of the equivalence of converse mass flow and converse revolution speed at the second stage inlet, the increase of the mass flow was growing with the pressure ratio. By CFD computation and analysis, all the performances met the requirement and the design result was perfect. The results show that as the speed of the fan increases 1.1 percent, the mass flow increases 7.1 percent, the pressure ratio increases 7.4 percent, the efficiency increases 2.9 percent, and the stall marge increases 0.8 percent. Analysis and valuation of the performance and matching characteristic indicate that this design can satisfy the more thrust requirement of the turbo-fan engine.

Key words: fan; similitude theory; aerodynamic design; modified design;
converse mass flow; converse revolution speed

收稿日期:2010-05-20

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2254_008.html

作者简介:冀国锋(1980—),男,河北承德人,高级工程师,博士,主要从事风扇/压气机气动设计工作。

飞机部门经常会提出在某型发动机基础上适当提高性能,为了满足飞机的需求,需要对现有的发动机作改进发展.在航空发动机的新机研制中,多级压气机的研制难度大、周期长、耗资多.为了提高现有压气机的性能,降低技术难度、缩短研制周期和节省研制费用,可以应用相似理论^[1-4],在原有压气机的前面加 1 级(习惯上称为加零级),或者通过修改进口级压气机,而保持后面的压气机不变的方法来提高压气机的性能.法国阿塔发动机的压气机改进就是采取加零级的办法,每隔多年在前面加 1 级,先后加了 3 次^[1].乌克兰的某涡扇发动机也是通过在压气机前面增加 1 级来提高发动机的性能.国内某歼击机用的涡喷发动机也是通过改进低压压气机的第 1 级来提高压气机的压比和流量,最终达到提高发动机推力的目的^[5].

本文阐述了相似设计方法在某风扇改型设计中的应用.针对某涡扇发动机推力增大的需求,采用“轴流/离心压气机通用叶片造型设计系统”^[6],依据相似理论,在保持第 2 级风扇进口及其后流场与原型相似的前提下,对第 1 级风扇进行改型设计来提高风扇的压比和流量.经过三维流场计算和分析,设计结果比较理想,新设计的风扇性能达到了技术指标要求;总体匹配性分析结果表明,风扇本身的匹配以及风扇与高压压气机的匹配满足工程使用要求.

1 风扇改型设计的相似理论

应用相似理论改型设计的原则是,对第 1 级风扇进行改型设计后,后面级风扇的压比和效率仍然保持不变.即改型后第 2 级风扇进气条件的相似准则与原型第 2 级风扇进口的相似准则完全一样^[1].由相似准则关系式(1)和式(2)可以得出,风扇的压比必须随着流量的增加而提高;同时,风扇的转速也要适当提高.

$$\frac{m_a \sqrt{T_1^*}}{p_1^*} = \frac{m'_a \sqrt{T_1^{*'}}}{p_1^{*'}} \quad (1)$$

$$\frac{n}{\sqrt{T_1^*}} = \frac{n'}{\sqrt{T_1^{*'}}} \quad (2)$$

式中 m_a 为原型风扇的流量; T_1^* 为原型第 2 级风扇进口的总温; p_1^* 为原型第 2 级风扇进口的总压; m'_a 为改型风扇的流量; $T_1^{*'}$ 为改型第 2 级风扇进口的总温; $p_1^{*'}$ 为改型第 2 级风扇进口的总压; n 为原型风扇的转速; n' 为改型风扇的转速.

2 改型设计方法

本文采用“轴流/离心压气机通用叶片造型设计系统”对原型风扇第 1 级风扇转子和静子进行改型优化设计.该方法以 S_{2m} 流面流线曲率法通流设计软件为基础^[7],继以三维叶片的任意造型^[8-11],然后对造型的结果进行三维流场数值计算,再将计算结果反馈到 S_{2m} 流面通流设计计算和叶片任意造型中形成闭环的迭代过程,直至获得满意的气动性能,并配以强度、振动和喘振边界验算.设计流程如图 1 所示.该设计方法在实际应用中获得了很好的成功^[12-15].

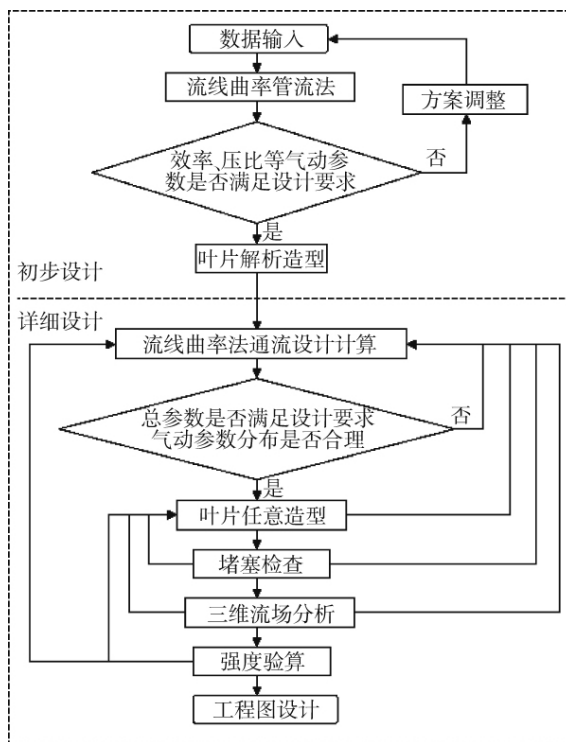


图 1 通流设计-任意中弧线造型法设计流程简图

Fig. 1 Design flow of through flow method-arbitrary mean camber line airfoils

3 风扇改型设计结果

3.1 叶型对比

依据相似理论,维持风扇第 2 级到第 4 级的性能不变,即压比和效率不变.为了提高第 1 级风扇转子的增压比和提高流量,采用小展弦比设计技术,通过增大第 1 级转子叶片的弦长来提高第 1 级转子的加功能力;同时匹配设计第 1 级风扇静子,增大第 1 级静子尖部的弦长,以提高叶尖部位的稠度,改善第 1 级静子内部的流动.转子和静

子的子午投影对比见图 2(实线为原型,虚线为改型).改型设计的第 1 级风扇转子、静子叶片与原型机风扇转子、静子叶片的比较见图 3 和图 4.

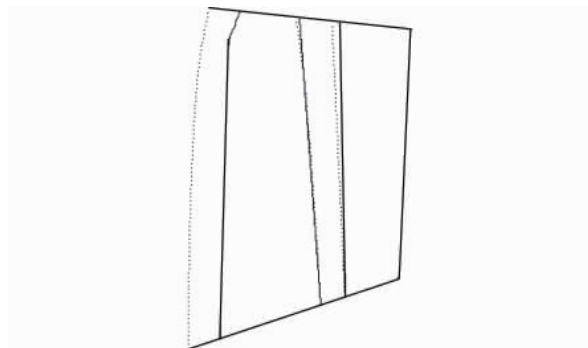


图 2 改型与原型转子和静子的子午投影对比

Fig. 2 Meridional comparison of rotor and stator

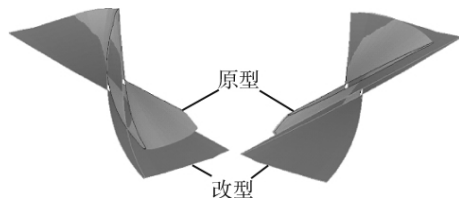


图 3 改型与原型转子叶型对比

Fig. 3 Blade comparison of modified and original rotors

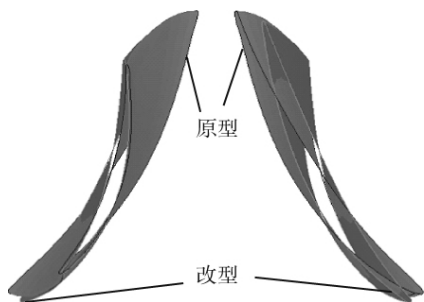


图 4 改型与原型静子叶型对比

Fig. 4 Blade comparison of modified and original stators

3.2 特性对比

采用流体计算软件 Numeca 对原型和改型风扇进行了三维数值计算和对比分析.利用 CFD 软件进行数值模拟的时候,对于同一软件,不同的网格拓扑结构、不同的控制参数、网格质量的不同以及使用者的经验等,都会对结果产生影响.因此,在改型设计中,采用了与原型相同的网格拓扑结构和计算控制参数,以保证计算结果具有可比性.

改型与原型的特性对比见图 5 和图 6.(图 5 及后面文中所提到的压比、流量、效率和转速等参

数均为相对于设计点所作的无量纲化处理的结果).以原型风扇 1.0 转速下,压比为 1.0,流量为 1.0,效率为 1.0 的点为基准点,根据相似理论进行流量放大设计.根据设计指标要求的压比为 1.074 和效率为 1.022,完全按照相似理论进行计算,改型风扇的转速应该提高到 1.011,流量应该提高到 1.070.

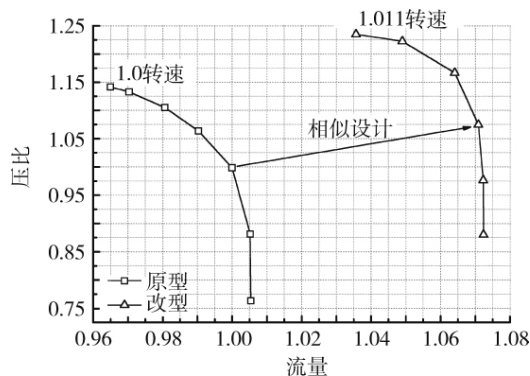


图 5 改型与原型压比特性对比

Fig. 5 Comparison of pressure ratios

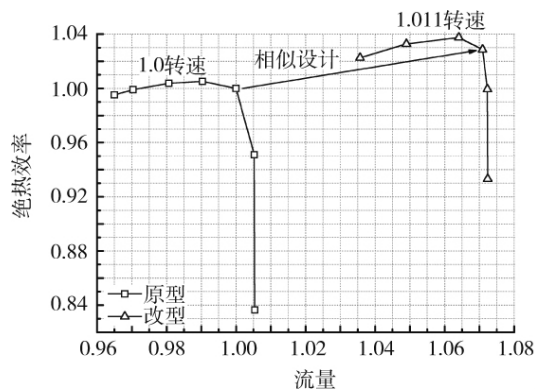


图 6 改型与原型绝热效率特性对比

Fig. 6 Comparison of adiabatic efficiencies

经过反复的调试和优化设计,最终得到的改型风扇设计结果为:改型风扇转速为 1.011 时,风扇的压比提高到 1.074,流量提高到 1.071,效率提高到 1.029.可见改型风扇设计点的性能达到了设计指标的要求,改型风扇与原型风扇 2 级进口的换算流量和换算转速基本相等.同时也应该看到,由于最终得到的改型风扇效率高于相似设计时给定的效率,导致改型风扇 2 级进口的换算流量和换算转速与原型风扇 2 级进口处的值也有差异,其中换算流量高了 1%,换算转速高了 4%.

3.3 流场分析

设计点性能与设计指标要求的对比见表 1,可见,改型设计的风扇性能达到了设计指标的要求.

表 1 设计点性能参数与指标要求的比较

Table 1 Comparison of the performance at design point

参数	相对偏差/%
流量	+1.36
压比	0
效率	+1.37
裕度	+0.8

取改型风扇的设计点进行流场分析:一方面将改型和原型风扇的性能进行对比;另一方面考察改型风扇与原型风扇的相似性。

3.4.1 子午面相对(绝对)马赫数分布

原型和改型风扇的周向平均相对(绝对)马赫数分布见图 7 和图 8。图中,对应转子为相对马赫数,对应静子为绝对马赫数。与原型相比,改型第 1 级风扇转子进口叶尖的最大相对马赫数由原来的 1.43 下降到了 1.31,激波损失会大大的降低。因此,第 1 级风扇的效率得到了较大的提升(由 1.000 提高到 1.078)。

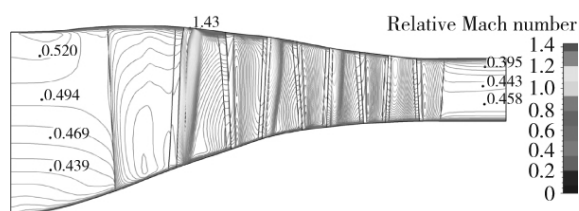


图 7 原型风扇子午马赫数分布

Fig. 7 Meridional Mach number distribution of original fan

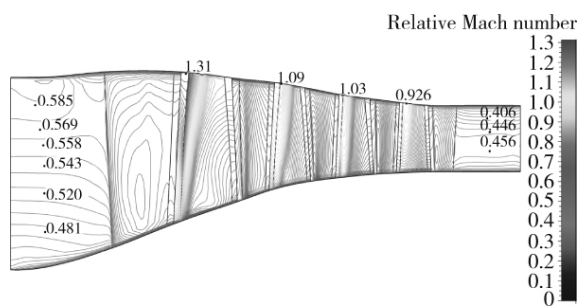


图 8 改型风扇子午马赫数分布

Fig. 8 Meridional Mach number distribution of modified fan

3.4.2 表面静压分布

图 9 为改型与原型的各排叶片 5%, 50% 和 95% 叶高截面表面静压分布对比。虚线为原型, 实

线为改型。从图中可以看出:①对于第 1 级转子叶片,改型的根部和中部截面依然采用的是正攻角设计,在不出现流动分离的情况下,正攻角设计有利于提高设计点的效率。但攻角过大可能会导致吸力面气流加速过快,产生较强的激波,反而会使损失增加,效率下降,所以改型的攻角小于原型,不但降低了激波的强度,而且对于风扇的裕度是有利的。原型的尖部截面依然是正攻角,而改型的尖部截面采用的是负攻角设计。由于超跨声风扇的失速通常最先出现在第 1 级转子叶尖,所以,改型后尖部的攻角降低,可以提高风扇的稳定工作裕度。②对于第 1 级静子叶片,改型根部和尖部截面依然采用的是较大的负攻角设计,与原型保持一致,这有利于维持风扇较大的失速裕度;改型吸力面和压力面之间的包络线较原型更加饱满,表明改型的扩压能力增强了。③改型风扇第 2 级至第 4 级各排转子和静子叶片的静压分布趋势与原型基本一致,表明改型后 2 级后的流场与原型相似的程度做得较好。

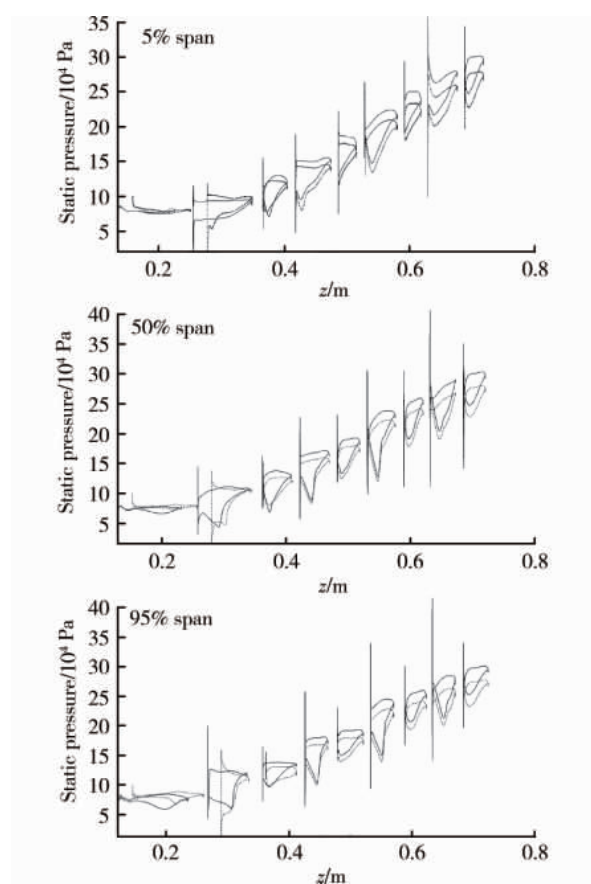


图 9 表面静压分布对比

Fig. 9 Comparison of surface static pressure distributions

3.4.3 S_1 流面相对(绝对)马赫数分布

图 10 和图 11 为原型和改型各排叶片 5%, 50% 和 95% 叶高截面的 S_1 流面相对(绝对)马赫数分布。图中, 对应转子为相对马赫数, 对应静子为绝对马赫数。从图中可以看出: 原型第 1 级风扇转子叶尖最大相对马赫数高达 1.57, 即使中部也达到了 1.46, 过强的激波将会带来极大的流动损失, 这也是原型风扇效率偏低的一个重要原因。改型后第 1 级风扇转子根、中、尖各个截面的马赫数全面下降, 根部的最大相对马赫数由 1.17 下降到 0.993, 中部的最大相对马赫数由 1.46 下降到 1.41, 尖部的最大相对马赫数由 1.57 下降到 1.43, 风扇的效率得到了大幅的提升。

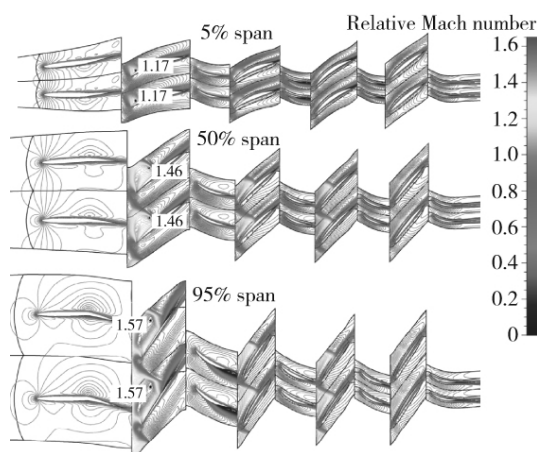


图 10 原型风扇 S_1 流面马赫数分布

Fig. 10 Original Mach number distribution of S_1 surface

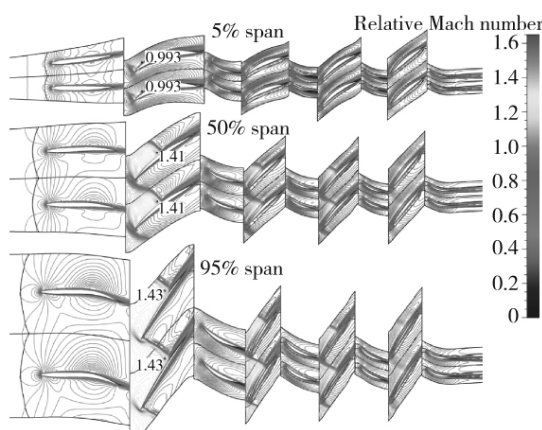


图 11 改型风扇 S_1 流面马赫数分布

Fig. 11 Modified Mach number distribution of S_1 surface

3.4.4 子午平均马赫数和气流角沿叶高分布

原型和改型风扇第 2 级风扇进口和第 4 级风扇出口马赫数和气流角沿叶高的分布见图 12 至图 15。第 2 级风扇进口的相对马赫数变化很小, 相对气流角也基本一致, 个别点最大也不超过 0.5° 。可见第 1 级风扇的改型设计对第 2 级后风扇流场的影响非常小, 保证了第 1 级风扇以后流

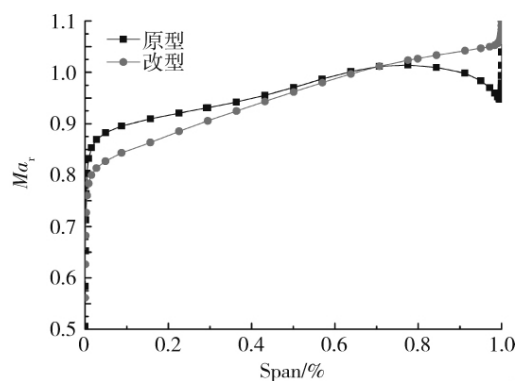


图 12 第 2 级进口相对马赫数分布

Fig. 12 Mach number distribution of the second stage inlet

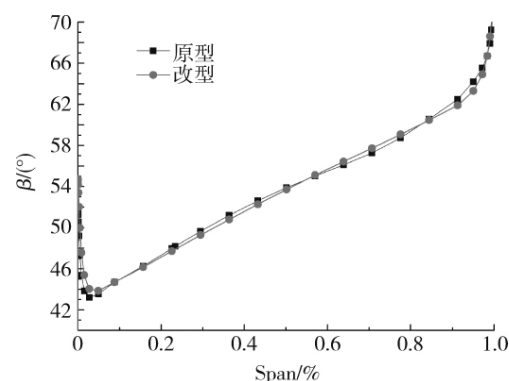


图 13 第 2 级进口相对气流角分布

Fig. 13 Relative air angle distribution of the second stage inlet

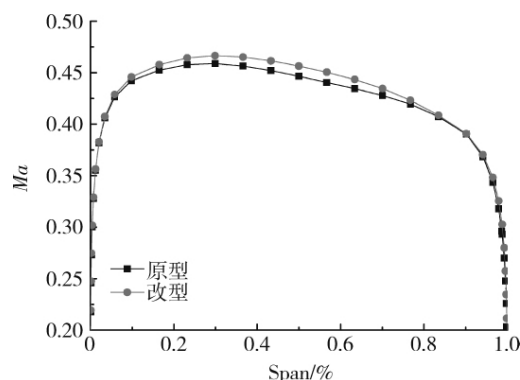


图 14 风扇口绝对马赫数分布

Fig. 14 Mach number distribution of the fan outlet

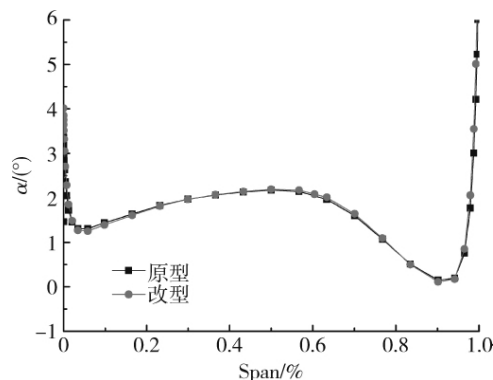


图 15 风扇出口绝对气流角分布

Fig. 15 Relative air angle distribution of the fan outlet

场与原型基本一致。另外,改型风扇出口的绝对马赫数和绝对气流角沿叶高的分布趋势与原型基本一致,尤其绝对气流角,改型与原型沿叶高的分布基本是重合的,非常有利于风扇和高压压气机之间的匹配。

3.4.5 子午平均绝对总压和绝对总温沿叶高分布

原型和改型风扇第 2 级转子进口绝对总压和绝对总温沿叶高的分布见图 16 和图 17,原型和改型风扇出口绝对总压和绝对总温沿叶高的分布见图 18 和图 19。从图中可以看出,改型与原型在第 2 级风扇转子的总压分布趋势一致,可以保证第 2 级的进口条件与原型相似;改型由于效率的提高,在叶尖部位的总温比原型有所下降。改型与原型在风扇出口的总压分布趋势一致,可以保证高压的进口条件相似,有利于保证高压的工作点不变;改型风扇由于整体效率的提升,在尖部的增温有所下降,这对于高压以至整个发动机都是有益的。

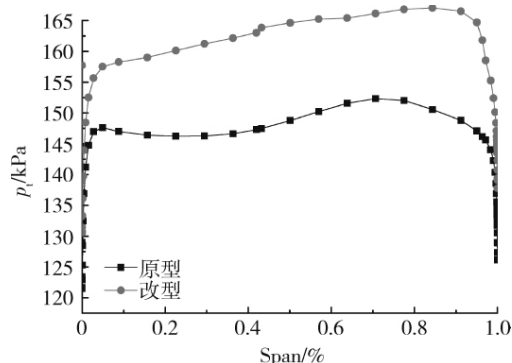


图 16 第 2 级进口绝对总压分布

Fig. 16 Total pressure distribution of the second stage inlet

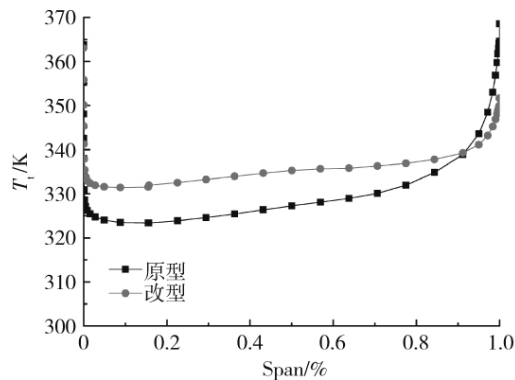


图 17 第 2 级进口绝对总温分布

Fig. 17 Total temperature distribution of the second stage inlet

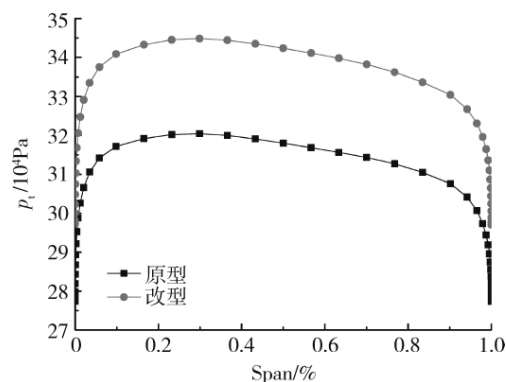


图 18 风扇出口绝对总压分布

Fig. 18 Total pressure distribution of the fan outlet

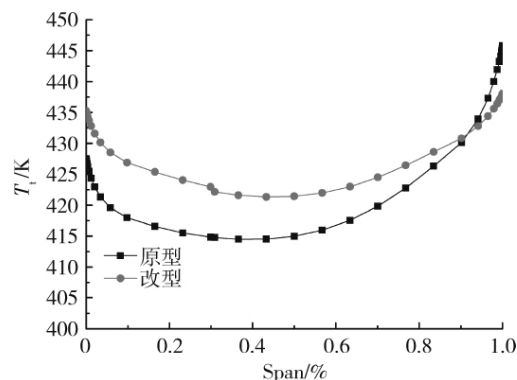


图 19 风扇出口绝对总温分布

Fig. 19 Total temperature distribution of the fan outlet

3.4.6 各级压比和效率对比

改型风扇与原型风扇各级压比和效率对比见表 2。从表中可以看出:改型设计的第 1 级风扇压比提高了 7.56%,效率提高了 6.5%;改型风扇第 2 级风扇之后各级的压比和效率与原型基本一致,表明第 2 级后的工作点基本不变,改型风扇第 2 级后的性能和流场与原型风扇的相似性较好。

表 2 各级压比和效率对比

Table 2 Comparison of pressure ratio/adiabatic efficiency

参数	第 1 级	第 2 级	第 3 级	第 4 级
压比相对偏差/%	+7.56	+0.07	+0.07	+0.18
效率相对偏差/%	+6.5	0	0	+0.3

4 总体匹配性分析

使用发动机性能仿真软件对风扇性能及匹配性进行了分析和评估。新设计的第 4 级风扇特性和共同工作线如图 20 所示,各转速下的失速裕度都达到了设计要求,可以保证风扇具有较为宽广的稳定工作范围。由于设计点风扇压比提高导致风扇出口总温提高了 0.5%,为保证高压压气机设计点不变,高压压气机物理转速应增加 0.2%。匹配得到的改型发动机与原型发动机高压压气机共同工作线基本一致(压比和流量按设计点参数作了无量纲化处理),如图 21 所示,实现了保持核

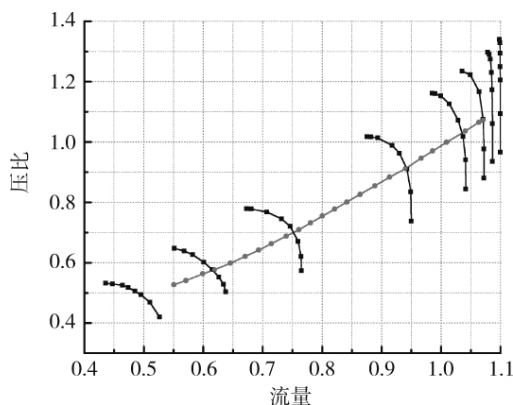


图 20 风扇共同工作线

Fig. 20 Working line of the fan

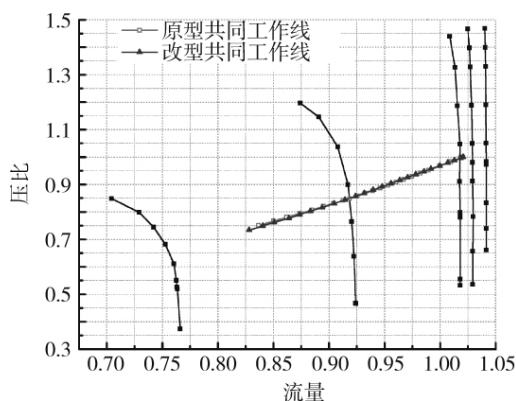


图 21 高压压气机共同工作线

Fig. 21 Working line of the compressor

心机工作点基本不变的目的。总体匹配结果表明新设计风扇性能达到了设计指标要求,总体匹配性较好,能够满足工程使用要求。

5 结 论

从三维计算结果及分析,以及总体对风扇性能和匹配性的评估,可以得出以下结论:

1) 依据相似理论,改型设计的风扇的性能得到了较大提升:在风扇转速提高到 1.011 的情况下,流量提高到 1.071,压比提高到 1.074,效率提高到 1.029,裕度比原型提高了 0.8%,达到了性能指标的要求。

2) 改型设计的第 1 级风扇后的流场与原型相似,新设计的第 1 级风扇与后面的 3 级风扇匹配性好;改型后的 4 级风扇出口流场保持了与原型机相似性,利于改型设计的 4 级风扇与高压压气机及整机匹配。

3) 总体匹配性分析和评估结果表明:依据相似理论改型设计的风扇自身匹配性好,风扇和高压压气机之间的匹配性好;改型设计的风扇工程实用性好,能够满足某涡扇发动机推力增大对风扇部件的需求。

4) 依据相似理论进行风扇/压气机部件进行改型设计,可以降低风险、缩短研制周期、减小研制费用,尽快的满足飞机对动力提升的需求。

参考文献:

- [1] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理:上册[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [2] 舒士甄,朱力,柯玄龄. 叶轮机械原理[M]. 北京:清华大学出版社,1991.
- [3] 北京航空航天大学能源与动力工程学院流体机械系. 叶轮机械原理讲义[M]. 北京:北京航空航天大学,2003.
- [4] 北京航空航天大学能源与动力工程学院流体机械系. 叶轮机械原理[M]. 北京:北京航空航天大学,2007.
- [5] 王华青,陈懋章. 高负荷高通流跨音压气机的研制和应用[J]. 航空动力学报,2003,18(2):175-180.
WANG Huaqing, CHEN Maozhang. Development and application of a high load and high throughflow transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 175-180. (in Chinese)
- [6] 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.
JI Guofeng. A general blade design system and its application for axial/centrifugal compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [7] 桂幸民. 轴流风扇/压气机可控激波跨音级模型设计研究

- [D]. 北京:北京航空航天大学,1993.
- GUI Xingmin. The research on the model of controllable shock wave used in the design of transonic axial fan/compressor stage[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,1993. (in Chinese)
- [8] 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):150-156.
- JI Guofeng, GUI Xingmin. A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 150-156. (in Chinese)
- [9] Frost G R, Hearsay R M, Wennerstrom A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils [R]. Ohio: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, ARL 72-0171, AD 756879, 1972.
- [10] Crouse J E, Janetzke D C, Schwirian R E. A computer program for composing compressor blading from simulated circular-arc elements on conical surfaces[R]. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center, NASA TN D-5437, 1969.
- [11] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines[R]. Ohio: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, ARL 73-0107, AD 765165, 1973.
- [12] 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):18-22.
- GUI Xingmin, LI Xiaojun. Aerodynamic design of fan/compressor operated at low Reynolds number[J]. Gas turbine experiment and research, 2007, 20(3): 18-22. (in Chinese)
- [13] 殷明霞,桂幸民. 高速微型离心压气机的改型设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2007,20(3):57-60.
- YIN Mingxia, GUI Xingmin. Redesign of a high speed micro-centrifugal compressor[J]. Gas turbine experiment and research, 2007, 20(3): 57-60. (in Chinese)
- [14] 冀国锋,殷明霞,桂幸民. 某小型离心压气机气动设计[J]. 航空动力学报,2010,25(3):557-564.
- JI Guofeng, YIN Mingxia, GUI Xingmin. Aerodynamic design of a small centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 557-564. (in Chinese)
- [15] 冀国锋,王伟,桂幸民. 某小型离心压气机扩稳优化设计[J]. 航空动力学报,2010,25(3):571-576.
- JI Guofeng, WANG Wei, GUI Xingmin. Optimization design of a small centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 571-576. (in Chinese)