

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.007

空气涡轮起动机优化设计和匹配特性

陈靖华^{1,2}, 徐伟祖³, 李传鹏⁴

(1. 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 211106; 2. 中国航空工业集团公司金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106; 3. 南京普国科技有限公司, 南京 210000; 4. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 为改善某型空气涡轮起动机的性能, 并使其与辅助动力装置的引气特性匹配, 采用数值仿真和试验相结合的方法, 开展了某型空气涡轮起动机气动性能和流场细节的研究, 并完成了导向器和涡轮级叶型优化设计, 改型后涡轮流量增大了 23.2%, 效率提升了 3.4%, 功率增加了 18.0%。数值仿真和试验结果的对比表明, 流量整体差别较小, 波动范围在 $\pm 3\%$ 以内, 均值为 0.17%; 功率差别最大为 2.38%, 最小为 0.1%, 符合性较好。数值仿真结果表明, 空气涡轮起动机改型后与辅助动力装置的引气特性线存在共同工作点, 实现了两者的匹配工作, 改善了辅助动力装置的工作状况。

关键词: 空气涡轮起动机; 数值仿真; 试验; 匹配性能

中图分类号: V225; V228

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)02-0226-07

Optimization Design and Matching Performance of Air Turbine Starter

CHEN Jinghua^{1,2}, XU Weizu³, LI Chuanpeng⁴

(1. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, Nanjing 211106, China; 2. Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Jincheng Corporation, AVIC, Nanjing 211106, China; 3. Nanjing Puguotechnology Co., Ltd., Nanjing 210000, China; 4. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the performance of an air turbine starter and match it with the bleed characteristics of the auxiliary power unit, the aerodynamic performance and flow field details of the air turbine starter are studied by means of numerical simulation and experiment, and the optimal design of the guide and turbine stage blade is completed. After the modification, the mass flow, the efficiency and the power increase by 23.2%, 3.4% and 18.0%, respectively. The comparison between numerical simulation and test results shows that the overall difference of flow is small, the fluctuation range is within $\pm 3\%$, and the mean value is equal to 0.17%. The maximum power difference is equal to 2.38% and the minimum is equal to 0.1%. The numerical simulation results show that there are common working points between the modified air turbine starter and the bleed characteristic line of the auxiliary power unit, and the working performance of the auxiliary power unit has been significantly improved.

Key words: air turbine starter; numerical simulation; experiment; matching performance

航空燃气涡轮发动机起动力主要取决于空气起动系统的性能匹配和空气涡轮起动机(Air turbine starter, ATS)输出功率两个方面。在空气起动系统中, 机载的辅助动力装置(APU)向 ATS

提供高温高压气源, 驱动 ATS 涡轮带动发动机的高压转子到预定转速, 因此 ATS 输出功率越高, 航空发动机起动越迅速, 起动力越强。空气起动系统设计时需要考虑 APU 与 ATS 的性能匹配, 当

收稿日期: 2022-10-12; 修订日期: 2022-11-12

通信作者: 陈靖华, 女, 高级工程师, E-mail: chenjinghua12345@126.com。

引用格式: 陈靖华, 徐伟祖, 李传鹏. 空气涡轮起动机优化设计和匹配特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 226-232. CHEN Jinghua, XU Weizu, LI Chuanpeng. Optimization design and matching performance of air turbine starter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 226-232.

APU引气流量过多时,会导致部分引气能量得不到有效利用被迫从防喘阀放出,造成APU工作点偏离设计工况,通常位于特性线堵塞边界。当APU引气流量过少时,ATS导向器增速能力未得到充分利用,导向器出口气流对涡轮冲击能力降低引起ATS输出功率下降。因此空气涡轮起动机的性能优化设计需要综合考虑起动功率、效率以及与APU引气的匹配性这几个方面。

目前国外空气涡轮起动机的性能优化多采用数值仿真手段,在学术和工程上均获得了较大的收益。韩国浦项科技大学Park等^[1]采用CFX软件对空气起动涡轮进行了数值仿真研究,试验和仿真趋势一致,研究表明叶根附近的附面层分离是造成空气起动涡轮效率偏低的主要原因。俄罗斯萨马拉国立研究大学Grigorii等^[2]采用NUMECA软件开展了空气起动涡轮研究,数值仿真和试验结果相比,功率误差低于2.5%,空气流量误差低于2%,导向器叶片形状优化使得航空发动机起动时间降低18.5%。GE印度分公司Sadham等^[3]采用CFX软件,优化弯曲管道、出口管道、螺栓和过渡件的几何形状,效率和功率分别提高了1.62%和0.515%。

国内关于空气起动系统的性能匹配研究多数采用零维或者一维计算方法^[4-16],缺乏计算流体力学(CFD)数值仿真在空气起动系统的性能匹配研究以及设计分析中的应用。刘伟等^[5]基于APU、引气管路、调压装置、ATS特性计算模型,实现了一种能够快速获取空气起动系统匹配特性的计算方法。王新月等^[6]采用考虑摩擦和传热联合作用的方法建立了ATS引气管路损失模型,分析了空气压缩性和传热对流动损失的影响。曾涛^[7]提出了起动机进口参数检查方法,以便于开展各子系统间的接口设计。

某型ATS通过导向器优化措施提高了输出功率,提高了航空发动机高原起动成功率,基本满足部队作战需要^[8]。该型ATS使用地面气源、其他发动机引气或APU引气。在高原起动试验过程中,当ATS与APU联试时发现APU防喘阀常开,引气能量未得到充分利用。因此ATS可以进一步改型,增加引气流量,提高与APU的匹配性和输出功率,扩大该型ATS的应用范围。

本文对ATS涡轮级进行整体改进优化设计,通过试验对比验证数值仿真的准确性,通过三维CFD数值仿真方法分析ATS与APU在不同高度的气动匹配性能,发展了一种CFD数值仿真和试验相结合提高空气起动系统性能匹配的改进、改型

研发思路,为后续提高ATS自主研发能力奠定基础。

1 研究对象和方法

1.1 研究对象

本文研究对象如图1所示,ATS主要包括进气管路、控制阀、导向器、涡轮转子和排气支架。

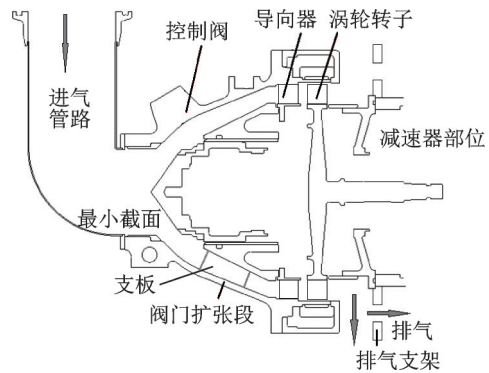


图1 空气涡轮起动机组成图

Fig.1 Composition diagram of air turbine starter

气动流路分5个部分,包括进气管路、控制阀、阀门扩张段、导向器、涡轮转子和排气段。进气管路存在直角拐弯,对下游部件流场的均匀性会产生较大的影响。阀门工作时处于完全打开的状态,进气流路的最小截面在阀门处。阀门扩张段周向均匀分布5个支板,起到支撑阀门的作用。涡轮级后的排气段存在排气支架,排气支架将气流分成轴向和径向两个排气方向。

1.2 网格划分

根据空气涡轮起动机流路特点,建模时划分了5个计算域,分别为进气管路、扩张段、导向器、转子和排气段。扩张段采用了全周计算域。导向器和转子都采用了单通道计算域。起动机排气框架全周有4个连接结构,为满足周期性,取了周向90°范围作为计算域,如图2所示。图3为起动机整体网格,图4为涡轮级网格。扩张段、导向器和转子采用TURBGRID软件进行网格划分,进气管路和排气段采用ICEMCFD软件进行网格划分,采用结构化网格,网格量等于205万个。

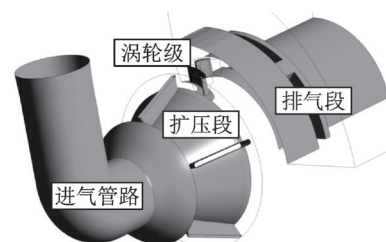


图2 空气涡轮起动机数值仿真计算域图

Fig.2 Three dimensional model of air turbine starter

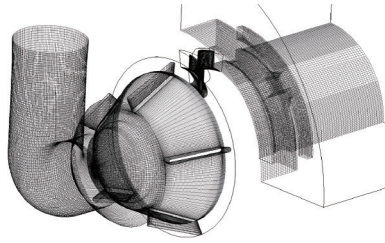


图3 空气涡轮起动机整体网格图

Fig.3 Overall grid diagram of air turbine starter

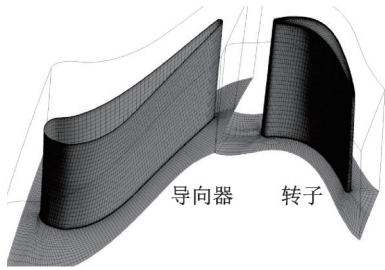


图4 空气涡轮起动机涡轮级网格图

Fig.4 Overall grid diagram of air turbine starter

网格在固壁的壁面附近区域进行了加密处理,附面层区域网格节点为10~12个,加密因子在1.2~1.3之间,靠近壁面第一层网格尺度在0.005~0.01 mm之间,靠近壁面 Y^+ 值大部分在1~5之间,满足湍流模型需求。经过网格无关性验证,网格尺度增加100%,流量计算结果变化率不大于1.8%。

1.3 计算方法

采用CFX商业软件进行数值模拟。计算控制方程组为三维、定常、雷诺平均N-S方程组,离散化方法采用基于有限元的有限体积法,用高精度格式离散对流项,采用多重网格和变时间步长方法加速收敛。湍流模型选用带自动壁面函数的SST模型。扩压段、导向器、转子和排气计算域对接采用速度周向平均的交接面。工质为理想气体,进口总温小于200℃,气体经过空气涡轮起动机,温度变化幅度不大,比热容变化较小,因此采用定比热容计算。

2 涡轮级优化设计

2.1 优化方案

空气起动系统的性能匹配和ATS输出功率主要由涡轮级气动性能决定,因此对起动机涡轮级进行改型优化。改型优化的目标是充分利用APU被防喘阀放出的引气能量,提高ATS与APU的流量匹配,基本思路是通过增加ATS喉道面积提高引气流量,增大ATS输出功率。

改型叶型相比原型差别较大,图5对比了改进前后中径叶型,可以看出改型后导向器中径叶型的安装角、几何出口角大于原型叶型,喉道面积增大

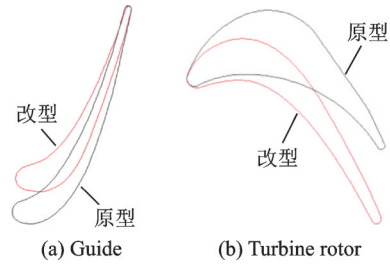


图5 改进前后中径叶型对比图

Fig.5 Comparison diagram of pitch diameter blade profile before and after improvement

了27.8%,使得涡轮流量显著增加。改型后涡轮转子中径叶型的安装角、几何出口角、相对出口气流角均小于原型。

对比分析了改进后叶根、叶中和叶尖等3个不同叶高截面的叶型,发现气动参数沿叶高变化较大,如图6所示。改型后,最大厚度整体上减小,根据强度分析可知,最大厚度沿叶高减小使叶片具有更好的强度性能。

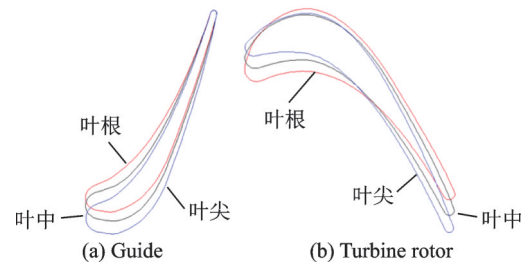


图6 改进后叶型3个截面叶型图对比

Fig.6 Comparison diagram of three different blade profile after improvement

2.2 设计点对比

表1为原型和改型的设计点性能对比,原型涡轮转速等于28 120 r/min时,涡轮功率和整机气动效率达到最大,涡轮功率最大为113.24 kW,整机气动效率最大为0.692。改型在转速30 000 r/min时涡轮功率和整机气动效率达到最大,起动机涡轮功率最大为134.2 kW,整机气动效率最大为0.726,此时对应涡轮级效率为0.866。

表1 原型和改进设计点性能对比

Table 1 Performance comparison between prototype and improved design point

参数	原型	改型	差别
转速/($r \cdot \min^{-1}$)	28 120	30 000	1 880
进口总压/kPa	451	451	0
进口总温/K	288	288	0
环境压力/kPa	101.3	101.3	0
CFD流量/($kg \cdot s^{-1}$)	1.627	2.004	0.377
CFD功率/kW	113.2	134.2	21.0
CFD效率	0.692	0.726	0.034

2.3 流场对比分析

针对表 1 设计点工况对比分析了导向器 50% 叶高截面叶型吸力面和压力面的静压分布,如图 7 所示,改型后叶盆、叶背的静压相差较大,叶片力增加。喉道面积增加,使得马赫数减小,如图 8 所示,原型 50% 叶高截面的最大马赫数为 1.9,改型后最大马赫数降低为 1.3,波前马赫数降低可以有效减小激波损失。从导向器尾缘截面马赫数分布可以看出,原型主流区最大和最小马赫数分别为 2.2 和 1.4,改型主流区最大和最小马赫数分别降低为 1.3 和 0.9,如图 9 所示。反映在相对总压分布上,改型总压损失较小,性能良好,如图 10 所示。

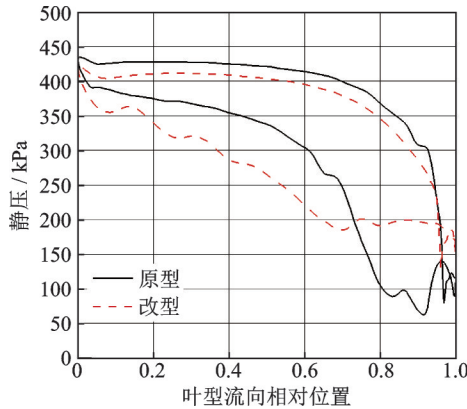


图 7 导向器 50% 叶高截面静压分布图

Fig.7 Static pressure of 50% blade height section of guide

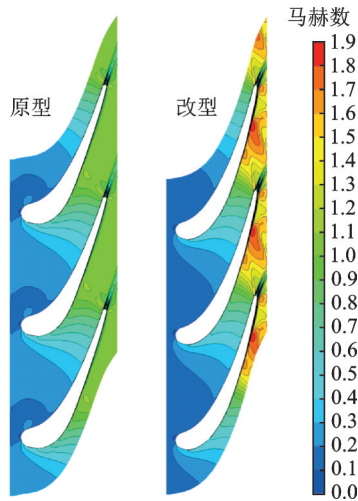


图 8 导向器 50% 叶高截面马赫数分布图

Fig.8 Mach number of 50% blade height section of guide

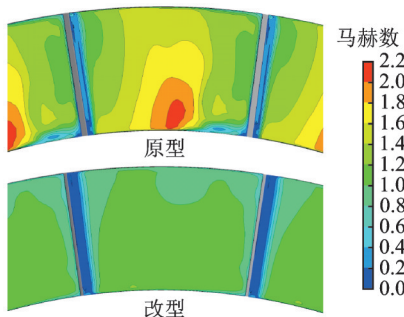


图 9 导向器尾缘截面马赫数分布图

Fig.9 Mach number of trailing edge section of guide

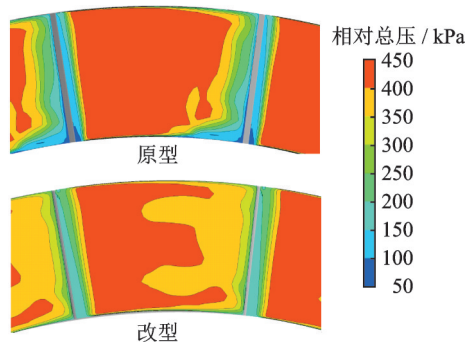


图 10 导向器尾缘截面相对总压分布图

Fig.10 Relative total pressure of trailing edge section of guide

原型导向器和涡轮转子都是直叶片,只能保证沿叶高一个截面上的气动参数在设计状态下。改型后叶片叶型安装角沿径向变化,可以更好地适应速度三角形,确保径向不同截面具备良好的流动状态。从图 11 可以看出,改型后,有效增加了涡轮转子的负荷,使得做功能力增强。原型在很大的正攻角下,前缘负荷很高,叶背在激波的作用下吸力面附面层明显增厚。改型后,前缘负荷显著降低,沿流向负荷分布合理,基本消除了吸力面附面层,如图 12 所示。

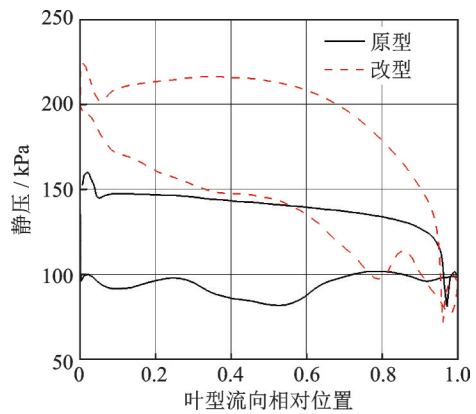


图 11 涡轮转子 50% 叶高截面叶型表面静压分布图

Fig.11 Static pressure of 50% blade height section of rotor

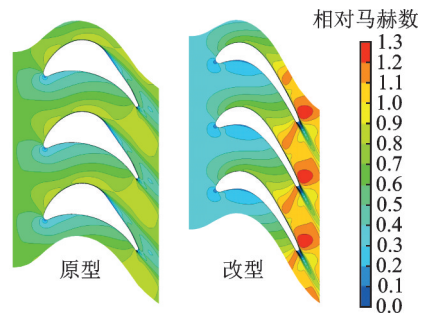


图 12 涡轮转子 50% 叶高截面相对马赫数分布图

Fig.12 Relative Mach number of 50% blade height section of rotor

通过改进叶型和合理分布径向叶型安装角,使得涡轮转子出口马赫数有所增加,改型主流区最大

和最小相对马赫数分别为1.4和0.9,主流区马赫数分布比较均匀,如图13所示。

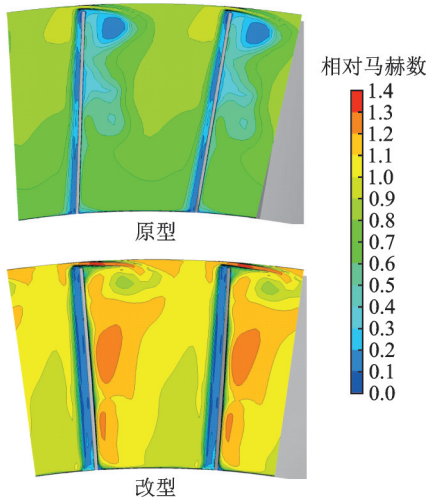


图13 涡轮转子尾缘截面相对马赫数分布图

Fig.13 Relative Mach number of trailing edge section of rotor

原型除了叶尖间隙造成损失外,转子负荷较高导致50%叶高以上吸力面附面层大幅度增厚,这些流动损失造成涡轮性能下降。改型后叶尖泄漏流损失略有增加,改型后损失主要集中在叶尖间隙区,如图14所示。

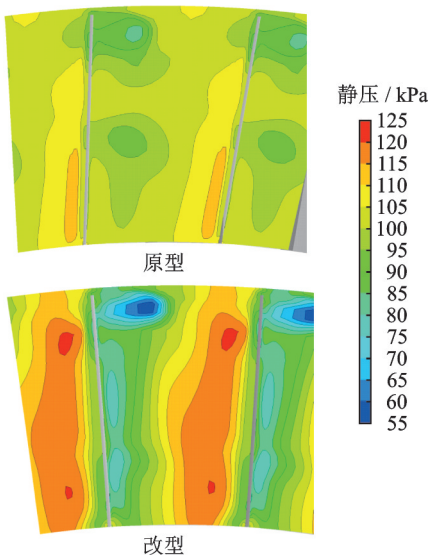


图14 涡轮转子尾缘截面静压分布图

Fig.14 Static pressure of trailing edge section of rotor

3 试验对比分析

3.1 试验方法

试验设备主要包含气源及加热系统、试验台台架、扭矩传感器、脱开装置、减速齿轮箱、惯性飞轮、刹车与制动系统、润滑系统和测控系统,如图15所示。

试验台模拟起动机实际工作状态,利用起动机

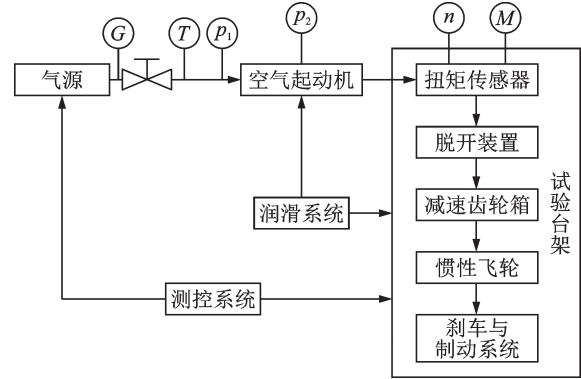


图15 空气涡轮起动机试验台示意图

Fig.15 Schematic diagram of air turbine starter test bench

进口管路中的压力传感器、温度传感器和流量计,根据试验需求的总温 T 和总压 p_1 设定气源压力和温度,按下起动按钮后测控系统打开管路控制阀,起动机转速快速上升,实时监测导向器前测压点 p_2 ,扭矩传感器实时输出转速 n 和扭矩 M ,直至起动机将飞轮带动至设定转速后,控制系统发出信号切断气源进气,起动机停止工作。

3.2 试验和数值仿真结果对比

为了验证数值仿真方法的准确性,对试验数据和仿真结果进行了对比分析,结果如表2所示,对比的状态点,保证导向器前测压点 p_2 绝对总压一致,可以看出流量差别较小,最大3.13%,最小1.22%,差别在可接受范围内;功率差别最大2.38%,最小0.1%,符合性较好。

数值仿真和试验结果相比,流量的偏差和进气温度有关,进气温度在288 K和287 K时,流量数值仿真结果偏大,进气温度大于431 K时,流量数值仿真结果偏小。

3.3 匹配性分析

空气起动系统是一个整体,在ATS使用时,需要考虑整个系统的匹配性,当ATS和APU配合使用时,即由APU给ATS提供高压气体,冲击ATS涡轮转子叶片,输出轴功率,此时就要对APU和ATS进行匹配性分析,比如两者的流量是否匹配,是否具有共同的工况点。

本文使用CFX数值仿真软件,对高原起飞和高空飞行两个工况的APU与ATS的匹配特性进行计算分析。图16为高度 $H=1.5$ km、环境温度 $t_0=44$ °C时APU与起动机性能匹配对比,图17为高度 $H=6.1$ km,环境温度7 °C时APU与ATS性能匹配对比,对横坐标和纵坐标数据进行了无量纲处理,横坐标是无量纲引气压力,纵坐标是APU引气流量和ATS流量。可以看出原型ATS特性与

表 2 改型后试验和数值仿真结果对比分析

Table 2 Comparison between test and numerical simulation results of improved ATS

进气温度/K	前测压点绝压/kPa			流量/(kg·s ⁻¹)			输出功率/kW		
	试验	CFD	差别/%	试验	CFD	差别/%	试验	CFD	差别/%
287	359	359	0	1.82	1.876	3.08	130.6	133.0	1.84
288	331	331	0	1.70	1.731	1.82	115.9	117.3	1.21
287	302	302	0	1.56	1.579	1.22	100.7	100.8	0.10
287	281	281	0	1.45	1.468	1.24	89.6	88.8	-0.89
288	249	249	0	1.28	1.299	1.48	72.7	71.1	-2.20
431	323	323	0	1.40	1.376	-1.71	134.4	137.6	2.38
433	277	277	0	1.21	1.179	-2.56	104.6	105.9	1.24
432	255	255	0	1.12	1.085	-3.13	90.2	91.3	1.22
434	216	216	0	0.94	0.912	-2.98	65.5	64.7	-1.22

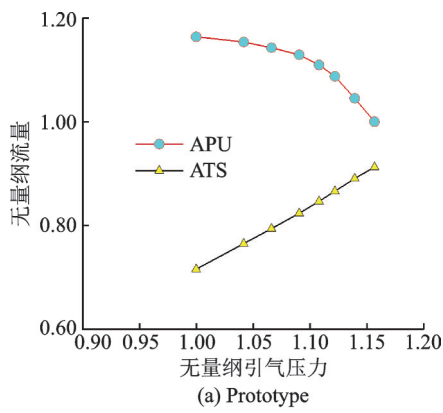


图 16 APU 与 ATS 性能匹配性($H=1.5 \text{ km}, t_0=44 \text{ }^\circ\text{C}$)

Fig.16 Performance matching of APU and ATS ($H=$

$1.5 \text{ km}, t_0=44 \text{ }^\circ\text{C}$)

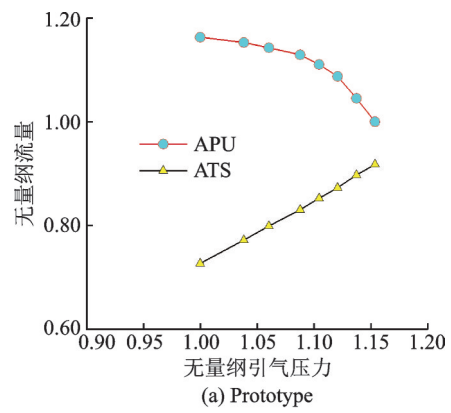
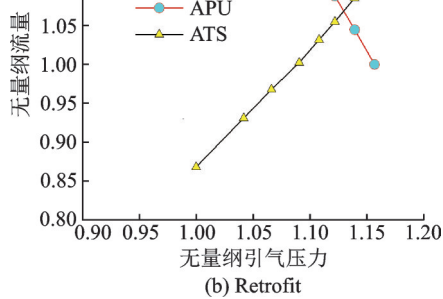
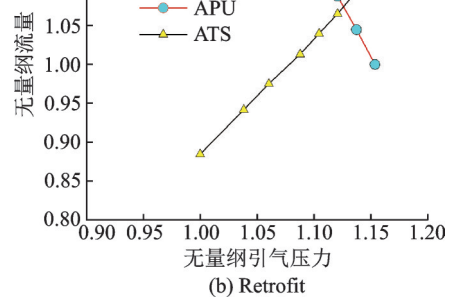


图 17 APU 与 ATS 性能匹配性($H=6.1 \text{ km}, t_0=7 \text{ }^\circ\text{C}$)

Fig.17 Performance matching of APU and ATS ($H=$

$6.1 \text{ km}, t_0=7 \text{ }^\circ\text{C}$)



APU 引气特性曲线没有共同工作交点,相同引气压力条件下 APU 引气流量均大于 ATS 可流通流量,导致 APU 防喘阀被迫打开,APU 工作在堵塞点附近,严重偏离设计工况。

改型 ATS 与 APU 引气特性曲线存在共同工作交点,提高了 ATS 输出功率,同时改善了 APU 工作性能,提高了整个空气起动系统的工作效能。

4 结 论

本文采用 CFD 数值仿真和试验相结合的方法,对导向器和涡轮叶型进行优化设计,对空气涡

轮起动机改型前、后的气动性能和流场细节进行了详细对比分析,并分析了 APU 与 ATS 的性能匹配。数值仿真结果表明,改型 ATS 与 APU 引气特性曲线存在共同工作点,显著提升了整个空气起动系统的匹配性,ATS 工作性能得到明显改善。

CFD 数值仿真和试验结果的对比表明,流量整体差别较小,波动范围在 $\pm 3\%$ 左右;功率最大差别为 2.38% ,最小差别为 0.1% ,数值仿真和试验结果符合性较好。改型后涡轮流量增大了 23.2% ,效率提升了 3.4% ,输出功率增加了 18.0% ,改进效果明显。

参考文献:

- [1] PARK J, PARK S, BAEK J. Design of an air-starter turbine and starting performance prediction through the numerical analysis[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. Montreal: ASME, 2015: 15-19.
- [2] GRIGORII P, VASILII Z, OLEG B, et al. Optimization of an air turbo starter considering its joint work with an auxiliary power unit[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020. [S.l.]: ASME, 2020: 21-25.
- [3] SADHAM U R, PRASAD B V S S S, MILIND D, et al. Design of duct passages for an air turbine starter test rig[C]//Proceedings of ASME 2021 Gas Turbine India Conference. [S.l.]: ASME, 2021: 76152.
- [4] 白永秋, 贾铎, 杨永华, 等. 航空发动机用起动机发展现状及趋势研究[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集. 沈阳: 中国航空学会, 2019: 659-665.
- BAI Yongqiu, JIA Duo, YANG Yonghua, et al. Development status and trend research of starter for aero engine[C]//Proceedings of the 4th China Aviation Science and Technology Conference. Shenyang: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2019: 659-665.
- [5] 刘伟, 田宏星, 陈玉春, 等. 航空发动机空气起动系统性能匹配计算方法[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 277-284.
- LIU Wei, TIAN Hongxing, CHEN Yuchun, et al. Matching performance calculation method for aero-engine air starting systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(2):277-284.
- [6] 王新月, 卿雄杰, 刘晓伟. 某型飞机发动机起动供气系统匹配及性能模拟[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(3):295-298.
- WANG Xinyue, Qing Xiongjie, LIU Xiaowei. Simulation study on how to ensure starting of a certain type of aero-engine in high altitude region[J]. Journal of Northwest University of Technology, 2006, 24(3): 295-298.
- [7] 曾涛. 民用飞机空气起动系统性能评估方法[J]. 航空科学技术, 2015, 26(2):43-46.
- ZENG Tao, Performance evaluation method of civil aircraft air assisted starting system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(2):43-46.
- [8] 陈靖华, 徐伟祖, 李传鹏. 空气涡轮起动机性能数值仿真和试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 654-661.
- CHEN Jinghua, XU Weizu, LI Chuanpeng. Numerical simulation and experimental investigation on performance of air turbine starter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 654-661.
- [9] 孙牧桥, 苏三买, 成剑, 等. 空气涡轮起动机调压装置 AMESim 建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2):450-456.
- SUN Muqiao, SU Sanmai, CHENG Jian, et al. Air turbine starter pressure controller modeling and numerical simulation based on AMESim[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(2):450-456.
- [10] 马智勇, 邓健, 周光明. 冲压空气涡轮释放过程运动学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 499-506.
- MA Zhiyong, DENG Jian, ZHOU Guangming. Releasing kinematics analysis of ram air turbine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3):499-506.
- [11] 夏天翔, 卢岳良, 柯兵. 飞机冲压空气涡轮系统的动态特性分析[J]. 航空学报, 2020, 41(3):314-324.
- XIA Tianxiang, LU Yueliang, KE Bing. Analysis of dynamic behavior of aircraft ram air turbine system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3):314-324.
- [12] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- LIAN Xiaochun. Principle of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern University of Technology Press, 2005.
- [13] 王浩, 杨恒辉, 卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息系统工程, 2014(4):38-39.
- WANG Hao, YANG Henghui, LU Yufang. Overview of aircraft second power system technology[J]. Information System, 2014(4):38-39.
- [14] 刘伟, 夏商周, 黄兴, 等. 基于功率保持的辅助动力装置引气性能计算模型[J]. 航空动力学报, 2019, 34(12):2569-2576.
- LIU Wei, XIA Shangzhou, HUANG Xing, et al. A computation model for auxiliary power unit air bleeding performance based on flat rating[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12):2569-2576.
- [15] HAAS J E, ROELKE R J, HERMANN P. An experimental evaluation of the performance deficit of an aircraft engine[R]. NASA TM-81571, 1980.
- [16] HAAS J E, ROELKE R J, HERMANN P. Reasons for low aerodynamic performance of 13.5-centimeter-tip-diameter aircraft engine starter turbine[R]. NASA TP-1810, 1981.