

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.012

空气涡轮起动机性能数值仿真和试验研究

陈靖华¹, 徐伟祖², 李传鹏³

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

摘要: 为提高某型空气涡轮起动机的性能, 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仿真的研究, 并完成了优化设计。数值仿真结果表明, 进气弯管内侧存在明显的流动分离, 导致下游流场均匀性恶化, 导向器叶片和转子叶片表面均存在一定的附面层分离, 排气框架未充分考虑流动的顺畅性, 最终造成空气涡轮起动机性能偏低。数值仿真和试验结果的对比表明, 数值仿真获得的空气流量比试验低 1.90% 左右, 涡轮功率高 1.04% 左右。数值仿真和试验符合较好, 采用这种数值仿真方法研究空气涡轮起动机具有较高的准确性, 对导向器叶片进行了优化设计, 显著提升了空气涡轮的性能, 优化后功率比原型增加了 14.2%。

关键词: 空气涡轮; 起动机; 数值仿真; 试验; 性能

中图分类号: V225; V228

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2022)04-0654-08

Numerical Simulation and Experimental Investigation on Performance of Air Turbine Starter

CHEN Jinhua¹, XU Weizu², LI Chuanpeng³

(1. Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System, AVIC Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Nanjing 211106, China;
2. Nanjing Puguotechnology Co., Ltd., Nanjing 210016, China;
3. 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, the aerodynamic performance and flow field details of the air turbine starter are studied by combining numerical simulation and experiment. The numerical simulation results show that there is obvious flow separation inside the inlet elbow, leading to poor uniformity of the downstream flow field. There is a certain boundary layer separation on the surface of the guide vane and rotor blade, and the flow field is relatively poor because the smooth flow is not fully considered in the exhaust frame. The comparison between the numerical simulation results and the experimental results shows that the air flow rate obtained by numerical simulation is about 1.90% lower than that of the experiment, and the turbine power is about 1.04% higher. Generally speaking, the numerical simulation is in good agreement with the experiment, and this numerical simulation method has a high accuracy to study the air turbine starter. The performance of the air turbine is significantly improved by the optimized design of the guide vane. The power of the air turbine is increased by 14.2% compared with the prototype.

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

基金项目: 某重大国防预研项目; 国家科技重大专项(2017-II-0004-0017)。

收稿日期: 2022-03-25; **修订日期:** 2022-05-13

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 Jinhua, 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.

20世纪八九十年代,空气涡轮起动机(Air turbine starter, ATS)开始作为发动机的起动装置^[1],用于飞机发动机地面油封、启封、冷运转、假起动和空中辅助。气源可来自地面气源、机载的辅助动力装置(APU)或其他发动机压缩空气,驱动起动机涡轮带动发动机的高压转子到预定转速。

ATS具有结构简单、尺寸小、起动扭矩大、使用方便、成本低等优点,已经得到广泛应用,成为军机的主要起动装置,如歼20、运20、直20、轰6改进型、阵风、“鹰狮”、欧洲EF2000等都使用ATS。现代大型民航客机发动机也采用ATS起动,由APU的压气机提供压缩气源,经引气管路、控制阀,冲击ATS的涡轮发出轴功率,最后经减速器和输出轴传递轴功率作用于发动机高压转子完成起动^[2]。

航空发动机起动能力主要取决于空气起动系统的性能匹配和ATS输出功率。国内关于空气起动系统的性能匹配研究较多^[2-11],对ATS输出功率方面的研究很少。刘伟等^[2]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^[3]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^[4]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。朴英^[3]采用起动机功率的简化计算方法,研究了起动机功率对发动机起动性能的影响,结果表明在所有影响因素中,起动机功率对发动机起动性能的影响最大。国内相关研究缺乏计算流体力学(CFD)数值仿真在空气涡轮起动机性能研究以及设计分析中的应用。国外ATS设计基本已经成熟,随着CFD技术的发展和计算机技术的进步,国外研究机构也利用三维数值仿真进行空气起动涡轮优化。韩国浦项科技大学Park等^[12]采用ANSYS CFX软件研究了重型发动机的空气起动涡轮,试验和仿真趋势一致,仿真发现在叶根附近存在明显的附面层分离,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Grigori等^[13]采用NUMECA软件,使用Spalart-Allmars湍流模型,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%,对导向器叶片形状优化后,航空发动机起动时间减少了18.5%。GE印度分公司Sadham等^[14]采用ANSYS CFX软件,使用 k -epsilon湍流模型,通过优化弯曲管道、出口管道、螺栓和过渡件的几何形状,效率提高1.62%,功率提高0.515%。我国由于历史和技术方面的原因,在ATS叶型设计这一领域缺乏研究,主要依靠测绘仿制,急需在设计方法和试验方面提高自主研

发能力。

我国自主研制的某空气涡轮起动机在使用中出现了起动功率不足的问题,具体表现为高原起动成功率下降,冷、热天起动性能差异大,不能满足部队作战和实战化训练需要,迫切需要改进设计以提高起动功率,保障发动机高原起动和高温起动需求。本文通过三维CFD数值仿真方法分析某型空气涡轮起动机的气动性能,并通过试验对比验证数值仿真的准确性,然后对空气涡轮起动机改进或优化设计,不仅校核该方案是否满足设计要求,同时也可用于发展一种CFD数值仿真和试验相结合的空气涡轮起动机改进、改型的研发思路,为后续提高自主研发能力奠定基础。

1 研究对象和方法

1.1 研究对象

本研究对象的空气涡轮起动机将控制阀与起动机合二为一。如图1所示,产品组成主要包括进气管路、控制阀、导向器、涡轮转子和减速器部位等。其中减速器部位为齿轮系,进行模型简化处理。涉及起动机功率提升的是进气管路、控制阀、导向器和涡轮转子等,对其建立仿真模型。

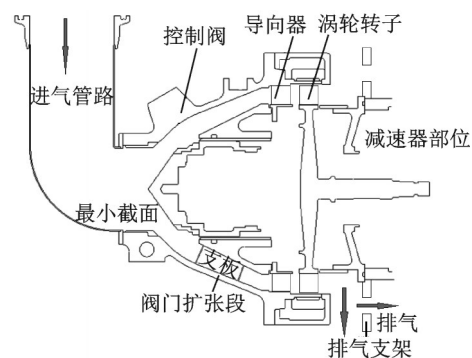


图1 空气涡轮起动机组成图

Fig.1 Model of air turbine starter

气动流路分5个部分,包括进气管路、控制阀扩张段、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。涡轮级后的排气段安装有排气支架,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

图2为起动机CFD数值仿真计算域图。根据起动机流路特点,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。进气管路在扩张段前存在90°拐弯,导致扩张段内流动

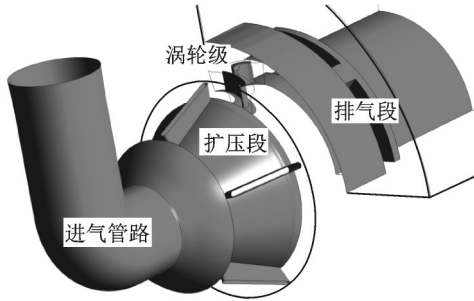


图2 空气涡轮数值仿真计算域图

Fig.2 Three dimensional model of air turbine starter

周期性减弱,因此扩张段采用了全周计算域。气流经过扩张段后周向均匀性有所改善,且流速相对较低,因此导向器和转子都采用了单通道计算域。起动机的排气接近直排,影响涡轮转子排气的因素是排气框架,排气框架将排气分割成了多股气流,导致排气出口边界不清晰。为了准确模拟起动机的真实排气状态,在排气结构周围布置了计算域。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。

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,所有网格均为结构化网格,网格量总计205万个左右。网格在壁面附近区域进行了加密,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。通过网格无关性验证,继续增大网格量对计算结果影响很小。

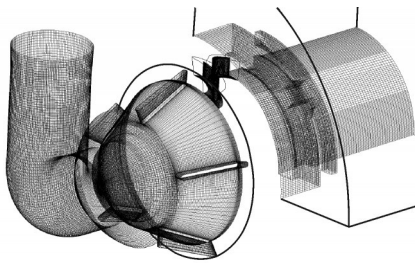


图3 空气涡轮起动机整体网格图

Fig.3 Overall grid diagram of air turbine starter

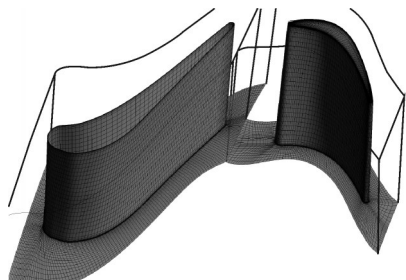


图4 空气涡轮起动机涡轮级网格图

Fig.4 Overall grid diagram of turbine

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。SST是叶轮机械仿真中最常用的湍流模型,在近壁区逆压梯度和分离流动的计算有很好的预测精度。壁面函数能够在一定程度上降低对近壁面 Y^+ 的要求,近壁面 Y^+ 在1~5范围内的起动机网格能够满足仿真要求。进口采用总温和总压条件,出口设定开放边界条件。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°C ,空气比热容变化较小,因此采用定比热容计算。

1.4 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5所示。

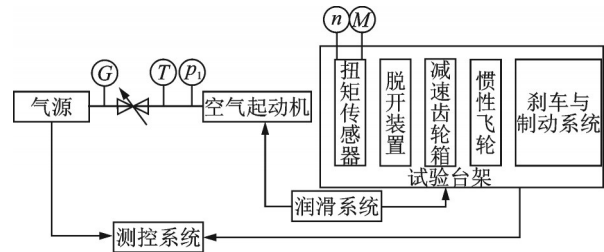


图5 空气涡轮起动机试验台示意图

Fig.5 Schematic diagram of air turbine starter test bench

进口测试参数流量 G 、总温 T 、总压 p_1 分别由起动机进口管路上的流量计、温度传感器和压力传感器提供,输出转速 n 和扭矩 M 由扭矩传感器提供,输出功率经由扭矩和转速计算得出。

试验台模拟起动机实际工作状态,根据试验需求的总温 T 和总压 p_1 设定气源温度和压力,按下启动按钮后测控系统打开管路控制阀,起动机转速快速上升,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转至设定转速后,控制系统发出信号切断气源进气,起动机停止工作。

2 结果分析

2.1 数值计算结果

表1为设计点条件,在设计点条件下对空气涡轮起动机进行CFD数值模拟。为了进一步分析转速对设计点性能的影响,对转速分别为24 000、26 000、30 000和32 000 r/min的状态进行了分析。

表 1 设计点条件

Table 1 Design point conditions

参数	进口总压/ kPa	进口总温/ K	出口静压/ kPa	转速/ (r·min ⁻¹)
数值	435	350	101.3	28 120

表 2 为设计点条件下不同转速时空气涡轮起动机性能,由表 2 可知,随着转速的增加,空气流量略有减小,而涡轮功率和起动机气动效率都是先增加后减小。在涡轮转速等于 28 120 r/min 时,整机功率和气动效率达到最大,功率最大为 113.24 kW,整机气动效率最大为 0.692,对应涡轮级气动效率为 0.812。整机气动效率统筹考虑进气管路损失、阀门损失,排气段损失和余速损失等,因此数值低于涡轮级气动效率是正常现象。

表 2 设计条件下不同转速时起动机性能 CFD 计算结果
Table 2 CFD calculation results of starter performance at different speeds under design conditions

转速/ (r·min ⁻¹)	流量/(kg·s ⁻¹)	涡轮功率/ kW	整机 气动效率
24 000	1.631	111.84	0.682
26 000	1.629	112.84	0.689
28 120	1.627	113.24	0.692
30 000	1.622	112.46	0.690
32 000	1.620	111.15	0.683

图 6 为进气管与阀门中间截面二维流线图,对进气管和阀门全开状态进行分析。进气管存在 90° 拐弯,中间截面总压分布图显示,进气管拐弯位置存在很大分离区,分离区最大宽度占到了整个管路的 40% 左右,分离区结束于阀门前。阀门密封位置非气动型面,存在多个台阶不光滑,阀芯和阀体内壳都存在一定的分离。图 7 为阀门出口截面总压分布图,可以看出,阀门出口截面周向总压分布比较一致,径向存在明显差别,靠近内侧总压损失较小,靠近外侧总压损失较大。

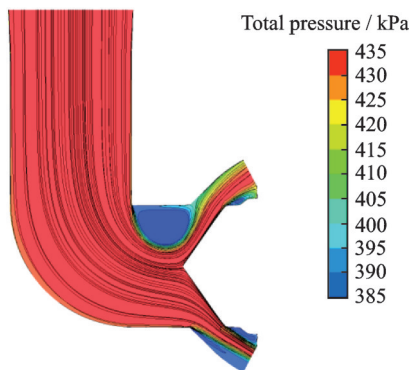


图 6 进气管与阀门中间截面二维流线图
Fig.6 Two-dimensional streamline diagram of middle section between intake pipe and valve

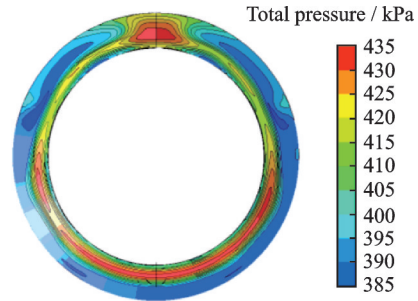


图 7 阀门出口截面总压分布图
Fig.7 Total pressure distribution of valve outlet section

图 8 为扩张段总压和流线图,扩张段内整体流动顺畅,没有发现明显的分离涡。进口总压径向均匀性较差,通过扩张段后,径向均匀性逐渐改善。图 9 为扩张段 S2 截面静压和流线图,沿着流向静压逐渐增加,由此可知在扩张段内的流动是扩压流动。S2 截面流线分布显示,在扩张段的进口外侧存在一定回流区,其他区域流动顺畅。

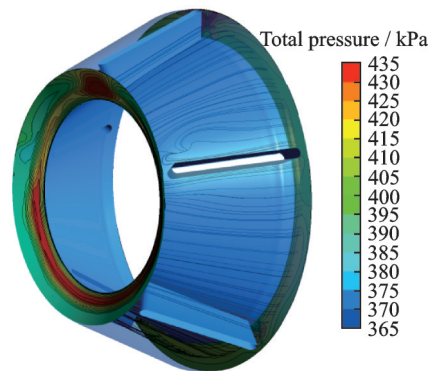


图 8 扩张段总压和流线图
Fig.8 Total pressure and streamline diagram of expansion section

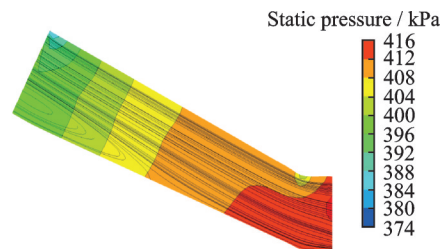


图 9 扩张段 S2 截面静压和流线图
Fig.9 Static pressure and streamline diagram of S2 section in expansion section

图 10 为导向器出口截面马赫数分布图,主流区马赫数分布比较均匀,主流区最大和最小马赫数分别为 2.2 和 1.4。图 11 为导向器出口截面总压分布图,从图 11 可以看出,总压损失在根部区域存在一定范围的流动分离,总压偏低,同时,叶片表面存在较为明显的附面层分离,占据整个叶高。

图 12 为涡轮转子出口截面马赫数分布图,图

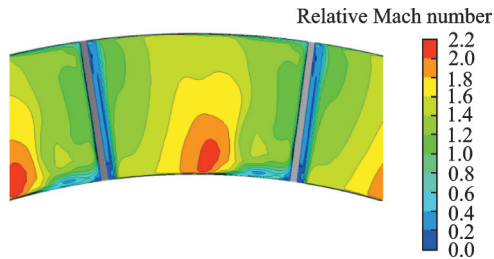


图10 导向器出口截面马赫数分布图

Fig.10 Mach number distribution of turbine guide outlet section

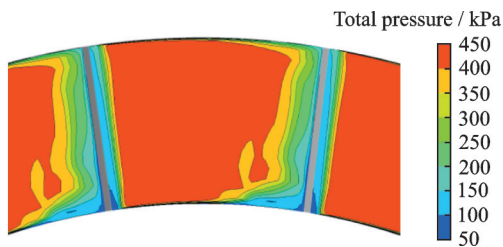


图11 导向器出口截面总压分布

Fig.11 Total pressure distribution of turbine guide outlet section

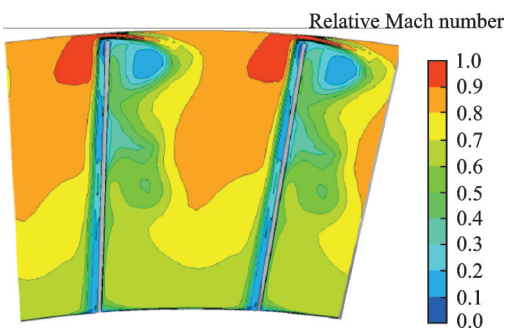


图12 涡轮转子出口截面马赫数分布图

Fig.12 Mach number distribution of turbine rotor outlet section

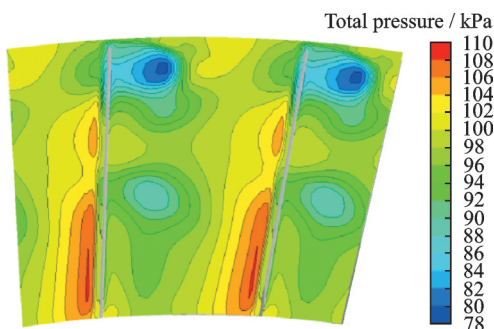


图13 涡轮转子出口截面总压分布

Fig.13 Total pressure distribution of turbine rotor outlet section

13为涡轮转子出口截面总压分布图,从马赫数和总压分布图可以看出,叶尖间隙产生了明显的叶尖泄漏涡,造成较大流动损失,同时,在叶中位置存在一个通道涡,也造成了一定流动损失。从动叶流场

分析得到,动叶工作在很大负荷条件下,流场存在一定的损失,对涡轮性能产生一定影响。

根据CFD数值仿真结果,排气段进口总压为124.17 kPa,远高于环境压力,影响了涡轮落压比的利用。排气段接近轴向排气,未进行减速扩压的设计,这是导致排气段进口总压偏高的原因。图14为排气截面总压分布图,可以看出径向排气口的内侧存在很大分离,影响了排气的减速扩压。

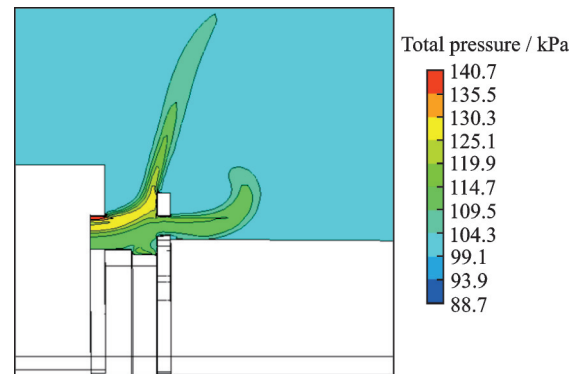


图14 排气段截面总压分布图

Fig.14 Total pressure distribution of exhaust section

2.2 试验和数值计算结果对比

将涡轮转速24 035~32 007 r/min的CFD数据与试验数据进行对比,分别进行了进口绝对总压、空气流量和功率的对比。

图15为进口绝对总压随转速变化的对比图。设置进口绝对总压与试验数值相同。

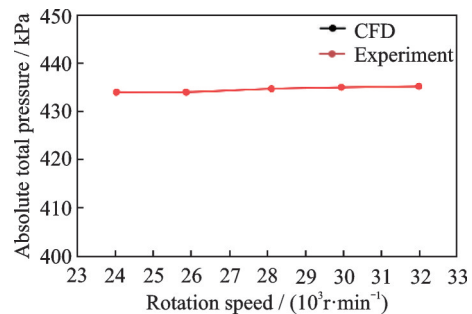


图15 导向器进口绝对总压随转速变化对比

Fig.15 Comparison of absolute total pressure at inlet of guide variation with rotation speed

图16为空气流量随转速变化的对比图,在涡轮转速范围内,试验获得的空气流量基本保持不变,CFD获得的空气流量略有变化,整体上数值仿真结果的空气流量小于试验值。

图17为输出功率随转速变化的对比图,试验与CFD输出功率差别不大,变化趋势基本保持一致,其中CFD输出功率已经扣除了起动机内部齿轮系的搅油损失和机械损失功率,根据经验该功率损失取值为4 kW。

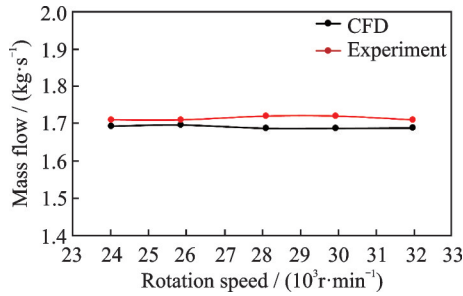


图 16 流量随转速变化对比

Fig.16 Comparison of mass flow with rotation speed

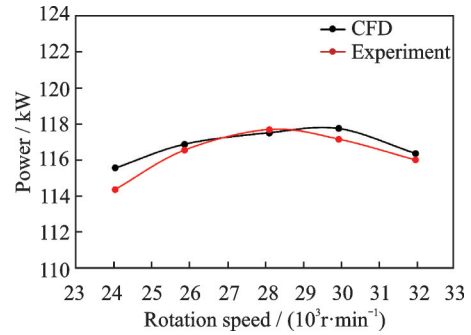


图 17 输出功率随转速变化的对比图

Fig.17 Comparison of power variation with rotation speed

表 3 给出了 CFD 结果和试验的对比分析,分别对涡轮转速、进口绝对总压、空气流量和功率进行对比。CFD 计算获得空气流量都小于试验值,最大差别为 1.90%,最小差别为 0.8%,CFD 流量

比试验流量平均小 1.38%,差别在可接受范围内。CFD 计算获得涡轮功率与涡轮功率试验值,最大差别为 1.04%,最小差别为 0.14%,符合性较好。

表 3 试验和数值计算结果的对比分析

Table 3 Comparative analysis of experiment and CFD results

涡轮转速/ (r·min ⁻¹)	进口绝对总压/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/%
24 035	433.9	433.9	0.00	1.71	1.693	-1.00	114.34	115.54	1.04
25 875	433.9	433.9	0.00	1.71	1.696	-0.80	116.53	116.87	0.29
28 126	434.6	434.6	0.00	1.72	1.687	-1.90	117.68	117.51	-0.14
29 970	434.9	434.9	0.00	1.72	1.687	-1.90	117.14	117.74	0.51
32 007	435.1	435.1	0.00	1.71	1.688	-1.30	115.98	116.35	0.32

2.3 优化设计

根据前面的研究可知,CFD 数值仿真和试验结果符合性较好。基于缩短研制周期和节省研制经费的考虑,本文仅对导向器进行了优化设计,保持涡轮转子不变,通过增加导向器叶片喉道面积的方式来增加起动机流量和功率,达到飞机发动机的起动要求。

图 18 为原型与改型对比图,原型叶片为直叶片,改型叶片为扭叶片,改型叶型与原型叶型差别很大。原型叶型叶背线靠近尾缘处并不光滑,改型叶型叶背线则改变了这种状况,改型叶片在前缘明显存在倾斜,主要是为了保持稠度随叶高保持不变。

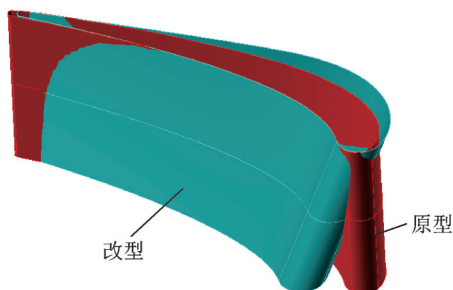


图 18 导向器原型与改型三维叶片对比图

Fig.18 Comparison between prototype and modified guide blade

表 4 为原型和改进设计点性能对比,主要对比流量、功率和效率的差别。改型流量比原型大了 12.9%,流量有较大的变化。改型效率比原型大 0.8%,改型功率比原型大 14.2%,功率增加非常明显,满足改进改型的要求。

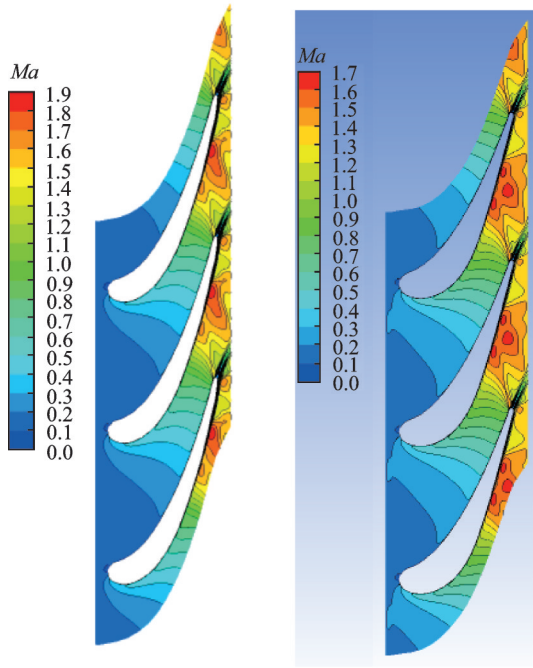
表 4 原型和改进设计点 CFD 性能对比

Table 4 CFD performance comparison between prototype and improved design point

参数	原型	改型	差别/%
转速/(r·min ⁻¹)	28 120	28 120	
进口总压/kPa	435	435	
进口总温/K	350	350	
环境压力/kPa	101.3	101.3	
流量/(kg·s ⁻¹)	1.627	1.837	12.9
涡轮功率/kW	113.24	129.3	14.2
整机气动效率	0.692	0.700	0.8
涡轮级效率	0.812	0.839	2.7

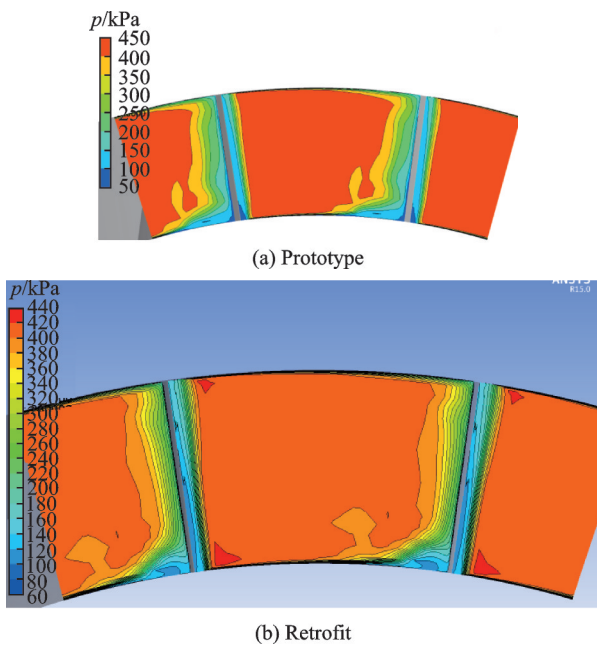
图 19 为导向器叶中截面马赫数分布对比图,原型叶中最大马赫数为 1.9,而改型略有降低,为 1.7,在喉道后改型的附面层发展相对慢一些。图 20 为出口截面总压分布图,原型和改型损失都集中在角区,改型损失区域更小一些。

从图 21、22 可以看出,原型在前缘出现了较明显的高马赫数区域,改型前缘未出现高马赫数区



(a) Prototype (b) Retrofit
图19 导向器叶中截面马赫数分布对比图

Fig.19 Comparison of Mach number distribution in the middle section of deflector blade

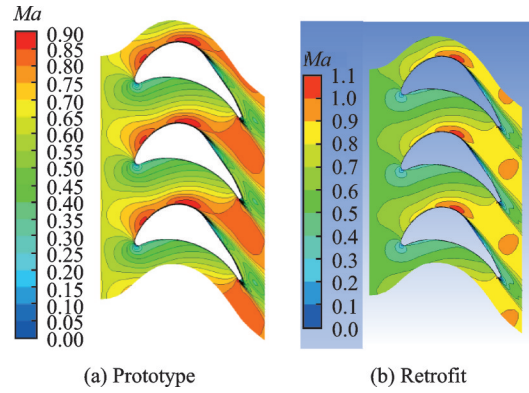


(a) Prototype (b) Retrofit
图20 导向器出口截面总压分布对比图

Fig.20 Comparison diagram of total pressure distribution of guide outlet section

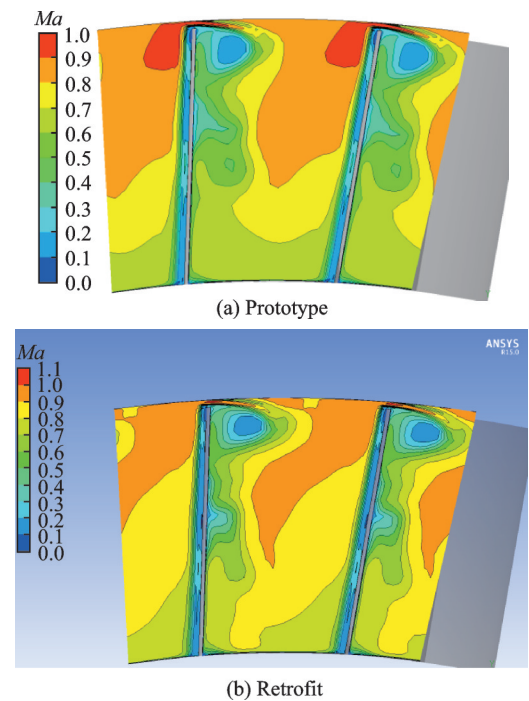
域。原型和改型在喉道后都出现了明显分离。原型和改型损失类型相似,主要损失都是由叶尖间隙和二次流产生。

改型流量明显大于原型,在相同进气几何管路和进口边界条件下,流量增加导致进气速度增加、附面层摩擦损失增大,会造成效率下降。改型在进口压力损失增加情况下,起动机整体效率仍旧大于原型,其主要贡献是改型后导向器性能有明显提



(a) Prototype (b) Retrofit
图21 涡轮叶中截面马赫数分布对比图

Fig.21 Comparison of Mach number distribution in the middle section of turbine blade



(a) Prototype (b) Retrofit
图22 出口截面马赫数分布图

Fig.22 Mach number distribution of outlet section

升。通过改型减小导向器流动损失使效率提升,增加导向器喉道面积使流量增加,这两方面共同作用下有效提高了功率。

3 结 论

本文采用CFD数值仿真和试验相结合的方法,对空气涡轮起动机的气动性能和流场细节进行了详细研究,并对导向器进行了优化设计。原型进气管拐弯位置存在很大分离区,分离区最大宽度占到了整个管路的40%左右;进气管阀门出口截面总压径向分布存在明显的不均匀总压高、外侧总压小;导向器叶片表面和根部区域存在较为明显的附面层分离,总压偏低;涡轮转子叶尖泄漏涡和通道涡损失明显,造成总压明显下降。通过将导向器由直叶片改为扭叶片,降低了流动损失,增加了流量,

提高了性能。与原型相比,流量增大了12.9%,效率提升了0.8%,功率增加了14.2%。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 朴英.航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J].航空动力学报,2003,18(6):777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 777-782.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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
- [14] SADHAM U R, PRASAD B V S S S, MILIND D. Design of duct passages for an air turbine starter test rig [C]//Proceedings of ASME 2021 Gas Turbine India Conference.[S.l.]: ASME, 2021.

(编辑:夏道家)