

微燃机双面复合叶轮压缩特性

张 呈^{1,2}, 王 云^{1,2}, 王 科^{1,2}, 王金伟^{1,2}, 何少飞^{1,2}

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063;
2. 江西省微小航空发动机重点实验室, 南昌 330063)

摘 要: 为追求高性能参数、高新技术装备的核心机,基于结构融合、过程融合思想,对传统微燃机核心机进行融合创新。基于 3D 打印设计制造技术基础,创新设计了一种双面常规叶轮与空心涡轮叶片径向连接为一体的双面复合叶轮结构,有望成为未来极具潜力的高效叶轮。具体对基于双面复合叶轮的微燃机工作原理、结构方案及预期性能进行初步分析,重点对双面复合叶轮的压缩特性与后进气管换热特性进行了数值模拟研究。结果表明:该叶轮相比常规叶轮,压缩特性符合预期,较为理想,在压比、流量、效率方面均有显著提高;后进气管回收 4.4 K 尾气温度可提高热效率,为高气动性能、高循环参数的燃气轮机发展奠定了基础。

关 键 词: 微燃机; 常规叶轮; 双面复合叶轮; 后进气管; 气动性能

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Compression performance of double-sided composite impeller with micro gas turbine

ZHANG Cheng^{1,2}, WANG Yun^{1,2}, WANG Ke^{1,2},
WANG Jinwei^{1,2}, HE Shaofei^{1,2}

(1. School of Aircraft Engineering,
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;
2. Key Laboratory of Jiangxi Micro Aeroengine, Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to achieve the core engine with high performance parameters and high-tech equipment, based on the ideas of structural fusion and thermal process fusion, the core engine of traditional micro-turbine was integrated through innovation. Based on the 3D printing design and manufacturing technology foundation, a double-sided composite impeller structure was designed, with a radial connection of a double-sided conventional impeller and an axial-flow turbine, making it possible to become a type of high-efficiency impeller with great potential in the future. Specifically, the principle, structural scheme and expected performance of the micro gas turbine were analyzed. Numerical investigation of aerodynamic compression performance of a double-sided composite impeller and backward pipe heat transfer characteristics was primarily studied. Results show that compared with the conventional impeller, the aerodynamic compression performance of the double-sided composite impeller can meet the expectation perfectly. The total pressure ratio, flow rate and isentropic efficien-

收稿日期: 2019-11-05
基金项目: 江西省研究生创新专项资金项目(YC2019-S342)
作者简介: 张呈(1997—),男,硕士生,主要从事航空发动机结构研究。

引用格式: 张呈,王云,王科,等.微燃机双面复合叶轮压缩特性[J].航空动力学报,2020,35(5):1042-1050. ZHANG Cheng, WANG Yun, WANG Ke, et al. Compression performance of double-sided composite impeller with micro gas turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1042-1050.

cy have been greatly improved; the recovery of 4.4 K exhaust gas temperature in the rear intake pipe can improve the thermal efficiency. It has laid the foundation for the development of gas turbines with high aerodynamic performance and high cycle parameters.

Key words: micro gas turbine; conventional impeller; double-sided composite impeller; rear intake pipe; aerodynamic performance

微型燃气轮机主要应用于国防军用设备动力装置和民用动力机械领域上,例如小型飞行器的 APU(auxiliary power unit),靶弹和巡航导弹的动力装置及汽车混合动力涡轮发电增程系统等。随着科技的快速发展、工业的不断进步,先进燃气轮机技术将是 21 世纪能源动力系统中的核心关键技术,也是一个国家工业基础先进水平的重要体现^[1-6]。核心机是微型燃气轮机的核心关键部件,如何使结构更轻便、紧凑,压比、流量、效率等性能参数更高,是提高微型燃气轮机技术的关键^[7-11]。

传统微型燃气轮机经过几十年的发展,技术进步进展已趋平缓,亟待有原理、结构上的突破来获得技术、性能上的突破。基于此,从结构融合、热力过程融合的角度出发,对传统微型燃气轮机核心机进行融合创新,借助现代 3D 打印设计制造技术支持,创新设计了一种双面常规叶轮与空心涡轮叶片径向连接为一体的双面复合叶轮结构,该叶轮同时具有常规叶轮和轴流式涡轮的双重功能,既能简化轴系结构,结构紧凑,又兼具冷却涡轮、回热增效的作用,有望成为未来极具潜力的高效叶轮。

双面复合叶轮包括有两常规叶轮背对背固联的双面常规叶轮、设于双面常规叶轮流缘外处的空心涡轮叶片、设于双面常规叶轮叶尖轮缘处的两圆卡箍和设于空心涡轮叶片叶尖壁外处的封严圈组成。所述空心涡轮叶片根部与所述圆卡箍、双面常规叶轮均同心无缝固联,所述空心涡轮叶片叶尖部与封严圈同心无缝固联,自所述涡轮壁内设为类似管式扩压器结构^[12-15]、壁外仍为轴流涡轮外形。图 1 为双面复合叶轮工作原理图:来流空气经常规叶轮增压成高压气体流入涡轮壁内减速扩压,紧接着在燃烧室中与燃料掺混燃烧排出高温燃气,进而驱动涡轮膨胀做功的同时又与壁内高压气体对流换热,最终喷出低温燃气;后进气空气同理。本文具体对基于双面复合叶轮的微型燃气轮机工作原理,构型方案及预期性能进行初步分析,重点对双面复合叶轮的压缩特性与后进气管换热特性进行计算和分析,以扩充关于高

效叶轮的认识。并为往后高气动性能、高循环参数燃气轮机的研制提供必要的技术储备。

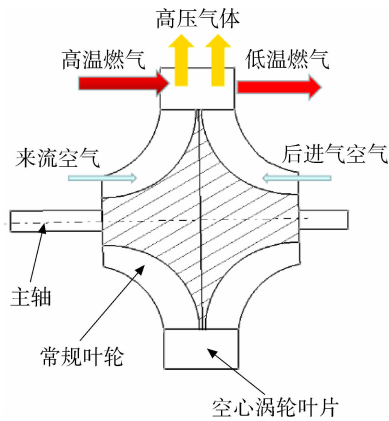


图 1 双面复合叶轮工作原理

Fig. 1 Principle of the double-sided composite impeller

1 微型燃气轮机主要构型方案

1.1 方案 1:输出轴功的微型燃气轮机

该微型燃气轮机动力主要以轴输出功的形式驱动,可广泛应用于地面燃气轮机和带有微型涡轮桨或涡轮发动机的小型飞行器上,图 2 为其结构和气动示意图。

对于微型燃气轮机的双面复合叶轮工作原理,前面已经介绍过,这里不再赘述,但其他结构内容有待详述。

- 1) 该发动机启动时,首先由启动电机带动双面复合叶轮旋转加速,其次再由燃烧室内喷嘴喷油雾化点火使发动机能正常工作。
- 2) 涡轮壁内排出的高压气体在机匣中分出两股气流,其中一股气流直接流入前置折流式环形燃烧室内燃烧,另一股气流则通过空心涡轮导向叶片壁内,再进入燃烧室燃烧。
- 3) 由于双面复合叶轮必须输出大量轴功率以满足发动机正常运转,因此尾喷管喷出低温尾气,而该尾气还可被利用于驱动复合桨叶根部(其根部段采用对冲涡轮形)旋转,但本文不对其研究。

实了其制造实现的可行性,详见图 4。

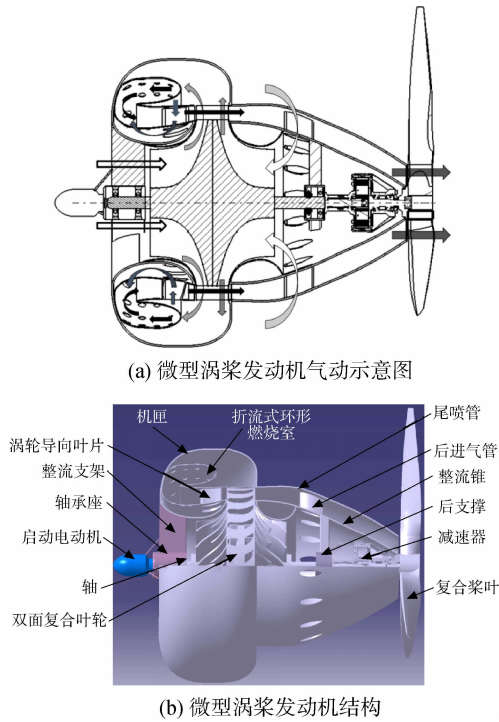


图 2 轴输出功的微燃机

Fig. 2 Shaft output power of the micro-gas turbine

4) 该发动机采用两支点支撑方案,分别是整流支架支撑机匣及后支撑结构支撑整流锥方案。

1.2 方案 2:喷气式微型燃气轮机

该喷气式微型燃气轮机主要用于导弹或靶弹上,图 3 为其结构和气动示意图。

该发动机整体构型与上述轴输出功微型燃气轮机相似,其主要差异是在整流锥及支点支撑方案上,对于整流锥而言,喷气式微型燃气轮机的整流锥是闭合的,因此尾气会在尾喷管内聚集高速喷出,而轴输出功的微型燃气轮机的整流锥是开式的,因此尾气会以圆环状的形式喷出;对于支点支撑方案,喷气式的是采用单支点支撑,主要由整流支架支撑。

综合以上方案分析可知,微型燃气涡轮发动机相比于传统微型燃气轮机有以下好处:

- 1) 其轴向尺寸有较大的缩短,有利于同轴度和减震;
- 2) 充分利用回收尾气热量及冷却涡轮叶片的优势,有利于热效率的提高和降低材料限制;
- 3) 有利于结构减重以提高推重比或功重比。

因复合叶轮结构的特殊性,难以用传统制造方法加工,但可以用金属增材制造技术实现。

为了验证其技术实现可行性,用 3D 打印技术对单一复合叶轮结构模型进行了工艺验证,证

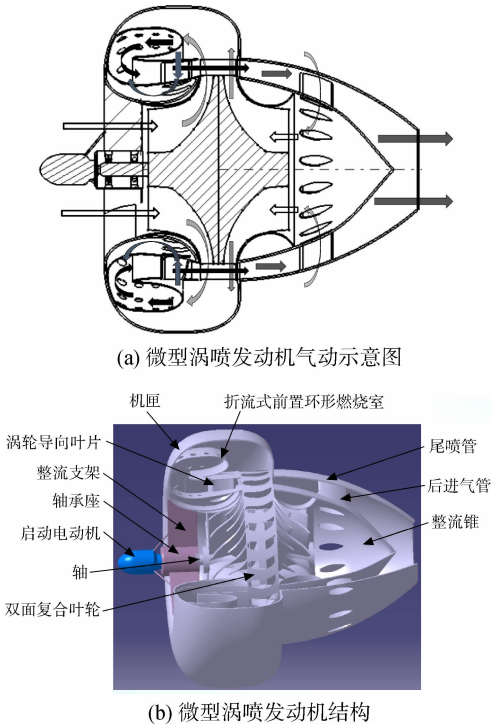


图 3 喷气式的微燃机

Fig. 3 Jet of micro-gas turbine



图 4 单一复合叶轮涡轮发动机模型

Fig. 4 A model of single composite impeller gas turbine

2 双面复合叶轮的压缩特性分析

2.1 双面复合叶轮模型

通过参考表 1 某型推力为 230 N 的微型涡喷发动机的性能参数。经泵与旋转机械专业设计软件(CFturbo)设计出常规叶轮模型,最后在 CATIA(computer aided three-dimensional interactive application)中完善双面复合叶轮模型,详见图 5。表 2 为常规叶轮与双面复合叶轮的设计参数。

表 1 230 N 微型涡喷发动机重要参数

Table 1 Important parameters of 230 N micro turbojet engine

参数	数值
增压比 π	3. 6
流量 $q_{m,air}/(kg/s)$	0. 45
涡轮前温度 T_3/K	1 023
转速 $n/(r/min)$	100 000

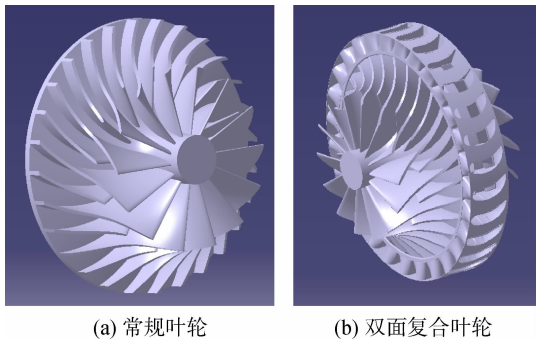


图 5 常规叶轮及双面复合叶轮三维模型

Fig. 5 Three-dimensional model of conventional impeller and double-sided composite impeller

表 2 常规叶轮与双面复合叶轮设计参数

Table 2 Design parameters of conventional impeller and double-sided composite impeller

设计参数	数值	
	常规叶轮	双面复合叶轮
设计压比 π	3. 5	3. 5
设计流量 $q_{air}/(kg/s)$	0. 45	0. 9
设计转速 $n/10^4(r/min)$	9	9
设计等熵效率 η	0. 85	0. 85
常规叶轮进口半径/mm	33. 7	33. 7
常规叶轮出口半径/mm	49. 5	49. 5
常规叶轮主/分流叶片数 Z_1	14	14
双面常规叶轮主/分流叶片数 Z_2		28
无叶扩压器高度/mm	8. 55	
无叶扩压器宽度/mm	5. 59	
扩压器出口半径/mm	58. 5	
空心涡轮叶片高度/mm		8. 55
空心涡轮叶片数 Z_3		28
双面复合叶轮出口半径/mm		58. 5

2. 2 网格划分及边界条件

常规叶轮、无叶扩压器及双面复合叶轮的內流场均通过 meshing 划分网格,其中常规叶轮內流场网格约有 180 万、无叶扩压器约有 5. 4 万,参考单元畸变度对它们的网格质量检查发现最大值都在 0. 95 以下,说明它们适于仿真模拟。进气道內流场、无叶扩压器內流场分别与常规叶轮內流场动静交接组合一体。

对于双面复合叶轮主要分为双面常规叶轮和涡轮两块內流场,其交界面为转子与转子之间无相对滑移设置。此外由于受到图 2、图 3 中发动机结构的影响,叶轮后进气存在畸变,为方便后文分析,将后进气的一端叶轮定义为副叶轮,另一端为主叶轮。其次为便于分析其压缩特性,本文忽略进口总温差^[16],设定合适的进口总压差,即差值为 2%^[17-18]。

使用 CFX(computational fluid X)分别对常规叶轮和双面复合叶轮进行数值仿真分析,基于有限体积法及一般的 $k-\epsilon$ 湍流模型对三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行逼近求解,其中热传导模型采用 Total Energy,转速设置为相应工况下对应的转速。参考压力为 0 Pa,除机匣为静子外,其余均为转子,固体壁面采用绝热无滑移条件,叶尖间隙为 0. 1 mm,计算残差收敛到 10^{-4} ,本文采用进口总温总压出口静压边界条件组合(详见图 6),通过控制静压值得出常规叶轮及双面复合叶轮的 特性曲线^[19-22]。

2. 3 数值结果分析

为方便比较常规叶轮与双面复合叶轮的 特性,特取叶轮进口为计算进口截面,取常规叶轮出口为计算出口截面。

为分析双面复合叶轮压缩特性能否达到预期要求,分别对有无叶式扩压器的常规叶轮与双面复合叶轮进行了数值模拟,具体有图 7 常规叶轮与双面常规叶轮的 特性对比。从图中可以表明,双面叶轮两端同时进气,不仅在流量范围上得到了良好的拓宽而且还促使了其工作稳定范围获得显著性增长。

在最佳设计工况点附近,应用无叶扩压器的常规叶轮性能相对表 2 中的设计参数略有下降,而双面常规叶轮比较设计参数,压比上有 7. 14% 的提升,效率也有 0. 66% 的改良,但在偏离设计点时,常规叶轮在近端点附近的压比就要优于双面常规叶轮。综上所述,空心涡轮叶片能使常规

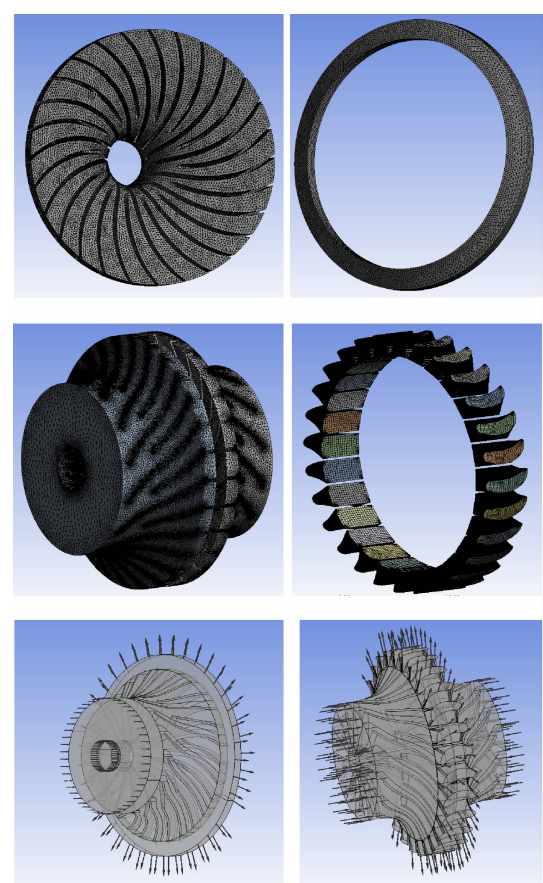
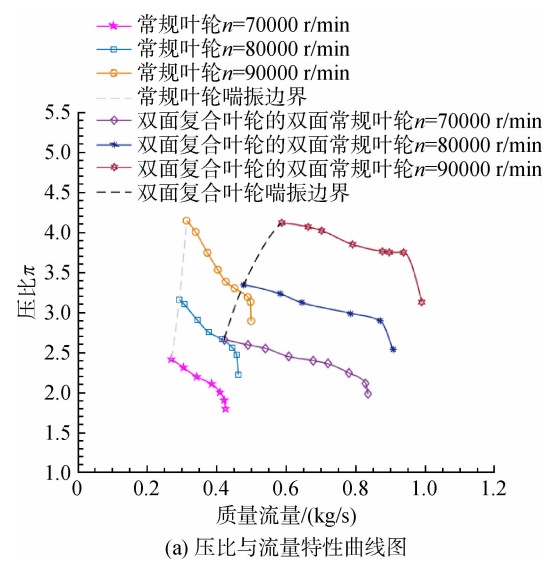


图 6 常规叶轮和双面复合叶轮内流场网格和计算模型
Fig. 6 Mesh and computational model of flow field in conventional impeller and double-sided composite impeller

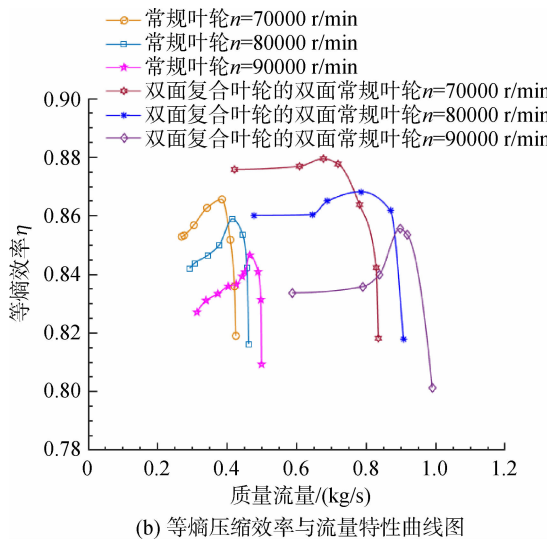
叶轮在一定的流量范围内性能好于无叶式扩压器。

从不同转速下比较双面常规叶轮与常规叶轮的性能中可以发现,随转速的提升压比也得到了不同程度的提高。但在效率上,由于空心涡轮叶片内部结构类似于管式扩压器,使得常规叶轮的叶尖泄漏损失(二次流损失)减少,即有效的改善了叶轮与扩压器的匹配关系,因此应用空心涡轮叶片的双面常规叶轮更具优势。进一步在图7(c)不同转速下双面常规叶轮与常规叶轮堵塞流量的比较中可明显看出,双面常规叶轮堵塞流量小于两倍的常规叶轮堵塞流量,这说明由于叶轮出口面积(空心涡轮叶片内部进口面积)突扩及空心涡轮叶片结构能够良好适应叶轮出口不均匀性的原因,进而让双面常规叶轮能在一定工作稳定范围内的气动性能得到良好的改善。

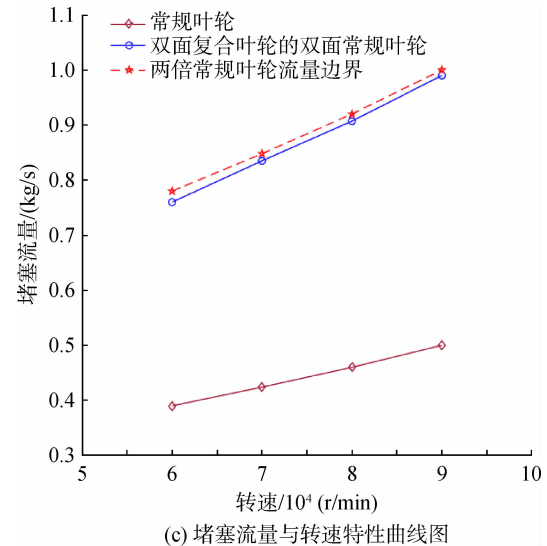
综合以上所述,双面复合叶轮的压缩性能已达到了预期目的,更为主要的是双面常规叶轮总流量近一倍的增长,将有助于微型燃气轮机功质



(a) 压比与流量特性曲线图



(b) 等熵压缩效率与流量特性曲线图



(c) 堵塞流量与转速特性曲线图

图 7 常规叶轮和双面复合叶轮特性比较图
Fig. 7 Performance parameters comparison of conventional impeller and double-sided composite impeller

比的大幅度提高。此外从热力循环分析的角度来看,对于微型燃气轮机本身,自身的双面复合叶轮回热循环增效优势,也促使整体循环参数会有较大的改善。

3 后进气管气热耦合分析

为了了解与评估回收尾气热量的情况,具体对后进气管的换热现象进行了气热耦合分析,并初步研究了其换热所带来的效果。

3.1 后进气管模型

通过三维建模软件 CATIA 建立其简化模型,其中后进气管壁厚为 0.5 mm,详见图 8。

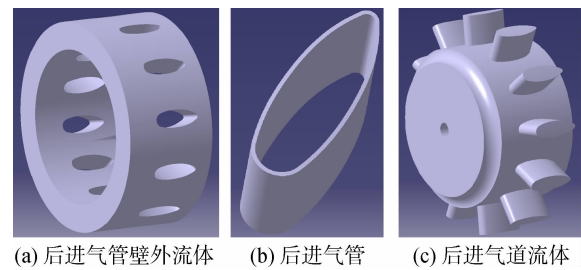


图 8 后进气管固体域与流体域三维模型

Fig.8 Three-dimensional model of solid and fluid domains of rear intake pipe

3.2 网格划分及边界条件

图 9 给出了后进气管固体域和流体域几何模型网格划分图。从图中可以看出,由 meshing 网格划分软件生成了流体域的非结构化网格及固体域的结构化网格,还对流体与固体界面处进行了网格加密处理,总网格数量约为 637×10^4 。

为方便研究后进气管内回收热量的情况,简化出后进气道流体模型,并继续采用 CFX 软件对

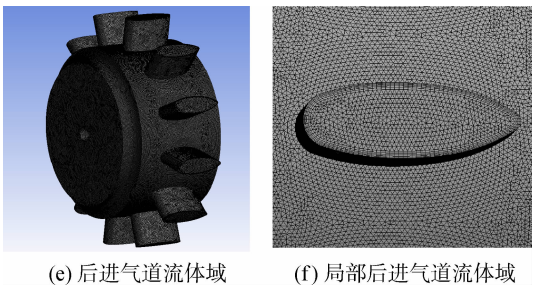


图 9 后进气管固体域与流体域计算网格

Fig.9 Grid of solid and fluid domains of rear intake pipe

其进行数值模拟,前处理中湍流模型、主流、后进气流与壁面设置如上相同,边界条件在进口处(主流及后进气流)给定质量流量、总温、方向及湍流度,出口给定静压,工况如表 3 所示^[23]。计算中采用有限体积法及隐式耦合求解 N-S 方程,对流项的空间离散格式采用二阶精度的迎风计算格式,计算残差收敛到 10^{-5} ;此外,固体域材料设定为默认 steel,详见图 10。

表 3 后进气管计算工况

Table 3 Computational conditions of rear intake pipe

工况	进口质量流量/(kg/s)	进口总温/K	进口湍流度/%	出口静压/Pa
主流	0.9	673	5	62 821.5
后进气流	0.45	293	5	86 126.3

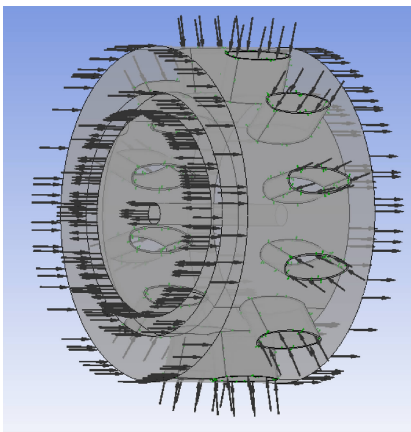
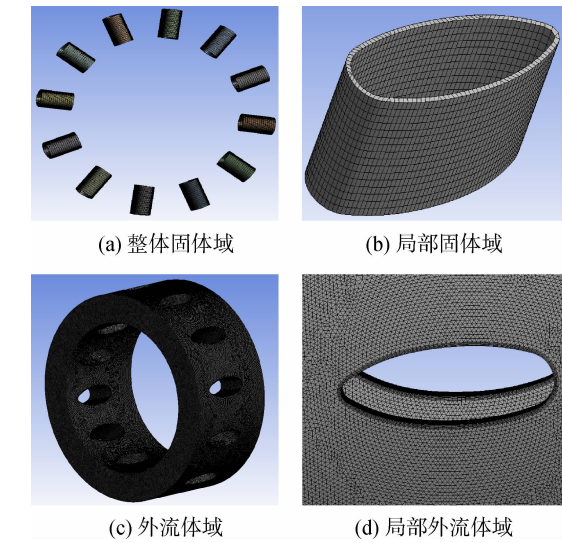


图 10 后进气管计算模型

Fig.10 Computational model of rear intake pipe

3.3 数值结果分析

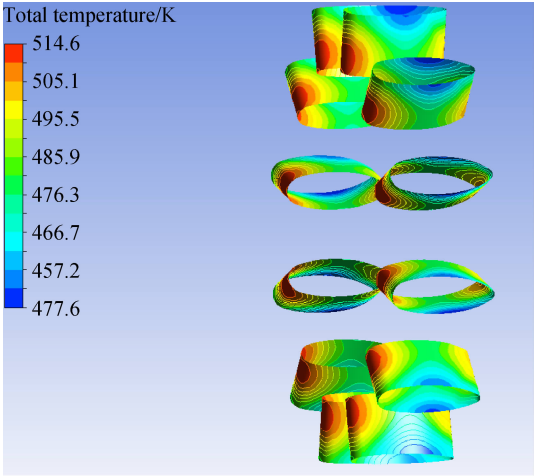
图 11(a)、图 11(b)分别为进气管壁内外表面温度分布图,在计算结果中,后进气管顶部的温度普遍低于根部的温度,最高温度主要集中于后进气管前缘根部处,其次是集中在后缘根部处;而低



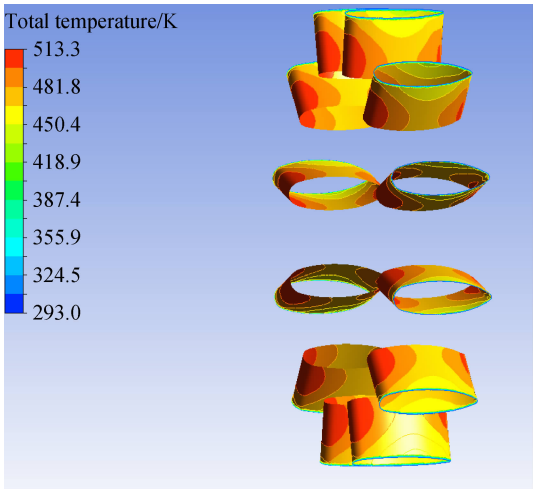
温区域出现在后进气管中部,该位置位于管外流道收缩结束段,即如图 11(c)所示主流马赫数最大处,说明主流流场和后进气流场耦合作用所带

来的功效。另外,由于固体间的导热及主流热流直接冲击的作用,致使壁外温度通常要比壁内温度高。

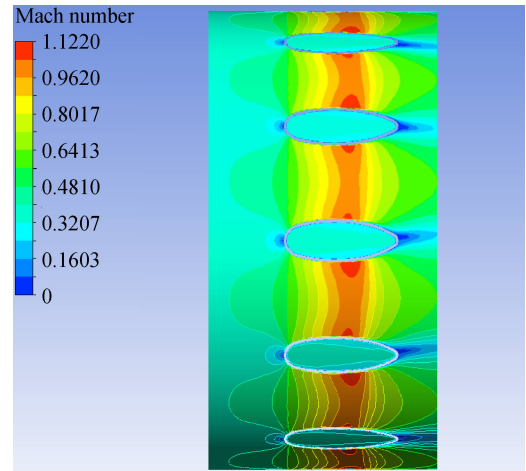
为分析后进气回收尾气热量的情况,本文给出后进气道出口截面 A 的位置,重点分析后进气道出口流场特性,详见图 12。图 13 为后进气道出口流场分布,从图中发现,出口流场的马赫数分布与总压分布相似,马赫数低的区域对应着低总压区,仔细分析可知该区域应是紊流区。也说明了径向进气的管道结构势必会引起一定程度的进口总压畸变;上述的后进气管换热,回收了尾气的部分热量,从图 13(c)的结果表明后进气道出口



(a) 后进气管壁外温度分布



(b) 后进气管壁内温度分布



(c) 流体域马赫数分布

图 11 后进气管传热

Fig. 11 Rear intake pipe heat transfer

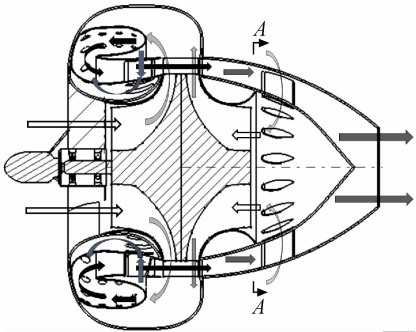
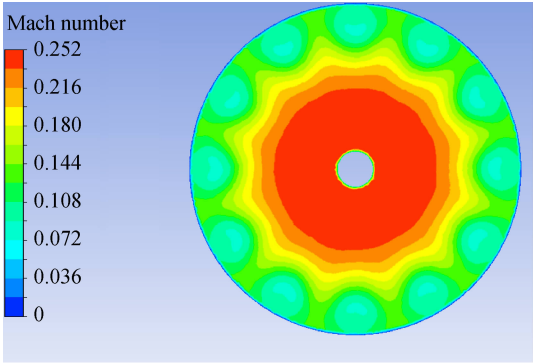
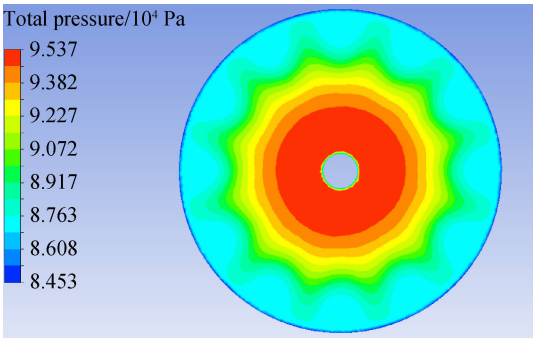


图 12 后进气道出口截面

Fig. 12 Outlet section of Rear intake pipe



(a) 马赫数



(b) 总压

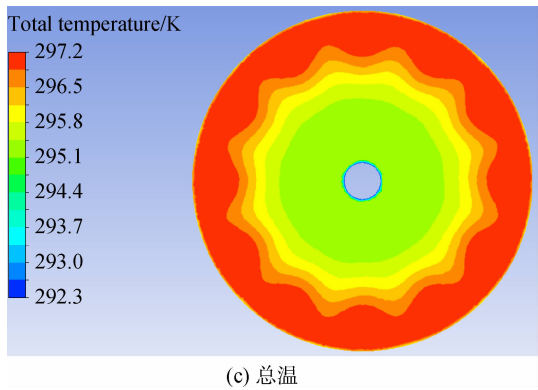


图 13 后进气道出口流场

Fig. 13 Outlet flow field rear intake pipe

最高温度有将近 4.4 K 的提高,尽管这会对副叶轮的性带来不利的影响,但是对整体微型燃气轮机而言,回收尾气的热量可以使发动机的热效率得到改善。

4 结 论

本文初步研究了微型燃气轮机工作原理、结构方案、预期性能并着重分析了常规叶轮、双面复合叶轮之间的压缩特性和后进气管回收尾气热量,得出以下结论。

1) 该微型燃气轮机主要有轴输出功和喷气推进两种方案,可基于金属增材制造技术加工;相比于常规微型燃气轮机,其结构上具有良好的同轴度、减震性和减重效果;其性能参数上热效率及功(推)重比均有较大的提升。

2) 相比常规叶轮,双面复合叶轮的工作稳定范围有显著性拓宽。在一定工作稳定范围,有空心涡轮叶片的双面常规叶轮比有无叶扩压器的常规叶轮性能更优良,达到了预期性能要求,尤其是叶轮总流量近一倍的增长和回热循环的增效,将有助于微型燃气轮机气动性能、高循环参数大幅度提高。

3) 后进气管的对流换热能回收部分尾气热量,有利于发动机的热效率,但也会引起轻微的进气流场畸变,具体结构有待进一步优化设计。

参考文献:

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

[2] DO NASCIMENTO M A R, RODRIGUES L D O, DOS SANTOS E C, et al. Micro gas turbine engine; a review [M] London: Intech, 2013.

[3] 翁一武, 苏明, 翁史烈. 先进微型燃气轮机的特点与应用前景[J]. 热能动力工程, 2003(2): 111-116, 212.

WENG Yiwu, SU Ming, WENG Shilie. Specific features of advanced micro gas turbines and their application prospects [J]. Journal of Thermophysics Engineering, 2003(2): 111-116, 212. (in Chinese)

[4] 杜建一, 祁志国, 赵晓路, 等. 高比转速离心压气机模型级叶轮内部三维流场分析与改进[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(3): 391-394.

DU Jianyi, QI Zhiguo, ZHAO Xiaolu, et al. Design and analysis of high specific speed centrifugal compressor impellers [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(3): 391-394. (in Chinese)

[5] 尹泽勇, 李上福, 李概奇. 无人机动力装置的现状与发展[J]. 航空发动机, 2007, 33(1): 10-15.

YIN Zeyong, LI Shangfu, LI Gaiqi. Current state and development of the unmanned aerial vehicle power plants [J]. Aeroengine, 2007, 33(1): 10-15. (in Chinese)

[6] 杜建一, 王云, 徐建中. 分布式能源系统与微型燃气轮机的发展与应用[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(5): 786-788.

DU Jianyi, WANG Yun, XU Jianzhong. Development and application of distributed energy system and micro turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(5): 786-788.

[7] OANA M, KAWAMOTO O, OHTANI H, et al. Approach to high performance transonic centrifugal compressor[R]. AIAA-2002-3536, 2002.

[8] 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)

[9] 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)

[10] 陈杰, 何敏祥, 黄国平. 叶尖间隙对离心叶轮偏置分流叶片工作机理的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1950-1956.

CHEN Jie, HE Minxiang, HUANG Guoping. Effect of tip clearance on the operating mechanism of offset splitter blades in a centrifugal compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1950-1956. (in Chinese)

[11] SHOOK P, OAKES W, FAGAN J. The design of a high speed research centrifugal compressor [R]. AIAA 94-2798, 1994.

[12] KENNY D P. A comparison of the predicted and measured performance of high pressure ratio centrifugal compressor diffusers [R]. ASME Paper 72-GT-54, 1972.

[13] 韩戈, 阳诚武, 李紫良, 等. 离心压气机管式扩压器研究进展及评述[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 51-62.

HAN Ge, YANG Chengwu, LI Ziliang, et al. A review of studies on pipe diffuser of centrifugal compressor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 51-62. (in

Chinese)

[14] 王毅,赵胜丰,卢新根,等. 高负荷离心压气机管式扩压器特点及机理分析[J]. 航空动力学报,2011,26(3):649-655.
WANG Yi,ZHAO Shengfeng,LU Xingen,et al. Analysis of characteristic and mechanism of pipe diffuser for a highly loaded centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(3):649-655. (in Chinese)

[15] 王博,严明. 离心压气机管式扩压器设计与计算分析[J]. 航空动力学报,2012,27(6):1303-1311.
WANG Bo,YAN Ming. Design and numerical simulation of pipe diffuser in centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(6):1303-1311. (in Chinese)

[16] LEI V M. Aerodynamics of a centrifugal compressor with a double side impeller. [R]. ASME Paper GT2011-45215, 2011.

[17] 杨策,荆磊,陈山,等. 非均衡进气对双面离心叶轮流动损失影响研究[J]. 工程热物理学报,2016,37(2):264-267.
YANG Ce,JING Lei,CHEN Shan,et al. Influence study of unequilibrium inlet condition to flow loss characteristic of a double-sided centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2016,37(2):264-267. (in Chinese)

[18] 马娟娟,赵奔,陈山,等. 双面离心压气机叶轮特性数值研究[J]. 中国科技论文,2012,7(11):836-840.
MA Juanjuan,ZHAO Ben,CHEN Shan,et al. Numerical investigation of aerodynamic performance of a centrifugal compressor with double-sided impeller[J]. China Science paper,2012,7(11):836-840. (in Chinese)

[19] WANG Yun,ZHANG Wei. Design of impeller of centrifugal compressor for water-air engine[J]. Applied Mechanics and Materials,2013,12(3):203-206.

[20] 张超伟,董学智,刘锡阳,等. 离心压气机叶顶泄漏涡轨迹数值模拟及失速预测[J]. 航空动力学报,2019,34(7):1586-1597.
ZHANG Chaowei,DONG Xuezhi,LIU Xiyang,et al. Numerical simulation of tip leakage vortex trajectory and stall prediction for centrifugal impeller[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(7):1586-1597. (in Chinese)

[21] 刘正先,曹江涛,王牧苏,等. 具有分流叶片跨声速离心叶轮激波及能量损失分析[J]. 航空动力学报,2016,31(12):3010-3016.
LIU Zhengxian,CAO Jiangtao,WANG Musu,et al. Analysis on shockwave and energy loss in transonic centrifugal impeller with splitter blades[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(12):3010-3016. (in Chinese)

[22] 王磊磊,老大中,赵奔,等. U型进气管道对某离心压气机性能的影响[J]. 航空动力学报,2015,30(9):2251-2260.
WANG Leilei,LAO Dazhong,ZHAO Ben,et al. Influence of the U-shape inlet pipe on a centrifugal compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(9):2251-2260. (in Chinese)

[23] 苏生,刘建军,安柏涛. 内冷涡轮叶栅三维气热耦合数值模拟[J]. 航空动力学报,2007,22(12):2018-2024.
SU Sheng,LIU Jianjun,AN Botao. Numerical simulation of conjugate heat transfer for an internally cooled 3-D turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(12):2018-2024. (in Chinese)

(编辑:张 雪)