

Performance Simulation and Design Calculation of the System of Centrifugal Compressor-Driven Centripetal Turbine

Yufei Jiao¹, Huazhi Li^{2*}, Qianchao Liang³

¹Equipment Department of Navy East Sea Fleet Military, Ningbo Zhejiang

²Information Communication College of National University of Defense Technology, Wuhan Hubei

³College of Power Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan Hubei

Email: *13387508398@163.com

Received: Mar. 5th, 2019; accepted: Mar. 16th, 2019; published: Mar. 27th, 2019

Abstract

Aiming at the problem of aerodynamic loss in the flow passage of centrifugal compressor-driven centripetal turbine system, numerical calculation and analysis of flow field were carried out to obtain the optimum performance of centrifugal compressor-driven centripetal turbine system. The ANSYS-CFX software is used to analyze the compressor blade. The simulation results are obtained and compared with the actual parameters of the compressor impeller. The accuracy of the simulation is verified. The gas flow law of impeller flow field is studied. The results show that the main aerodynamic losses in transonic flow of high-speed impeller gas are caused by shock wave, tip clearance, and the losses increase with the increase of rotational speed, as well as secondary flow losses.

Keywords

Centrifugal Compressor, Impeller, Aerodynamic, Numeral Calculations

离心式压气机驱动向心透平系统的性能仿真及设计计算

焦宇飞¹, 李华志^{2*}, 梁前超³

¹海军东海舰队##装备部, 浙江 宁波

²国防科技大学信息通信学院, 湖北 武汉

³海军工程大学动力工程学院, 湖北 武汉

Email: *13387508398@163.com

*通讯作者。

摘要

针对离心式压气机驱动向心透平系统的流道内存在气动损失的问题, 本文利用ANSYS-CFX软件对向心透平系统的流道流场进行了数值仿真计算与分析解。通过对仿真结果与实际的压气机叶轮参数对比分析, 验证了仿真方法的准确性。叶轮流场气体流动规律分析结果表明高转速叶轮气体跨声速流动时, 主要气动损失有因激波产生的损失、二次流损失以及叶顶间隙造成的损失, 并且损失随转速增加而增加。

关键词

离心式压气机, 叶轮, 气动, 数值计算

Copyright © 2019 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 前言

离心式压气机驱动向心透平系统, 包含一个离心式压气机驱动一个向心透平组成系统[1]。离心式压气机具有单级压比高、体积小的优点, 广泛应用于微小燃气轮机、内燃机涡轮增压器和其他的增压、供气设备上。目前的离心压气机正朝着实现更高的增压比和更高的效率方向发展, 对于原机型的研究可以明确压气机效率损失原因, 为下一步的优化提供原始条件。

离心压气机的设计从 20 世纪开始进入飞速发展阶段, 直到现在依然是个热门的研究话题。对于离心压气机的流动特性研究主要有实验和数值仿真两种方法, 现阶段的研究都是将这两种方法结合, 以数值仿真为主, 通过实验加以验证, 如 Michele Marconcini, Filippo Rubecchini [1]对叶轮和扩压器叶片的匹配效果进行了数值仿真, 并且用实验验证了仿真的正确性。此外对于离心压气机的研究还包括叶片造型优化、压气机喘振与失速研究, 如周荐辉、樊未军、田晓沛[2]等人对某叶轮模型的叶片厚度与叶片子午面线形进行调整, 进行数值仿真与原模型进行对比, 得出改进的模型性能更优的结果。王志标[3]对叶轮的喘振与失速的相同点和不同点进行了分析研究, 并探讨了离心式压气机驱动向心透平系统防止喘振的两种方法——主动控制与被动控制的方式, 主动控制是通过增加裕度来防止喘振, 而被动控制则是通过控制运行点, 使之在喘振边界内来防止喘振的[1][2][3]。

计算流体力学的方法进行数值分析具有得出结果迅速、数据分析全面等特点, 省去实验步骤, 可以节省成本, 但是计算结果准确度有待实验的检验。本文对于某涡喷发动机启动机的压气机及涡轮机进行数值计算, 分析内部流场并与压气机实际参数对比。通过对叶轮内复杂流体的分析, 找出气动损失的原因。

2. 燃气轮机物理模型与特征参数

ATR 发动机原理与通常的涡喷, 涡扇发动机相比较而言不同, ATR 采用位于中间位置的涡轮, 主要依靠空气压力推动涡轮进而带动压气机工作, 其原理如图 1(a)所示。

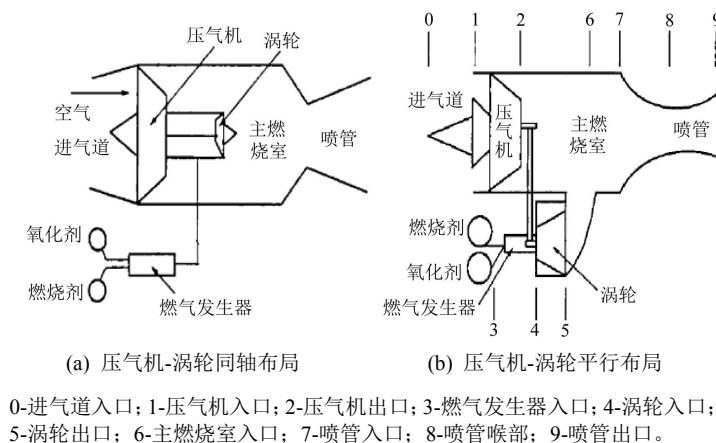


Figure 1. ATR engine schematic diagram and section layout

图 1. ATR 发动机原理图以及截面布置图

与大的涡轮相比较,空气涡轮一般情况下设计为小涡轮。小涡轮具有体积小、“尺寸效应”影响大、高转速、冷效差、低效率、流动复杂等特点。小涡轮具有十分广泛的应用前景,现在小涡轮可以作为独立的动力系统并采用燃气作为推动其工作的工质,而小涡轮作为辅机也在大部分情况下使用燃气作为工质,采用空气作为工质来推动小涡轮在已有可查阅到的文献中很少看到。但是在高速飞行器及水下发射等领域空气涡轮都有着非常不错应用前景。在大型飞机上的辅助动力装置(APU),是其动力系统的重要组成部分,它的重要功能就是为飞机提供正常运行所需要的辅助动力,例如飞机舱门的关闭开启以及舱室内部的气压等等,其应用的主要部件就是小型空气涡轮。而美国一直垄断了这个市场,垄断这个行业的两个巨头分别是 Hamilton Sundstrand 公司以及 Honeywell 公司[2] [3]。目前我国在大飞机辅助动力系统的研究还有待深入。作为一些特种装备上所应用的动力装置,小型空气涡轮有着十分重要的作用。

3. 计算仿真与分析

离心式压气机驱动向心透平系统中,向心式透平各个参数的分析讨论可以看到,除了已知的四个参数:通过透平的 $G1(G2)$ 、透平的初参数 P_0/T_0 和背压 P_2 之外,还有十个待定参数,它们是: τ_{1s} 、 B_1/r_1 、 T_{2m} 、 a_1 、 u_1/a_0 、 η_u 、 q 、 r_2t/r_1 、 r_{2h}/r_1 和 r_1 。必须在基本保证最高效率的条件下,确定上述各参数。参考有关文献及设计需要[2] [3] [4]确定空气涡轮机总体设计参数见表 1。

Table 1. General design parameters of air turbines

表 1. 空气涡轮机总体设计参数

进口总温(K)	353
进口总压(pa)	30,300
膨胀比	2.5
转速(r/min)	6000
流量(kg/s)	0.245
效率	0.8
理想涡轮功(Kw)	6.225
叶片进口气流角($^{\circ}$)	25
叶片出口气流角($^{\circ}$)	35
叶高(mm)	33
涡轮外径(mm)	378

Continued

等熵焓降(kj/kg)	2.423
平均级效率	0.825
反动度	0.3
动叶离心应力(N)	1.47×10^8
动叶总应力(N)	1.94×10^8
安全系数 K	3
速比	0.5
局部进气率	0.55

根据已有的数据,我们对空气涡轮动叶叶片进行设计,并对其展开三维流动情况分析。

参考小型涡轮的设计特点,在涡轮通道的选择上面,尽量选择变化不太明显的通道。此外,还需考虑膨胀比、燃烧室出口大小、马赫数以及动叶载荷系数因素的影响,因此选择的涡轮通道应使气流的流向趋于平缓。最终确定的通道如图 2 所示。

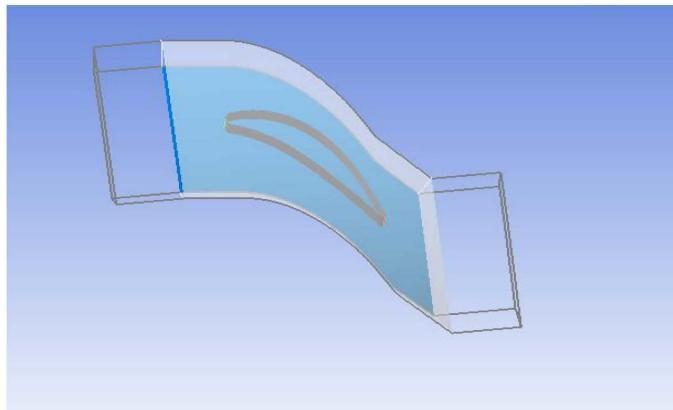


Figure 2. Diagram of section arrangement of small turbine

图 2. 小型涡轮截面布置示意图

流道内流体流动的十分复杂[4] [5] [6],为了使计算分析较为简便,在进行参数计算时给定如下假设:

1) 在叶片转动过程中,工作介质(空气)为可压缩粘性流体,为了使计算方便,假定其密度不变。取空气密度为 1.293 g/L。

2) 忽略空气的温度和内能变化影响。

3) 假定涡轮叶片在工作中没有变形和轴向位移,忽略壁面与空气之间的相互作用。

4) 来流空气由进口流道面进入,由侧出口流道面流出,确保气体无其余渗透损失。

在 Ansys CFD-BladeGen 模块中,给定叶片高度、进口气流角、叶片弦长等所需数据,调整型线使所建模型符合设计要求。

运用 Ansys CFD 软件的 BladeGen 模块对涡轮动叶叶片进行造型设计,修改其默认模型中的叶型参数。

图 3 和图 4 分别为所设计涡轮动叶叶片子午流道及叶片参数设计调整窗口。

通过计算得出的叶型数据,我们对 BladeGen 模块中的参数进行修改,完成设计参数的修改之后,将 BladeGen 模块直接导入 Turbo Mesh 模块,在 Turbo Mesh 模块当中进行计算网格的划分和计算。图 5 所示为最终调整好参数的计算网格,网格总数约为 120,543 个,沿动叶叶片叶高方向设置了 20 个网格点。单个动叶叶片的网格采用 HOH 网格,HOH 网格质量较高,并且每个同时划分的网格是一一对应在交界

面上的，符合回转周期性。

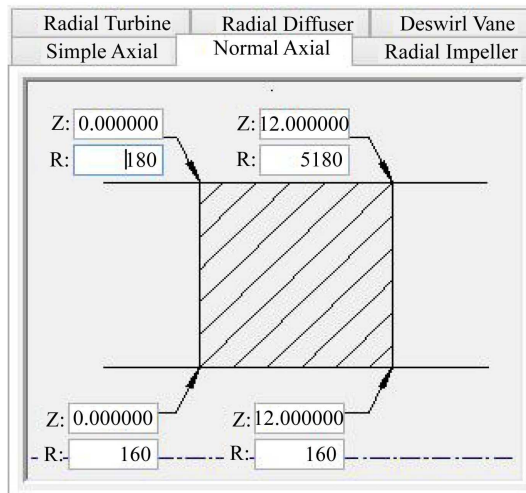


Figure 3. Meridian channel setup window

图 3. 子午流道设置窗口

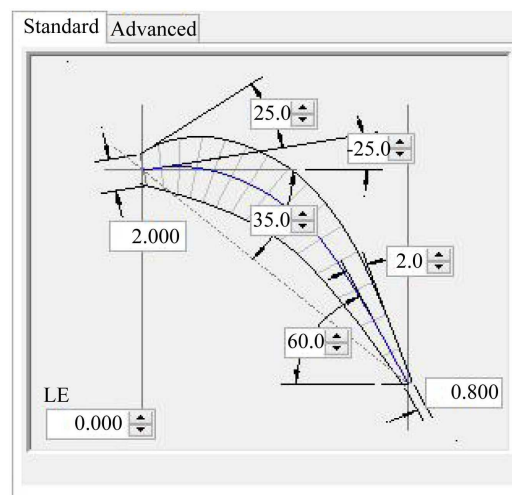


Figure 4. Blade parameter design window

图 4. 叶片参数设计窗口

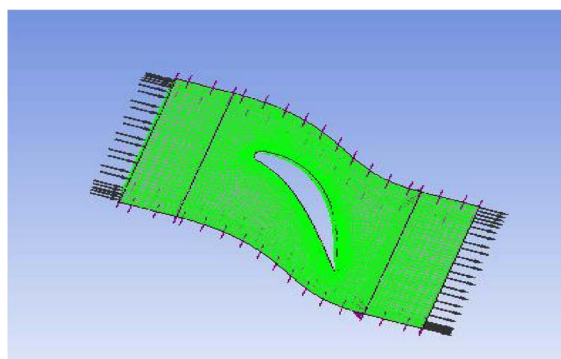


Figure 5. CFX computing grid with final adjustment of parameters

图 5. 最终调整好参数的 CFX 计算网格

调整好参数的计算网格总数约为 120,543 个, 单个动叶叶片的网格采用 HOH 网格, 并且每个同时划分的网格是一一对应在交界面上的, 符合回转周期性。在 Ansys CFD-BladeGen 模块中, 给定所需数据, 调整型线使所建模型符合设计要求。

完成上述步骤之后, 将 Turbo Mesh 模块导入 CFX 软件当中进行计算, 先在 CFX 前处理中设置好边界条件: 首先我们选择湍流模式建模, 再给定转速和质量流量、进口压力等数据, 然后就可以进行模型的仿真计算。计算完成后即可在 CFX 后处理中得出所需叶片造型各项数据的图表信息, 主要包括流场内部流速及压力的分布情况图。

在 31,500 r/min、33,500 r/min 以及 35,000 r/min 下, 压气机叶轮子午面的相对马赫数如图 6~8 所示, 三种转速的最高马赫数都出现在叶轮进口处, 随着转速增加, 叶轮最高平均马赫数也在逐渐增大, 原因是转速增加, 叶轮对气体的做功增加, 使流速变大, 在叶轮出口处, 气流低速区随着转速明显增加, 原因是叶顶间隙的影响随着转速而增大, 转速越大, 叶顶间隙导致的气动损失越大。

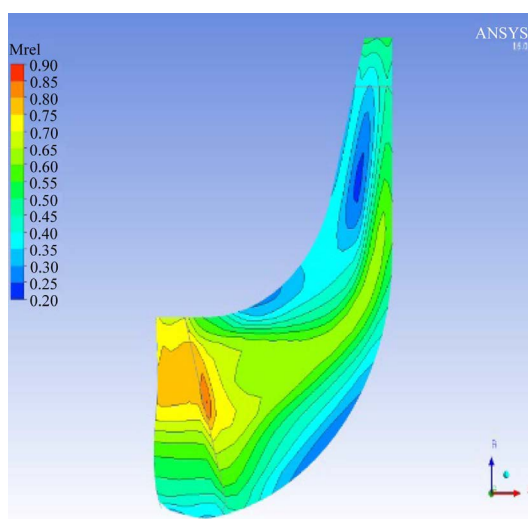


Figure 6. Mach number of 31,500 r/min impeller
图 6. 31,500 r/min 叶轮马赫数

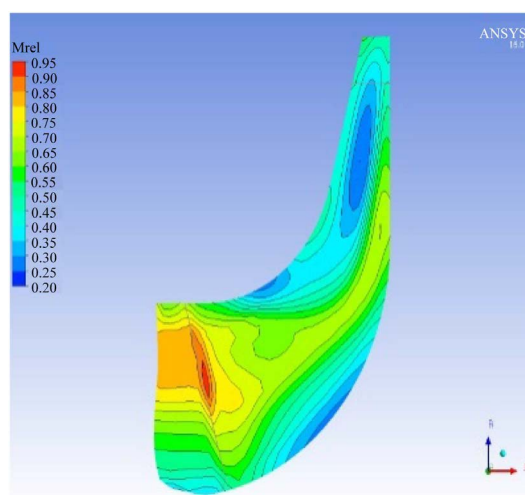


Figure 7. Mach number of 33,500 r/min impeller
图 7. 33,500 r/min 叶轮马赫数

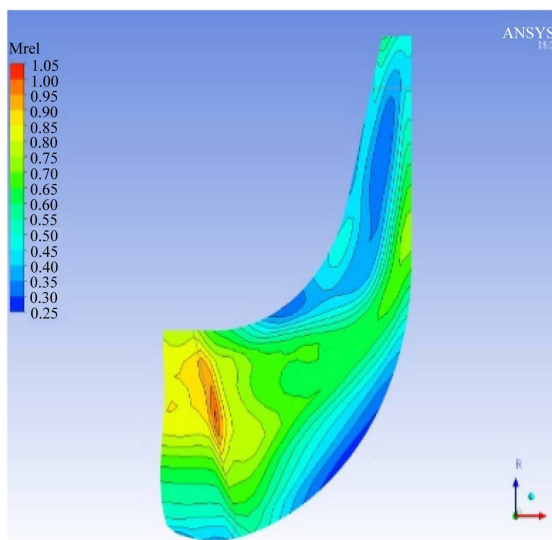


Figure 8. Mach number of 35,000 r/min impeller
图 8. 35,000 r/min 叶轮马赫数

设计工况下, 气体在涡轮启机叶轮流道中跨声速转动, 超声速出现在气流进口位置。超声速气流导致激波的产生, 形成激波损失, 激波后气体速度下降, 压力上升。叶顶间隙是造成压气机气动损失的一个重要原因, 叶顶间隙会使流动通道内的气体逆向流动, 造成堵塞。在 31,500 r/min、33,500 r/min 以及 35,000 r/min 下, 压气机叶轮午面的相对马赫数如图 6~8 所示, 三种转速的最高马赫数都出现在叶轮进口处, 随着转速增加, 叶轮最高平均马赫数也在逐渐增大[7] [8]。研究表明叶轮流场气体流动规律表明高转速叶轮气体跨声速流动, 主要气动损失有因激波产生的损失、叶顶间隙造成的损失并且损失随转速增加而增加以及由此产生的二次流损失。

通过对仿真结果与实际的压气机叶轮参数对比分析, 验证了仿真方法的准确性[6] [7] [8]。叶轮流场气体流动规律分析结果表明高转速叶轮气体跨声速流动时, 主要气动损失有因激波产生的损失、二次流损失以及叶顶间隙造成的损失, 并且损失随转速增加而增加。另外, 涡轮启机叶轮的叶顶间隙是造成压气机气动损失的一个重要原因, 叶顶间隙会使流动通道内的气体逆向流动, 造成堵塞。本文的目的就是对于某涡喷发动机启动机的压气机及涡轮机进行内部流场分析、数值计算、参数对比, 对叶轮内复杂流体的分析找出气动损失的原因, 为进一步设计分析及后续实验打下一个良好的基础。

4. 结论

- 1) 设计工况下, 气体在涡轮启机叶轮流道中跨声速转动, 超声速出现在气流进口位置。超声速气流导致激波的产生, 形成激波损失, 激波后气体速度下降, 压力上升。
- 2) 叶顶间隙是造成压气机气动损失的一个重要原因, 叶顶间隙会使流动通道内的气体逆向流动, 造成堵塞。
- 3) 吸力面与压力面的压差随着气体流动持续增加, 这是形成二次流的主要因素, 二次流在叶片尾缘表现明显, 使气体形成螺旋前进的分离涡损失。叶轮流场气体流动规律表明高转速叶轮气体跨声速流动, 主要气动损失有因激波产生的损失、叶顶间隙造成的损失并且损失随转速增加而增加以及二次流损失。

基金项目

国防科技创新基金资助项目(18-163-13-ZT-001-001-04)。

参考文献

- [1] Marconcini, M., Rubecchini, F. and Arnone, A. (2010) Numerical Analysis of the Vaned Diffuser of a Transonic Centrifugal Compressor. *Journal of Turbomachinery*, **132**, Article ID: 041012. <https://doi.org/10.1115/1.2988481>
- [2] 周荐辉, 樊未军, 田晓沛, 等. 某小型高速离心叶轮的优化设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2122-2127.
- [3] 王志标, 张早校, 胡海军, 姜培正. 叶轮压缩机喘振的机理及防喘振策略研究[J]. 化工自动化及仪表, 2003, 30(2): 10-13.
- [4] 张学锋, 卢新根, 韩戈, 徐纲, 朱俊强. 高压比离心压气机设计及试验验证[J]. 燃气轮机技术, 2014, 27(4): 31-36.
- [5] Zhang, X.F., Lu, X.G., Han, G., Xu, G. and Zhu, J.Q. (2014) Design and Verification of High Pressure Ratio Centrifugal Compressor. *Gas Turbine Technology*, **27**, 31-36.
- [6] 刘波, 杨晰琼, 曹志远, 张鹏. 带分流叶片离心压气机优化设计[J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1461-1468.
- [7] Liu, B., Yang, X.Q., Cao, Z.Y. and Zhang, P. (2014) Optimization Design of Centrifugal Compressor with Splitter Blades. *Journal of Propulsion Technology*, **35**, 1461-1468.
- [8] Zheng, X.Q., Jin, L. and Ideaki, T. (2013) Influence of Volute Distortion on the Performance of Turbocharger Centrifugal Compressor with Vane Diffuser. *Science China (Technological Sciences)*, **56**, 2778-2786. <https://doi.org/10.1007/s11431-013-5326-y>

知网检索的两种方式:

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择: [ISSN], 输入期刊 ISSN: 2325-677X, 即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入, 输入文章标题, 即可查询

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: dsc@hanspub.org