

一种基于多学科的轴流压气机 气动初步设计方法及其应用



邱道彬, 金海良, 银越千, 邹学奇

中国航发湖南动力机械研究所 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002

摘要:为实现压气机初步设计阶段的多学科快速迭代,本文提出了一种考虑多学科特征的轴流压气机气动初步设计方法,通过多学科的约束缩小设计参数的取值范围,引入简化的管流法计算轮毂和机匣的气动参数,并据此进行叶片造型,将流道和叶片几何提供给其他专业用于设计和可行性评估。基于这种方法编制设计软件用于校验其可行性和精度,结果显示其部分参数(如马赫数、D因子和De Haller数)的计算精度满足初步设计阶段的要求。但是该方法在计算展弦比、弦长和重量估算等方面误差超过了10%,需要进一步改进以提高精度。本文对于压气机多学科设计和工具的发展有参考与借鉴意义。

关键词:轴流压气机; 多学科; 初步设计方法; 验证; 应用

中图分类号: V232

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.09.005

即使目前三维数值模拟非常流行,但使用简单计算方法的初步设计阶段依然非常重要。若在初步设计阶段选取了不合适的参数,后续采用先进的设计技术也不一定能实现设计指标。部分航空发动机公司正投入更多的时间和资源到发动机的初步设计阶段,在该阶段进行充分的评估和迭代,减少在后续阶段出错和重新设计的可能性,初步设计阶段的重要性也在逐步提升。

压气机的设计研发是一个复杂的多学科工程问题,既涉及气动热力学,也涉及结构、强度、振动、寿命、转子动力学等。而且只有在确定压气机的气动流道和叶片几何后才能进行结构设计和强度分析等工作。近年来新发展的飞机和发动机设计方法或工具也具有更加明显的多学科一体化的特征^[1-6],压气机自然也包括在内。

采用常规的设计方法获得压气机的三维叶片几何通常需要经过一维参数设计、S2参数设计和叶片造型三个步骤。S2参数设计既考虑展向参数的细微变化,也考虑叶片内部的参数变化,而且输入参数较多,相对于初步设计的背景而言并不合适。为了满足多学科快速迭代的需求,需要一个输入参数少、计算过程简单且精度足够高的方法,既用于可行性评估,也为叶片造型提供气流角和马

赫数等输入条件。

目前,公开发表文献中提到的初步设计软件和方法,如CSPAN^[7]、COMPR^[8]、TCDES^[9]、LUAX-C^[10]和MEANGEN^[11]等基本上对多学科考虑较少。针对这一特点,本文提出了基于多学科的轴流压气机初步气动设计方法,并基于此方法编制了初步设计软件,进行校验和应用研究。目的在于替换现有的一维或初步设计软件和方法,在初步设计时既提供合理可行的气动流道、转速、级压比和进口气流角分布,用于更详细的气动设计,也为结构设计提供输入,包括流道、叶片轴向位置、叶片三维几何和叶片数等,为实现多学科的快速迭代提供基础。

1 气动初步设计方法

在初步设计阶段,气动设计和叶片几何尚未细化,因此多学科特征主要体现在气动设计需要快速地提供叶片和流道子午投影的坐标,并提供如叶片的工作温度、质心和重量(质量)等参数。为结构设计、强度和转子动力学评估提供输入,在初步设计阶段对压气机的设计进行更全面的可行性评估。

收稿日期: 2021-06-09; 退修日期: 2021-06-15; 录用日期: 2021-07-10

基金项目: 航空科学基金(2015ZB08006)

引用格式: Qiu Daobin, Jin Hailiang, Yin Yueqian, et al. An aerodynamic preliminary design method under multi-discipline considerations for axial compressors and its application[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(09): 36-43. 邱道彬, 金海良, 银越千, 等. 一种基于多学科的轴流压气机气动初步设计方法及其应用[J]. 航空科学技术, 2021, 32(09): 36-43.

为此,需要在完成平均半径处气动参数计算后,运用简化的径向平衡方程,求解其他径向位置的气流角和马赫数,为叶片造型提供基础,同时还需确保气动参数的计算满足初步设计的精度要求。相较常规的平均半径参数计算,较高精度的径向参数计算可以提供轮毂和机匣的气动参数,使得气动可行性的评估也更加充分全面。

压气机的设计通常都是在一定的约束条件下寻找最佳值。这些约束条件既可以是气动方面的,也可以是结构强度方面的。这些约束条件可以应用于缩小最初的参数选取范围,这是本设计方法多学科考虑的另一个体现。

整个初步设计的过程分为设计空间分析、一维参数设计和叶片造型三个步骤,实现从总体设计指标到输出流道、叶片几何之间的无缝衔接。

1.1 设计空间分析

一维设计程序的输入参数一般为轴向速度、根部或尖部半径、转速、负荷系数或温升等,而整机性能给压气机的指标一般为流量、压比和效率,两者之间存在一定差异。设计空间分析这一步骤旨在依据设计指标和一些约束条件得出合适的转速、压气机进出口的轴向速度和径向坐标、平均温升等参数。在确定这些参数后,将这些参数传递到第二个步骤,用于一维参数设计。约束条件的应用体现了压气机设计的多学科性:这些约束条件既有气动方面的,如流量系数、负荷系数和马赫数等;也有结构强度方面的,如许用切线速度、最大外径、最小内径、轴向长度和最小叶片高度等。

在给定的叶尖切线速度、轮毂比、流量系数和进口气流角后,进口截面的其他参数包括转速便可完全确定,具体的计算公式不再赘述。图1给出了进口截面参数的确定过程和示例。约束条件越精确,可用的取值范围则越小。示例所用的约束条件为:进口轴向马赫数介于0.55~0.60之间,最大尖部马赫数1.4,最大根部马赫数0.83,最大进口外径350mm,最小进口内径170mm。

出口截面由出口轴向马赫数、轮毂比和气流角三个参数完全确定。图2给出了出口截面参数选择的示例,在进行设计空间分析时,依据性能指标、进口截面参数评估给定范围内的点,给出叶片高度和负荷系数的等值线,并选择最佳值。

1.2 一维参数计算

一维参数计算的输入参数可分为两大类,分别用于计算气动参数和几何参数:进口半径、总温升、进口气流角和轴向速度、转子多变效率、级多变效率,以及环壁堵塞系数;转静子的展弦比、轴向间隙和稠度等参数。

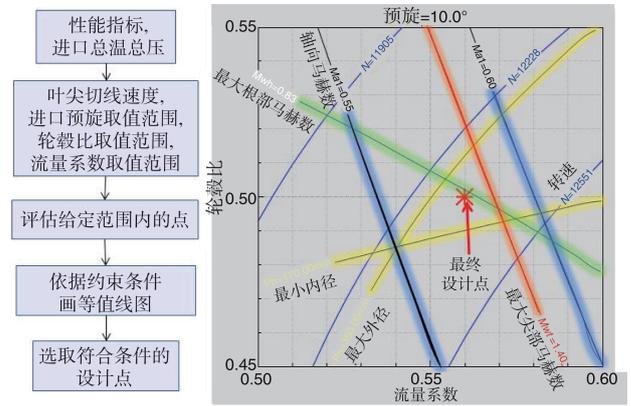


图1 进口截面参数确定过程及示例

Fig.1 Process for determining inlet section parameters and the example

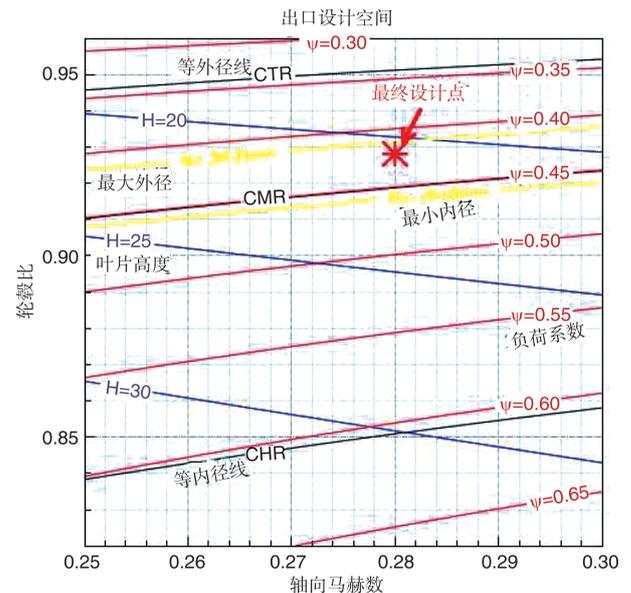


图2 出口截面参数选择示例

Fig.2 Example for determining outlet section parameters

与常规的一维参数计算相比,本文提出的方法增加了额外的新内容:(1)计算中径处的参数后,根据简单径向平衡方程和选定的流型计算根部、尖部的速度、气流角和马赫数等参数,再计算叶型的安装角和叶片的子午投影,以便获得更精确的轴向坐标;(2)为提高输出的气动参数的精度,采用简化的管流方程来计算各排叶片进出口不同展向位置的参数。

简化的管流方程的引入,提高了气动参数的计算精度,满足压气机初步设计阶段的需求。基于这些气动、几何参数,对设计方案的可行性可以做出更全面合理的判断。在这一计算过程中所需的输入参数基本与传统的一维设计过程相同,复杂程度低于S2参数设计过程,非常适用于快速

迭代的应用场景。计算过程中所用到的控制方程都是业内通用方程,因此不再赘述。

数据分析是一维设计的重要内容之一,是评估可行性和调整设计参数的基础。通常需要以下数据:(1)压气机整体的参数,包括压比、效率、进出口平均马赫数、轴向长度;(2)流道图,包括轮毂、机匣的型线和叶片的子午投影;(3)根部、中径和尖部三个位置的重要参数,包括速度三角形、流量系数、负荷系数、反力度、马赫数、稠度、D因子、气流转角、叶片数等。

1.3 叶片造型

叶片造型的目的是生成具有实际压气机叶片特征且厚度满足工程需求的叶片坐标,用于计算叶片的体积、重量、子午投影等参数,作为初步结构设计的输入参数,也可用于强度分析。因为造型所用的气流角由简化的管流计算得到,因此输出的叶片不用于气动性能的评估。这一步骤的关键是确保叶片的厚度满足实际工程应用的需求,包括前、尾缘的厚度和最大厚度等。这些厚度将影响轮盘的结构尺寸和强度分析的结果。

参考文献[12]给出了一种基于进口马赫数选择叶型中弧线和厚度种类的方法,本文据此形成了多种中弧线和厚度分布的组合,以满足各种马赫数范围的需求:(1)对于亚声条件,可选择圆弧中弧/抛物线中弧叠加C4厚度分布;(2)对于跨声条件,可选择圆弧中弧/抛物线中弧叠加圆弧/多项式厚度分布;(3)对于超声条件,可选择抛物线中弧/双圆弧中弧叠加多项式厚度分布。

2 设计软件编制

基于上述方法编制了轴流压气机初步设计软件AxcomPre,其用户界面如图3所示。所用的编程工具为Visual Studio 2019,基于WPF框架,目的是充分利用图形界面的优势,辅助用户进行数据的输入/输出和后处理。

软件大体上分为可用设计空间分析、一维参数计算和叶片造型三个模块,与上述方法的三个步骤相对应。

3 软件校验

Stage 67是NASA设计的单级风扇,其详细设计数据见参考文献[13],其设计指标见表1,校验所用的输入参数均从该文献中提取。

图4对比了来自AxcomPre输出结果和美国国家航空航天局(NASA)报告的流道与叶片的子午投影,两种数据来源

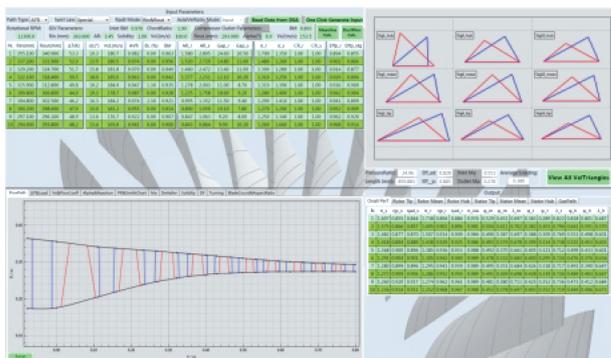


图3 AxcomPre软件界面

Fig.3 AxcomPre software interface

表1 Stage 67设计指标

Table 1 Design specifications of Stage 67

指标	参数值
流量/(kg/s)	33.25
总压比	1.59
多变效率	0.8665
转速/(r/min)	16042.8

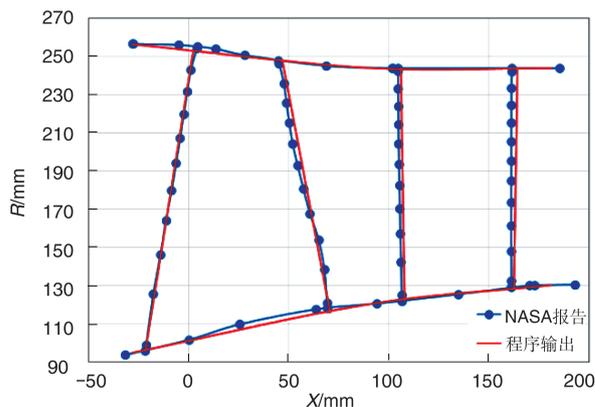


图4 流道和子午投影对比

Fig.4 Comparison between flow-path and meridional projections

的流道比较吻合。AxcomPre并不直接给定叶片投影的轴向位置,而是根据展弦比、根尖弦长比、安装角等参数间接计算叶片的子午投影,因此图4很好地验证了这种方法用于单级压气机时的合理性。

图5对比了AxcomPre输出与来自NASA报告的马赫数分布,程序输出的马赫数与NASA报告中的数据非常接近,仅在根部和尖部附近有些差异,验证了简化的管流法在计算单级压气机马赫数的准确性。

图6对比了转子的相对气流角,结果与马赫数类似,仅在轮毂、机匣附近有些差异。简化的管流法在进行计算时,假设总压和总温在每一计算站都是展向均匀的,与实际设

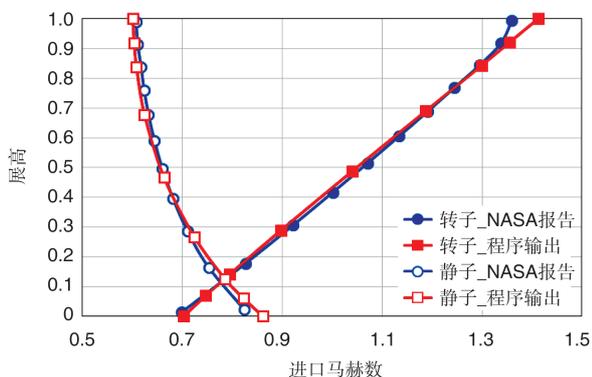


图5 进口马赫数展向分布对比

Fig.5 Comparison between spanwise profiles of inlet Mach numbers

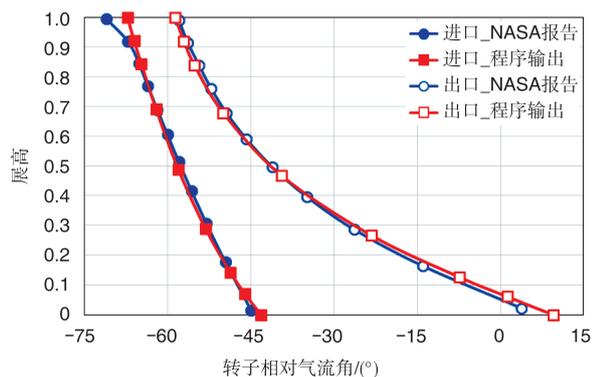


图6 转子相对气流角展向分布对比

Fig.6 Comparison between rotor's relative flow angles

计数据并不一致,因此有这些差异。

图7对比了转子的子午速度,程序输出的子午速度与设计报告的数据分布趋势相似,且误差基本在5m/s以内,仅在机匣附近超过了10m/s。误差的来源除了均匀总温总压的假设,也与流道有关,程序所用的流道与报告中的数据并不完全相同,影响曲率的值。

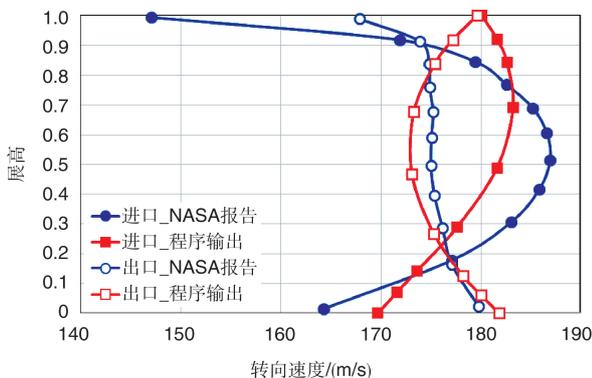


图7 转转子午速度展向分布对比

Fig.7 Comparison between rotor's meridional velocities

图8对比了转子的De Haller数,与其他参数类似,两列数据在尖部以外的区域基本一致,整体的分布趋势也非常相似。De Haller数是速度的比值,误差的来源与速度相同。

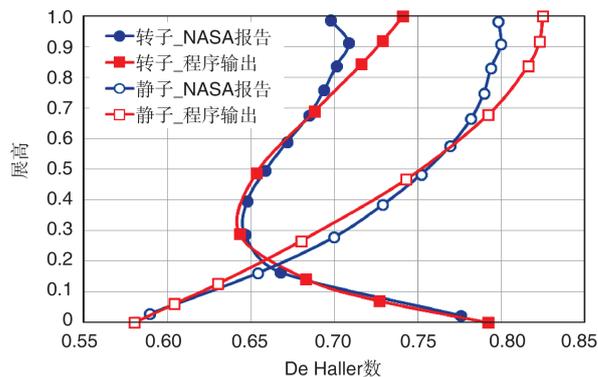


图8 转子De Haller数展向分布对比

Fig.8 Comparison between rotor's De Haller numbers

经过与Stage 67设计数据的对比,验证了AxcomPre的核心模块可以较精确地计算单级压气机的轴向长度和子午投影。程序输出的马赫数、气流角、De Haller等参数也与报告中的数据比较接近,分布趋势一致,精度满足压气机初步设计阶段的需求。

4 软件应用

GE E³压气机是一台10级高压压气机,参考文献[14]列出了详细的设计数据。该压气机级数多、负荷高,进口气流角和转子压比等参数展向变化非常剧烈。因此本节以E³压气机为应用案例,测试AxcomPre用于多级压气机时的效果。对软件的三个模块均进行了应用测试,但是实际的压气机工程设计并不存在唯一解,因此与E³的设计结果可能存在较大误差。表2为E³压气机设计指标。

4.1 设计空间分析结果

进口截面的参数分析及选取如图9所示,此时相对马赫数和进口轴向马赫数都比较适中,不会导致过高的损失。

表2 E³压气机设计指标

Table 2 Design index of E³ HPC

指标	参数值
换算流量/(kg/s)	54.4
压比	24.96
多变效率	0.885
转速/(r/min)	12299
比热[容]比	1.37836
气体常数/(J/(kg·K))	287

轮毂比和转速也比较合适,较小的轮毂比对气动性能有利,但不利于轴承的DN值和润滑空间设计。程序的输出值与NASA报告数据的对比见表3。虽然两者之间存在一定的误差,但是经过设计空间分析的筛选,进口截面参数的选取范围已经缩小,加快了整个设计过程。

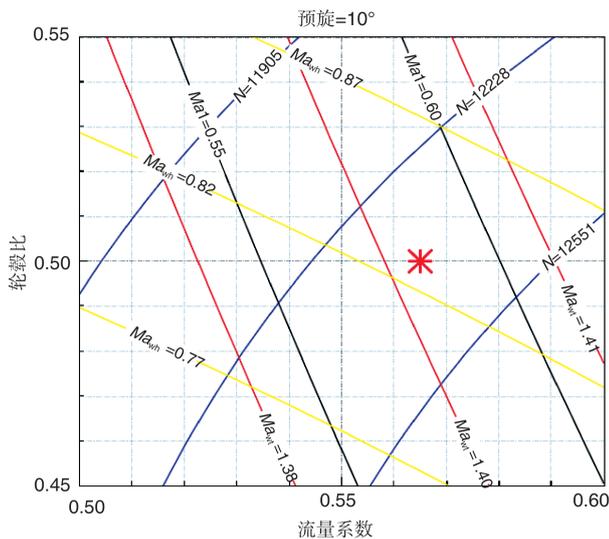


图9 进口截面设计空间分析

Fig.9 Design space analysis for inlet section

表3 进口截面程序输出值与NASA报告对比

Table 3 Comparison between results inlet section and NASA report data

参数	程序输出	NASA报告
转速/(r/min)	12381	12299
进口外径/mm	347.07	355.1
进口内径/mm	173.54	175.382
进口气流角/(°)	7.3	10

出口截面的参数分析及选取如图10所示,此时叶片高度和符合系数比较均衡,既无机械加工的难度,又比较容易实现效率指标。出口马赫数不至于过低而增大末级静子的扩压度,从而影响效率和裕度。程序的输出结果与NASA报告数据的对比见表4。

4.2 一维参数设计结果

为了检验程序用于多级压气机的精度,此处并未沿用4.1节得到的进出口截面参数,而是采用了从参考文献[14]提取和进一步处理的数据。流道半径由原始数据样条插值而来,其他的一些数据(如总温升和稠度)均取自设计报告的图表。转子压比、多变效率均由通流计算结果平均而来。其他的参数(如气体常数、环壁堵塞系数和引气量)则引用

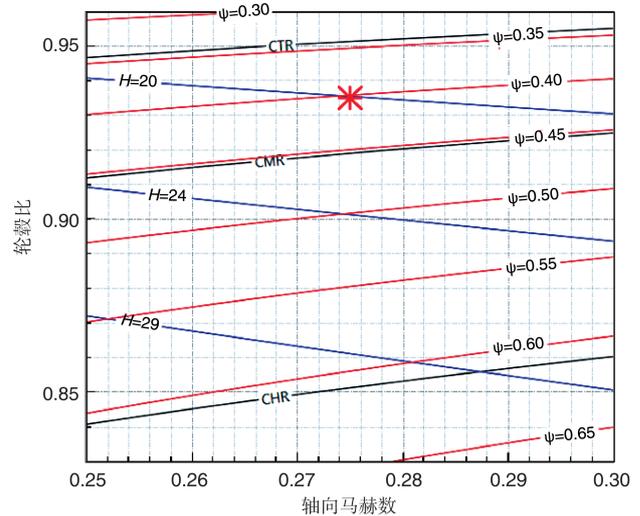


图10 出口截面设计空间分析

Fig.10 Design space analysis for outlet section

表4 出口截面程序输出值与NASA报告对比

Table 4 Comparison between results of outlet section and NASA report data

参数	程序输出	NASA报告
出口马赫数	0.275	0.28
出口外径/mm	301.6	293.42
出口内径/mm	282.0	273.57
出口气流角/(°)	0	0

参考文献[8]的数据。进行管流计算时需要指定进口气流角的展向分布,此处沿用了原始报告给出的数据。在设计过程中调整了展弦比,以使叶片的子午投影与原始数据基本吻合。

图11对比了输入的展弦比与原始数据的差异,转子的展弦比基本与原始数据一致,而第3~7级静子的展弦比则存在约10%的误差,主要是程序计算的安装角与报告数据差异导致的。这一差异还将引起叶片弦长的计算误差,从而影响叶片重量的计算,因此需要重点改进安装角和弦长的计算方法以提高精度。

图12对比了AxcomPre输出的马赫数与原始数据的差异,两列数据非常接近,验证了程序计算多级轴流压气机进口马赫数的准确性。输出的根部、尖部马赫数可用于调整流道半径和进口气流角,在较早的阶段识别出过高的马赫数,修改进口气流角、流道半径和轴向速度等参数。

图13对比了AxcomPre输出的中径De Haller数和D因子与原始数据的差异。两者在整体趋势上非常类似,程序的输出结果不会导致对级负荷分配的误判,可用于调整稠

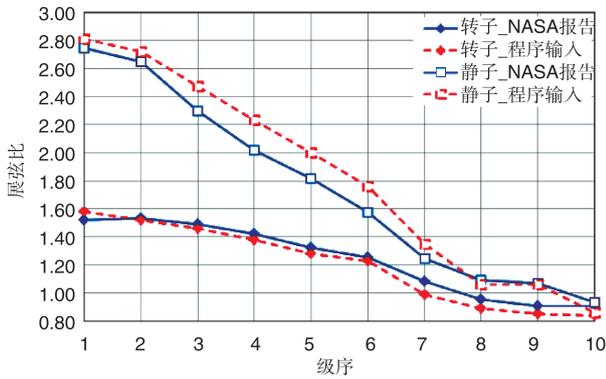
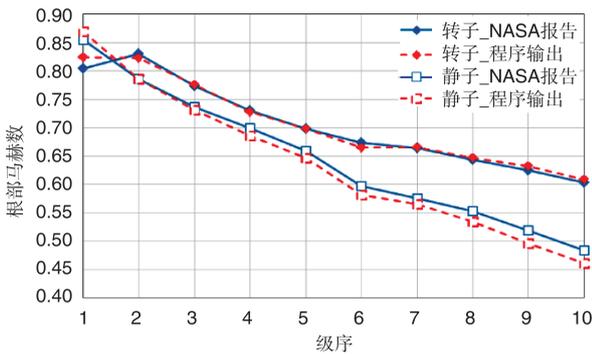
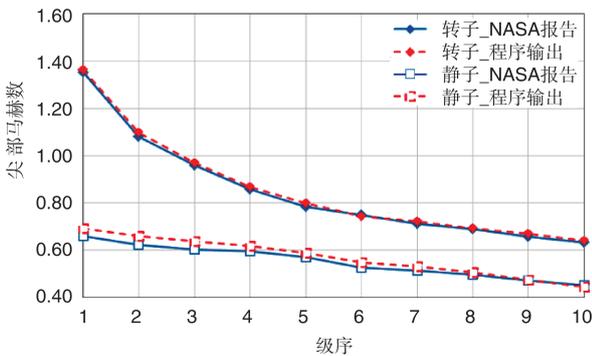


图 11 输入的展弦比与原始数据的对比

Fig.11 Comparison between input aspect ratio with original data



(a) 根部进口马赫数



(b) 尖部进口马赫数

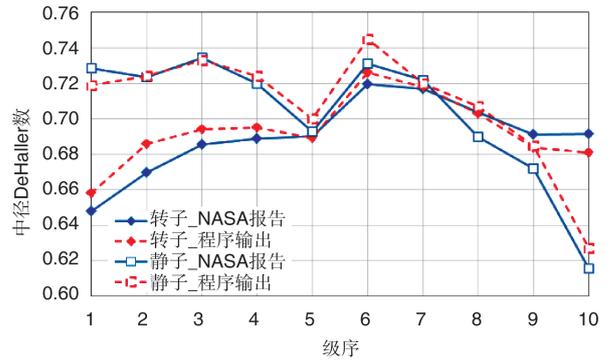
图 12 程序输出的马赫数与原始数据的对比

Fig.12 Comparison between hub and tip Mach numbers and original data

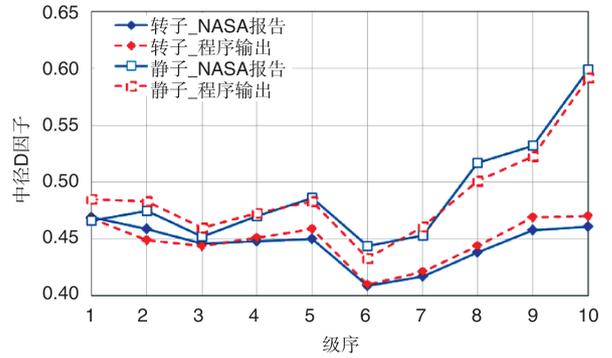
度和级压比等影响 De Haller 数和 D 因子的参数。De Haller 数的最大误差为 2.5%, D 因子的最大误差为 3.92%, 基本满足初步设计的精度需求。

4.3 叶片造型结果

根据一维参数设计结果对部分转子进行叶片造型,并计算体积和重量,与 NASA 报告中的数据进行对比,其中第



(a) 中径De Haller数



(b) 中径D因子

图 13 程序输出的 De Haller 数、D 因子与原始数据的对比

Fig.13 Comparison between De Haller number and D factor output by the program with the original data

一级转子叶片的几何如图 14 所示。进行造型时,前缘绝对厚度和最大相对厚度等输入参数从报告中提取并进一步处理而来,中弧线最大挠度位置则根据进口马赫数进行选取。

部分转子叶片的造型结果见表 5,同时列出的还有造型时所用的中弧线和厚度分布类型、叶片材料等。部分转子

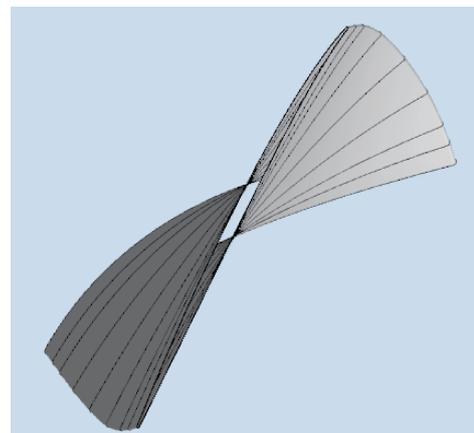


图 14 第一级转子叶片

Fig.14 Blade of rotor 1

的重量与报告中的数据比较吻合,相对误差在5%以内,但是也有转子的相对误差达到了11.4%。在相对厚度一致的情况下,误差主要来源于弦长和厚度分布类型,其中弦长的影响更为显著。影响弦长计算精度的因素则包括迎角、落后角、中弧线挠度和子午投影位置等因素,相关的计算方法还需进一步改进以提高精度。

表5 叶片质量对比

Table 5 Comparison between blade mass

参数	R1	R4	R5	R7
中弧线	抛物线	圆弧	圆弧	圆弧
厚度分布	圆弧	圆弧	圆弧	圆弧
体积/cm ³	67.258	4.097	2.264	1.274
材料	Ti 8-1-1	Ti 8-1-1	Inco 718	Inco 718
质量 (设计)/kg	0.294	0.0179	0.0186	0.0105
质量 (报告)/kg	0.284	0.018	0.0198	0.0094
相对误差/%	3.5	-0.5	-6.0	11.4

5 结论

本文提出了一种考虑多学科特征的轴流压气机气动初步设计方法,首先使用各种气动、结构的约束条件缩小进出口截面设计参数的取值范围,之后再进一步一维参数设计,最后输出精度较高的气动流道和叶片几何,使得初步设计阶段可以实现快速的多学科迭代。该方法具有输入参数较少、计算过程简单、输出参数全面等特点,因此气动可行性的评估更加全面合理。

基于这种方法编制了初步设计软件AxcomPre,用于测试该方法的可行性和精度,得到如下结论:

(1) 验发现该软件用于单级压气机设计时,一维参数的计算精度较高。

(2) 经过设计空间分析后,进出口截面设计参数的取值范围被缩小,从而加快了整个设计进程。

(3) 用于多级压气机时,AxcomPre程序在计算进口马赫数、平均D因子和De Haller数等方面依然具有较高的精度,满足初步设计的精度要求。

(4) AxcomPre程序在计算展弦比上的最大误差超过了10%,根据程序输出结果计算的部分转子的重量也有超过10%的相对误差,因此用于计算安装角、子午投影位置和弦长的方法需要进一步改进以提高精度。

参考文献

- [1] 杜海,张睿,崔德刚.面向航空领域的多学科优化系统[J].航空科学技术,2018,29(8):1-6.
Du Hai, Zhang Rui, Cui Degang. Multidisciplinary optimization system in aircraft design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(8):1-6. (in Chinese)
- [2] 李育超,齐婵颖,高通锋.基于Kriging代理模型的运输机机翼多学科优化设计[J].航空科学技术,2018,29(3):20-24.
Li Yuchao, Qi Chanying, Gao Tongfeng. Multi-disciplinary optimization of transport aircraft wing based on Kriging surrogate model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(3):20-24. (in Chinese)
- [3] Jeschke P, Kurzke J, Schaber R, et al. Preliminary gas turbine design using the multidisciplinary design system MOPEDS[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126(2): 258-264.
- [4] Schaber R, Kaiser S, Luisoni G. User assistance for the application of multidisciplinary design tools[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2020.
- [5] Vieweg M, Reitenbach S, Hollmann C, et al. Collaborative aircraft engine preliminary design using a virtual engine platform, part A: Architecture and methodology[C]// AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [6] Vieweg M, Reitenbach S, Hollmann C, et al. Collaborative aircraft engine preliminary design using a virtual engine platform, part B: application[C]// AIAA Scitech 2020 Forum, 2020.
- [7] Glassman A J. Users manual for updated computer code for axial-flow compressor conceptual design[R]. NASA-CR-189171, 1992.
- [8] Mattingly J D. Elements of propulsion: Gas turbines and rockets [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [9] Turner M G, Merchant A, Bruna D. A turbomachinery design tool for teaching design concepts for axial-flow fans, compressors, and turbines[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [10] Falck N. Axial flow compressor mean line design[D]. Lund: Lund University, 2008.
- [11] Denton J D. Multall: An open source, CFD based, turbomachinery design system[C]// Proceedings of the ASME

- Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [12] Wright L C. Blade selection for a modern axial-flow compressor [D]. Pennsylvania State University, Fluid Mechanics, Acoustics, and Design of Turbomachinery, 1974.
- [13] Hathaway M D. Unsteady flows in a single-stage transonic axial-flow fan stator row[R]. NASA-TM-88929, 1986.
- [14] Holloway P R, Koch C C, Knight G L, et al. Energy efficient engine: high pressure compressor detail design report[R]. NASA-CR-165558, 1982.

An Aerodynamic Preliminary Design Method Under Multi-Discipline Considerations for Axial Compressors and Its Application

Qiu Daobin, Jin Hailiang, Yin Yueqian, Zou Xueqi

AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine, Zhuzhou, 412002, China

Abstract: To enable the rapid multi-disciplinal iteration of compressor design during preliminary stage, a preliminary approach is proposed under multi-discipline considerations. This method employs design space analysis to narrow the scope of design parameters with multi-disciplinal constraints. And then the hub and tip aerodynamic parameters is calculated through simplified duct-flow method, based on which the blading design is performed. The flow-path and blade geometries are passed to other subjects for design and evaluating. A design code is programmed based on the methodology to validate and demonstrate its feasibility and precision. The results show that the calculation precision for some parameters (like Mach numbers, diffuser factors and De Haller numbers) meets the requirement of preliminary design. However, the methodology for stagger angle, chord length and weight estimation should be improved as the errors exceed 10%. Proposed method is valuable for the development of multi-disciplinal design method of axial compressors.

Key Words: axial compressors; multi-discipline; preliminary design method; validation; application