

多级轴流压气机气动设计体系的国内外研究进展

陈禹田¹, 姜玉廷¹, 洪青松², 徐 宁²

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国船舶有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘 要:轴流压气机设计体系对压气机的设计周期和性能有着重要影响。为了能够更好地了解轴流压气机设计体系的发展情况, 本文对其进行了整理综述。首先, 结合轴流压气机涉及到的设计方法, 对国内外轴流压气机设计的发展过程进行了介绍, 主要包括一维二维设计体系、准三维设计体系和全三维流场计算模拟技术; 然后, 在整理完整设计体系要求的基础上, 简述了国内外现有比较完整的轴流压气机设计体系。就目前发展来看, 随着工程要求的不断提高以及计算机技术的提升, 全三维流场计算模拟技术势必会成为今后的发展焦点, 各公司和研究机构也在此基础上对原有的设计体系开展技术攻关。

关 键 词:轴流压气机; 设计体系; 正问题; 反问题; 优化设计

中图分类号: TK474.8⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.11.001

[引用本文格式] 陈禹田, 姜玉廷, 洪青松, 等. 多级轴流压气机气动设计体系的国内外研究进展[J]. 热能动力工程, 2021, 36(11): 1-12. CHEN Yu-tian, JIANG Yu-ting, HONG Qing-song, et al. Research progress on aerodynamic design systems of multistage axial compressors at home and abroad[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(11): 1-12.

Research Progress on Aerodynamic Design Systems of Multistage Axial Compressors at Home and Abroad

CHEN Yu-tian¹, JIANG Yu-ting¹, HONG Qing-song², XU Ning²

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;

2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: The design system of axial flow compressor has an important influence on the design cycle and performance of compressor. In order to better understand the development situation of axial flow compressor design system, this paper summarizes it. Firstly, the development process of axial flow compressor design at home and abroad is introduced in combination with the design methods involved in axial flow compressors, which mainly includes 1D and 2D design systems, quasi-3D design system and full 3D flow field computational simulation technology. And then, on the basis of sorting out the requirements for a complete design system, the existing more integrated axial flow compressor design systems at home and abroad are briefly described. From the perspective of current development, with the continuous improvements of the engineering requirements and the computer technology, the full 3D flow field computational simulation technology is bound to be the focus of development in the future. On this basis, various companies and research institutions also carry out technical breakthroughs on the original design system.

Key words: axial compressor, design system, direct problem, inverse problem, optimization design

收稿日期: 2021-04-13; 修订日期: 2021-05-31

基金项目: 国家科技重大专项(2017-I-0011-0012, 2017-I-0011-0010)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012, 2017-I-0011-0010)

作者简介: 陈禹田(1997-), 男, 山东烟台人, 哈尔滨工程大学博士研究生。

通讯作者: 姜玉廷(1987-), 男, 吉林辽源人, 哈尔滨工程大学副教授。

方程,并以大量实验获得的经验公式作为辅助,完成压气机的设计工作。直到 20 世纪 60 年代,一维、二维设计体系一直是主流。一维设计的内容包括压气机的总体性能、沿流向的载荷分配、流道的形状以及压气机的级数等。一维设计是整个设计体系的开端,其优劣情况直接会影响后续的流程,决定这个设计流程是否可行。二维设计的内容主要是解决流场的径向分布问题,并得到安装角和叶型转角等参数。通过二维通流计算所得到的结果,可以对压气机的设计质量有一个较快的评估。

1965 年,Robbins 等人^[9]将某 8 级亚音速压气机的数值模拟结果与实验结果进行对比,验证了平均流线法的可行性,并且最早提出了通过级叠加方法快速预测压气机性能的基础理论。1982 年 Stenike^[10]通过级叠加的方法,基于 FORTRAN 语言编写了预测多级轴流压气机非设计工况的预测程序,而程序中的一些系数,科研人员可以根据自身需要进行改动。1992 年, Glassman^[11]采用进口质量流量代替进口轴向速度、变叶顶半径替代定叶顶直径等方式,对原有的程序进行了改进,并且该程序也很好地进行预测了一台 5 级压气机和一台风扇的性能。1998 年 Egartner^[12]通过以 B 样条曲线表达二维叶型的方式,对压气机的二维叶型进行了优化,优化过程涉及到了 24 个设计变量,优化后的叶型损失明显降低。

上世纪 90 年代,我国从俄罗斯引进了航空发动机的一维设计方案和特性计算程序,这对我国日后航空发动机的研究起到了重要作用。2002 年罗俊、陈林根等人^[13]从一维理论出发,提出了一种新的计算方法,对绝热效率、流量系数、反动度和动叶进出口气流角等数学模型进行了优化,经算例分析,认为所得结论对轴流压气机具有通用性。2004 年吴艳辉等人^[14]在已有的一维逐级可压流的模拟程序的基础上,建立了单级压气机带机匣前后失速可恢复性的数学模型。2013 年史磊等人^[15]在一维特性计算中引入了遗传算法,对设计工况下的特性曲线进行优化,从而使一维设计过程中参数的选择更加合理。

我国的一维、二维设计体系在近几十年里发展迅速,在原有体系的基础上,将标准遗传算法、多岛遗传算法和 NSGA-II 多目标遗传算法等优化方法融入其中,使得设计效率有了明显提升,不足之处在

于缺乏实验数据的支撑。为了让国内一维、二维设计体系得到更好的发展,需要收集和整理更多的压气机实验数据,并将其整合到计算方法中,使得计算精度进一步提高,得到的优化结果更加可靠。

2.2 准三维设计体系

随着对燃气轮机整体性能需求的不断提升,压气机作为燃气轮机的重要组成部分之一,其性能指标也要有相应地提升,这就对设计体系提出了更高的要求。

1952 年, WU C H^[16]提出了 S1-S2 流面理论,如图 2 所示, S1 流面可以理解为叶片流道内部流线所形成的回转曲面, S2 流面则是一个位于两个叶片中间通道的径向面, S2 流面将通道内的质量流量平均分成两部分。吴仲华所在团队于 1988 年对 CAS 跨声速转子进行了准三维迭代计算,其计算迭代过程如图 3 所示^[17]。 S2 流面采用反问题流函数线松弛程序, S1 流面采用引入人工可压缩性的守恒型流函数的方程解。采用该迭代方式,可以避免因为在 S1、S2 流面上分别确定激波位置而造成的激波不符合的问题。

目前,准三维设计体系的核心内容依旧是基于 S1-S2 流面理论。在进行准三维计算时,两个流面交替进行迭代计算,直到结果收敛。准三维设计体系在原本设计体系的基础上,对子午流场进行了更加细致的描述,在气动设计时考虑了流线的斜率和曲率。

准三维设计体系的思路最早由 NASA Lewis 研究中心^[18]于 20 世纪 60 年代提出。和原有的一维、二维设计程序相比,该程序可通过指定各动叶排出口处总压的多项式,来确定能量的径向分布,并且可以指定轴向速度比。此外,该设计体系还可以通过激波处的气流转角计算得到激波损失系数。为了保证结果的准确性,通过动叶叶顶出口切向速度、动叶叶顶扩散系数、动叶叶根出口相对气流角、静叶叶根马赫数和静叶叶根扩散系数这 5 个气动参数进行制约,同时 S2 流面通过熵和总焓沿径向变化的完全径向平衡方程得到。

自准三维设计体系被提出后,各大研究机构便根据自身的需要,提出了不同研究计划或程序,如美国海军与 P&W 公司共同参与的海军先进风扇部件技术计划^[19-21]、美国空间研究实验室所开发的计算

程序 UD0300^[22]等。在我国由吴仲华及其所在团队研发了一系列基于 S1 - S2 流面理论的用于设计压气机/风扇的准三维设计体系之后,赵晓路等人^[23]提出并建立了流面理论的并行运算,使得计算效率大大提高。

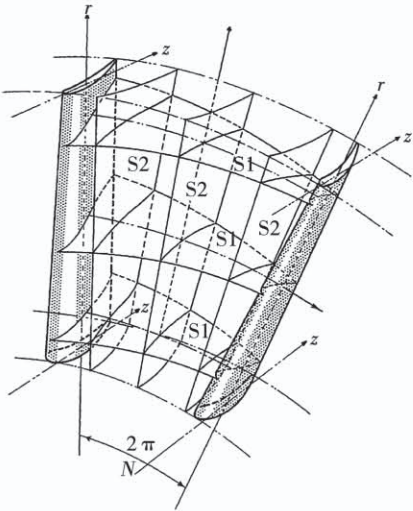


图 2 叶片排中交叉的 S1 面和 S2 面^[16]
Fig. 2 Surfaces S1 and S2 intersected in blade row^[16]

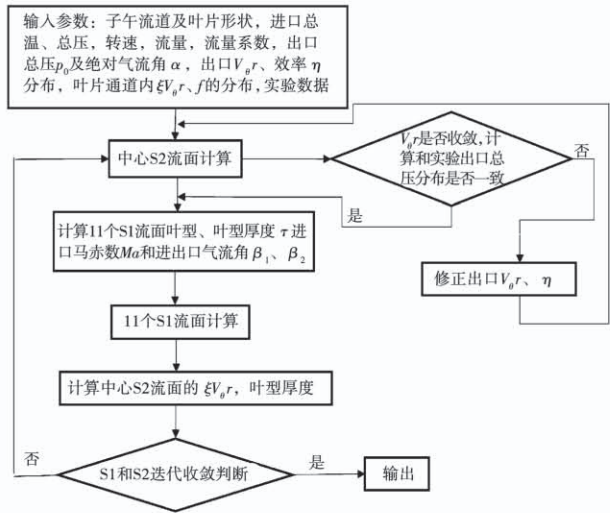


图 3 跨音速准三维迭代计算框图^[17]
Fig. 3 Transonic quasi-3D iterative calculation block diagram^[17]

2.3 全三维流场计算模拟技术

随着燃气轮机性能的不不断提升,研究人员发现,当时已有的压气机设计体系无法满足较高的性能与较宽的喘振裕度兼顾的需求。为了满足工程需求,需要对压气机内部的三维流动有更加深刻的认识。

而计算机技术的进步以及全三维流动数值模拟方法的逐渐成熟,让当时的科研人员看到了解决以上问题的希望。

Denton^[24]在较早的时候就开始采用 CFD 技术来模拟叶轮机械的内部流动,1975 年采用时间推进方法、有限体积显式格式求解三维欧拉方程以及多重网格加速收敛技术,对叶片通道的内部流动进行了模拟,并于 1983 年第一次对 1 级涡轮进行了模拟求解。由于叶轮机械内部流动的复杂性,为保证求解的收敛性和稳定性,Denton 采用了一些计算模型和方法。由于之前的求解控制方程为无粘的欧拉方程,为考虑流体粘性,开发出了粘性体积力模型^[25]。该模型通过求解源项的方法求解气体粘性,壁面处附面层的粘性计算则是采用对数壁面律进行求解。

在同时期,Jameson 等人^[26]提出了著名的中心差分格式和有限体积法求解二维无粘欧拉方程,同时为了保证激波附近的求解稳定,加入人工粘性项。该方法的提出使得 CFD 技术可以更加方便地计算相关工程项目。在此后几年,该格式被不断地发展,增加了相应的改进措施,使得求解过程更加稳定。

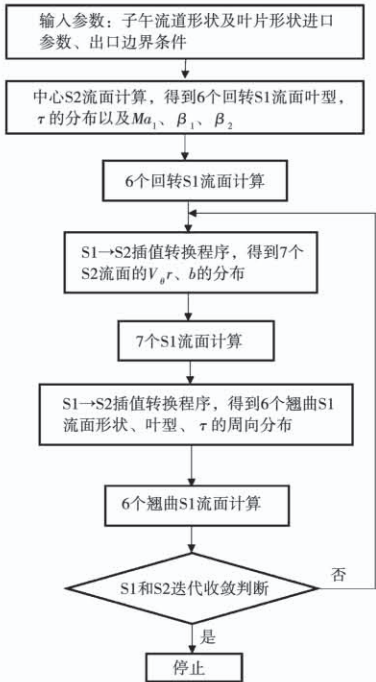


图 4 跨音速全三维迭代计算框图^[27]
Fig. 4 Transonic full 3D iterative calculation block diagram^[27]

在国内,1989 年吴仲华所在团队建立了全三维

跨声速迭代计算体系^[27],如图 4 所示,验证了跨声速流场全三维迭代计算的收敛性。为了避免在 S1、S2 流面同时捕捉激波而产生矛盾,使得收敛困难,于是其体系采用了 S2 流面反问题程序。S1 流面上跨声速场的计算,则是采用流函数激波捕捉程序。为了解决 S1 流面上下游边界条件难处理的问题,在前后缘上下游的很小区域使用第一类边界条件,其他区域仍使用周期边界条件。

学者们很早就开始了求解叶轮机机械三维流场的工作,但受限于当时的计算机技术,使其未能在叶轮机机械设计领域得到广泛关注和应用。直到上个世纪 90 年代,计算机技术得到长足发展,才使得叶轮机机械设计体系从原有半经验的准三维设计体系逐渐过渡到以三维 CFD 技术为核心的现代设计体系。

随着压气机性能要求的不断提高,需要掌握压气机叶片通道内部流动参数的详细分布,CFD 技术的发展受到了国内外各科研单位以及相关高校的重

视,不少科研机构及高校各自开发了叶轮机机械数值模拟求解程序。表 1 是对一些科研机构及高校所拥有的求解程序的总结^[28-35]。

通过对全三维流场计算模拟技术的了解,大致可以得出 CFD 技术未来的发展方向:(1) 提出更高阶的格式,既保证计算效率,又能满足计算精度;(2) 发展网格生成技术,尤其是自动网格生成,提高对于复杂物理模型的适应能力,减少工作人员的工作量;(3) 提出更加精确的湍流模型,使得计算结果更接近真实情况;(4) 发展高效的并行计算方法,比如基于现场可编程逻辑门阵列(FPGA)的并行计算方法。

结合设计体系的发展过程,不难看出,一维、二维设计体系已趋于成熟。全三维流场模拟技术具有的流场可视化等优点进入人们的视野,并得到广泛的关注。

表 1 各机构/高校所使用的计算程序
Tab. 1 Computational programs used by many institutes or universities

科研所/高校	建立团队	程序名称	控制方程	求解流场方法
清华大学	袁新	-	N-S 方程	LU-SGC-GE 隐式求解方法,改良型四(五)阶 MUSCL TVD 格式,湍流模型采用低雷诺数 $q-\omega$ 双方程湍流模型。
西北工业大学	刘前智	-	N-S 方程	LU-SGS 隐式解法求解方程,粘性项采用中心差分格式,对流项采用二阶高分辨率 NND 格式,湍流模型采用 Baldwin-Lomax 模型。
中科院工程热物理研究所	陈乃兴	-	RANS 方程	有限体积法和显示时间推进,湍流模型采用 Baldwin-Lomax 模型。
南京航空航天大学	梁德旺	NAPA	N-S 方程	时间相关法求解方程,时间和空间分别采用三步龙格-库塔法和中心格式有限体积法,粘性项采用中心格式,对流项采用 Jameson 法,湍流模型采用了 $k-\varepsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型。
北京航空航天大学	宁方飞	MAP	RANS 方程	基于单元中心有限体积法求解方程,对流项采用 LDFSS 格式,采用 MUSCL 插值方法逼近高阶空间精度,并且还有多个湍流模型可供选择。同时,该程序还可进行正反问题的求解,以及自动网格划分。
NASA	Chima	SWIFT	N-S 方程	程序包含 JST、H-CUSP 以及 AUSM ⁺ 3 种求解格式,湍流模型采用 Baldwin-Lomax 模型和 $k-o$ 模型。
NASA	Hah	H3D	N-S 方程	采用压力基(Pressure Based)方法求解方程,湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型,继续发展后增添了 LES 模型。
布鲁塞尔自由大学	Hirsch	EURANUS	RANS 方程	求解基于龙格-库塔时间推进和隐式松弛方法,程序包含了中心格式、迎风格式和恢复 TVD 格式,同时引入多重网格算法(在该程序的基础上,开发了商业软件 NUMECA)。

3 国内外已投入使用的设计体系

合理地选择设计体系的结构和理论基础,是决定该体系实际应用和可行性的关键所在。为了让设计人员更快地得到一个能满足工程需要的结构参数,设计体系往往要求具有较短的计算周期,这样就可以创建和考虑大量不同的设计方案。对于一台轴流压气机,除了动叶和静叶之外,还有许多相关结构,比如管道和防喘振阀等。有时为了提高压气机的工作范围,还会考虑在机匣开槽,这都会对压气机性能造成影响。所以一个设计体系中,往往也会考虑这些结构的影响。一个完整的设计体系的技术要求可以总结为:(1) 较短的设计周期,可使设计人员有较多的设计选择和评估对象;(2) 参数的选择和使用要灵活方便,能够得到满足边界条件的具有不同结构参数的叶型和流道的设计;(3) 各个模块与整体体系之间要有良好的交互和集成;(4) 可以为设计人员提供一个方便的结构参数管理机制,设计人员可以对新旧设计进行对比,并分析产生变化的原因。

3.1 国外发展

国外在多级压气机设计流程方面相对比较成熟,并且有些设计流程已经得到商业化。比较知名的有 Concept NREC 公司的敏捷工程设计系统(Agile Engineering Design System)、SoftInWay 公司的 Axstream 设计软件。这些设计软件,都已经具备交互界面和比较全面的设计功能。

Concept NREC^[36] 集成了设计、验证和加工,可用于轴流压气机/涡轮、离心压气机和风扇等的开发,不仅拥有一个比较完整的设计体系,还将“从模型(Module)到级(Stage),再到各部件(Component)”的设计流程融入其中。对于轴流压气机的设计,NREC 系统可以完成流道的一维设计到叶片的三维几何设计,其设计体系如图 5 所示。并且在系统中内置了许多损失模型可供选择,设计流程采用了正反问题相结合的方式,使得设计过程更加便捷。

在 Axstream 软件的设计流程中,一维设计过程以及 S2 的设计与优化引入了实验设计方法(Design

of Experiment, DOE),设计流程如图 6 所示^[37]。引入 DOE 方法,可以从众多影响压气机性能的因素中,筛选出影响较大的因素,减小问题规模,降低设计压力。

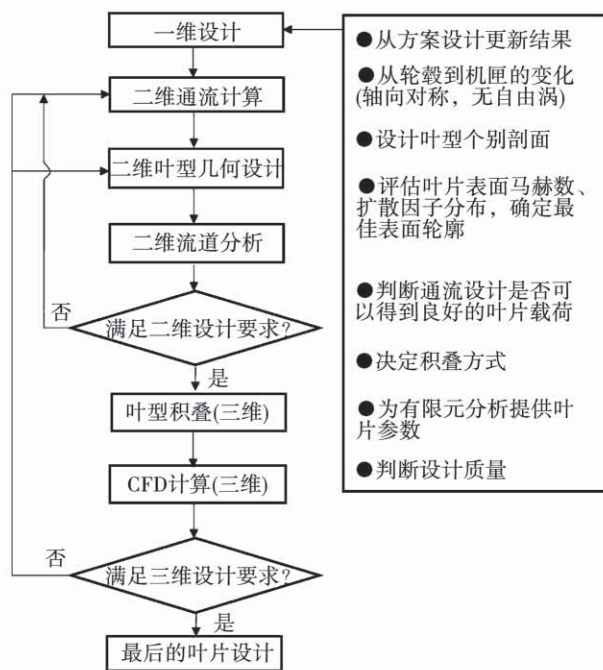


图 5 NREC 的设计体系^[36]

Fig. 5 Design system of NREC^[36]

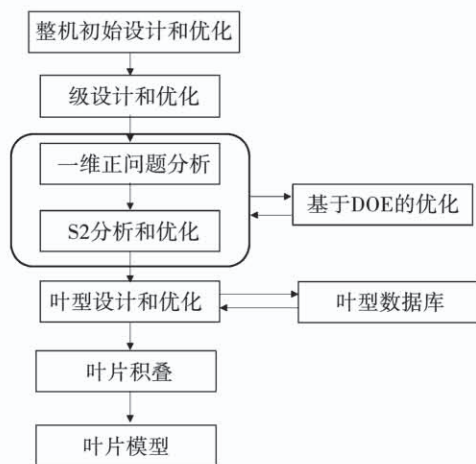


图 6 Axstream 的设计体系^[37]

Fig. 6 Design system of Axstream^[37]

以上提到的两个设计体系,具有普适性,可满足大多数设计要求。但由于所使用的一些修正模型是公开发布论文的数据,缺乏针对专门用户的数据库,所以无法满足一些具有特殊设计要求的叶轮机械。

因此,为了满足自身特殊的设计需要,罗罗公司、ALSTOM 公司等,建立了各自的设计体系。

ALSTOM 公司^[38]在早期的多级轴流压气机设计体系中,进行完 S1 - S2 流面计算之后,并未直接进行三维验证,而是在二者之间添加了 MISES 计算程序,对其性能以及强度进行初步的验证。这也是为了能够在尽可能短的时间内,设计出满足要求的结构参数。2013 年,该公司为了完成下一代燃气轮机的升级,对其原有的设计体系进行了更新完善。从图 7 不难看出,公司将准三维参数评估和三维 CFD 计算引入到了设计流程当中,并使用 CFD 的计算结果来指导叶型优化。ALSTOM 公司使用该体系,进行了下一代 GT24/26 燃气轮机的轴流压气机气动设计,并完成了该压气机在一个按比例缩小的测试平台上的测试。

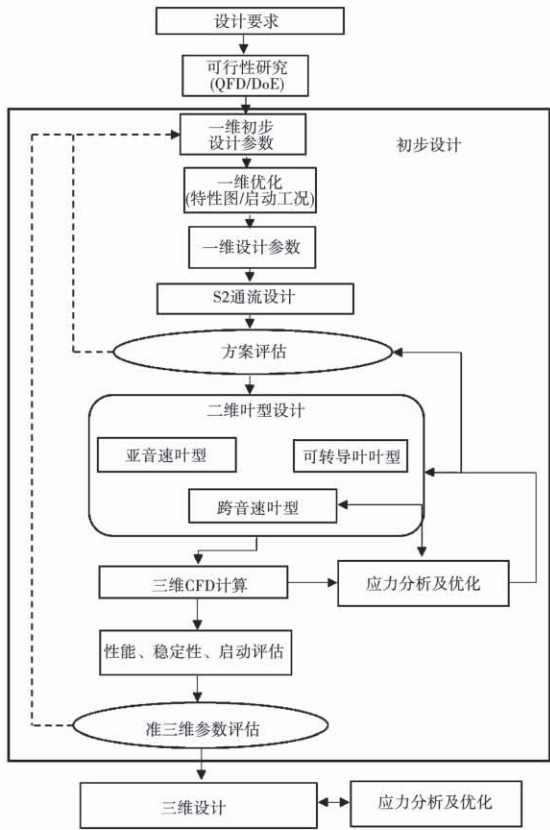


图 7 ALSTOM 的设计体系^[38]

Fig. 7 Design system of ALSTOM company^[38]

图 8 所示的是罗罗公司的设计体系^[39],该设计体系中包含了 AFC、ADPAC、APNASA 3 个计算工具,各自的作用是用于二维通流计算(所使用的数

据源于其内部资料)、三维叶片计算以及利用平均通道法求解多级流动。通过了解该体系中的这 3 个计算工具,不难看出罗罗公司也将 CFD 计算纳入到了设计流程中。此外,该体系还可进行半自动计算以及对于一些具有明显错误的初步设计结果进行简单的筛选,可为压气机的设计节约很多时间。

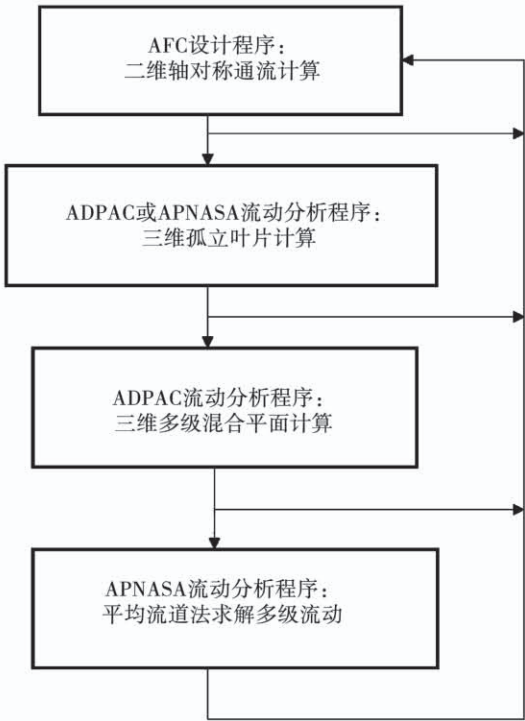


图 8 罗罗公司的设计体系^[39]

Fig. 8 Design system of Rolls-Royce company^[39]

3.2 国内发展

国内方面,中航工业沈阳发动机设计研究所^[4]建立了自己的设计体系,经过完善后沿用至今。上世纪 80 到 90 年代,建立了设计体系 1,如图 9 所示,并且利用该体系完成了某 4 级压气机的设计与优化。在上世纪 90 年代至今,建立了设计体系 2,如图 10 所示,并运用设计体系 2 进行了某型号燃气轮机的低压压气机的设计。与体系 2 相比,体系 1 的设计过程相对简单,但设计周期也短。因为体系 2 在叶片的二维反问题设计以及三维设计分析的迭代较多,所以时间较长,但也因此更能得到所需要的设计参数。

与全新研制相比,航改燃气轮机拥有研制周期短、风险小等优点,近些年被广泛地关注和使用,我

国的 QC185 燃气轮机就是基于国产“太行”涡扇发动机研制的一款航改燃气轮机^[40]。图 11 为 QC185 燃气轮机低压压气机的设计体系。该体系使用了“三维修正二维计算方法”，二维正问题计算程序和三维粘性流计算程序互相弥补了对方的短板,使得计算结果更符合实际值。

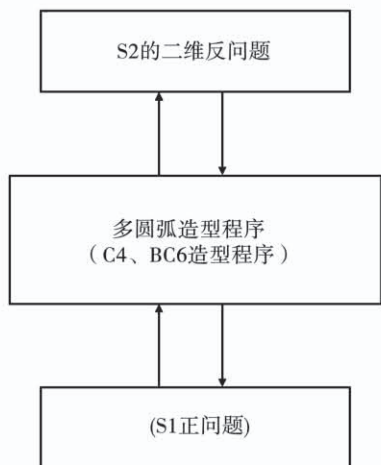


图 9 典型气动设计体系 I^[40]

Fig. 9 Typical aerodynamic design system I^[40]

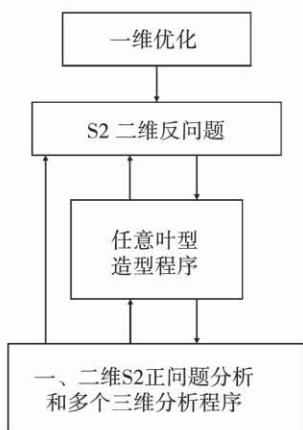


图 10 典型气动设计体系 II^[40]

Fig. 10 Typical aerodynamic design system II^[40]

任兰学等人^[41-42]通过研究国内外舰用大功率压气机的进展并依据其发展趋势,建立了适用于我国的设计体系,如图 12 所示,主要包括 5 个部分:一维反问题设计、一维特性计算、S2 反问题设计、叶片设计及优化、三维 CFD 计算及优化。该设计体系具有普适性,将设计准则、设计规范、设计程序以及数据库融入到了气动设计环节,同时完成了大功率轴

流压气机 6 级低压压气机的气动设计。

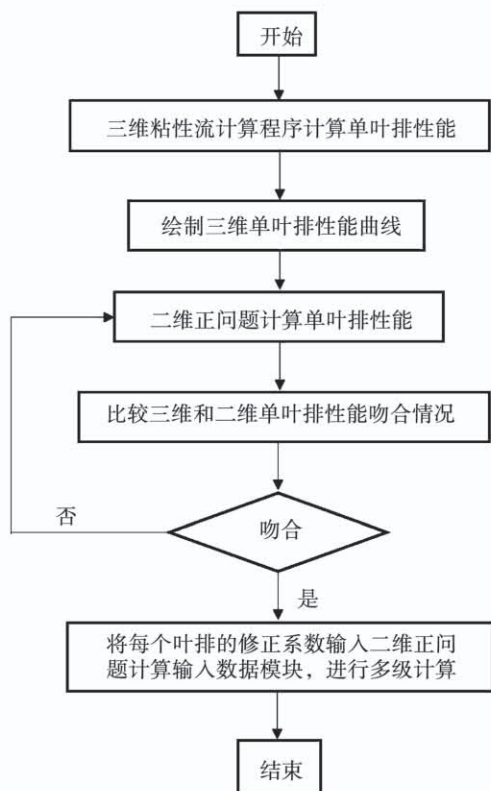


图 11 三维修正二维计算方法^[40]

Fig. 11 Calculation method of 2D design corrected by 3D design^[40]

此外,低速模化相似理论^[43]在高负荷轴流压气机设计中的应用得到了学者们的关注,其常规设计流程如图 13 所示^[44]。根据传统的压气机设计流程,在进行完三维数值模拟后,需要进行实验测试。但由于高负荷压气机转速较高,叶片所承受的应力较大,所以对叶片的材料和加工都有较高要求,这无疑增加了设计验证阶段的时间和成本。所以在三维数值模拟之后,引入低速相似理论,通过对叶型进行修正,实现低速模型压气机与高速原型压气机在某些性能方面相似。近年来,北京航空航天大学 and 南京航空航天大学搭建了卧式低速大尺寸压气机试验台,并对测量手段进行了开发和完善^[45-46]。

从图 12 的流程图不难看出,一个流程相对完善、设计数据具有可信度的设计体系,需要大量的实验数据,所以在今后的科研工作中,需要实验的支撑,同时做好实验数据的整理收集。此外,随着压气机负荷的不断提升,除了在设计体系中添加三维

CFD 计算外,还应该增添低速模化相似理论,在满足设计要求的同时,减少科研周期和成本。

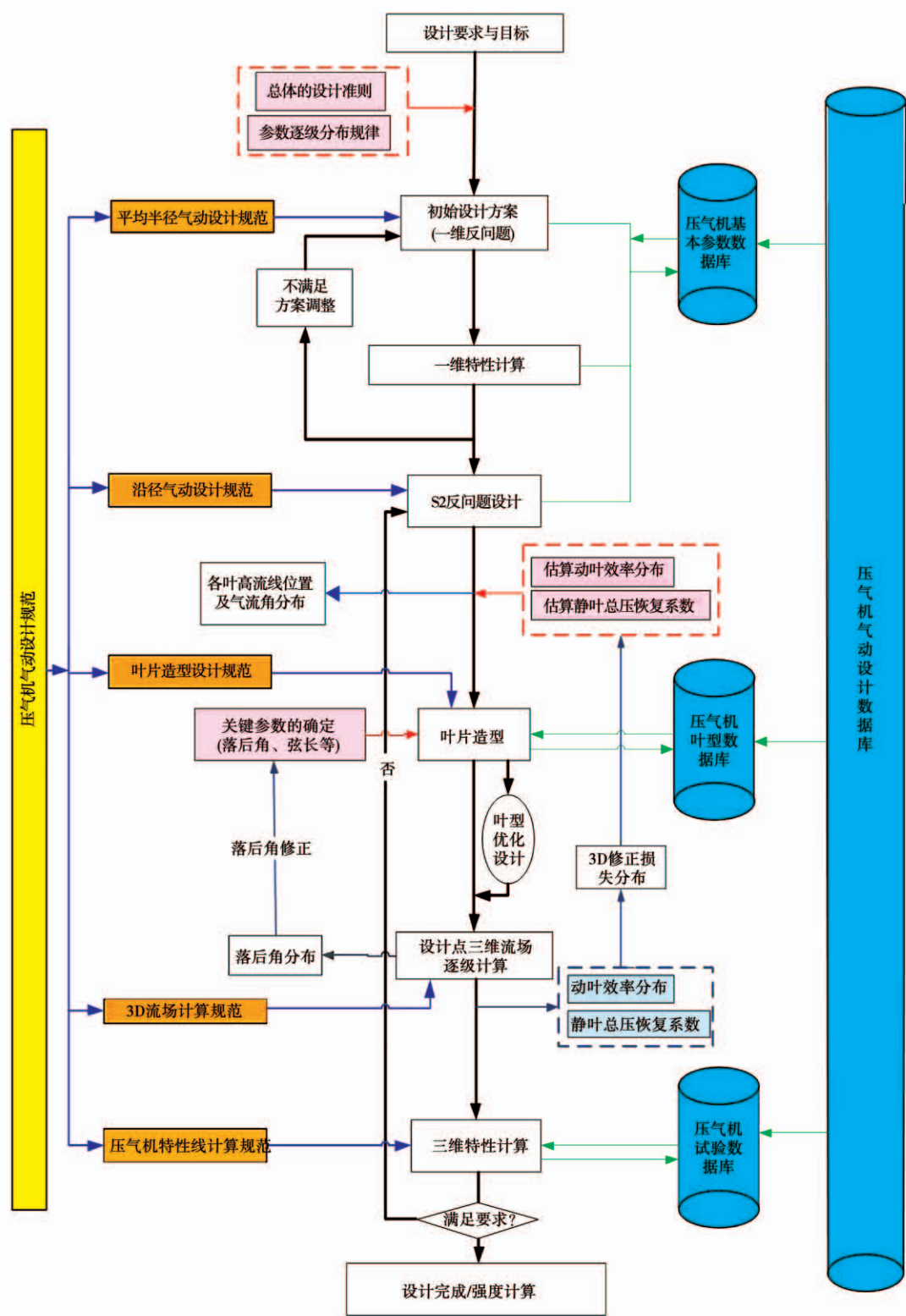


图 12 舰船多级轴流压气机气动设计体系^[41]

Fig. 12 Aerodynamic design system of marine multistage axial compressor^[41]

结合以上国内外已投入使用的设计体系的建立与发展不难看出,随着计算机计算能力的不断增强,

加上 CFD 技术的计算精度不断提高、计算成本逐渐降低、流场可视化等优点,不少公司和研究机构开始将 CFD 技术添加到设计体系当中,将传统的准三维分析用三维 CFD 分析取代。

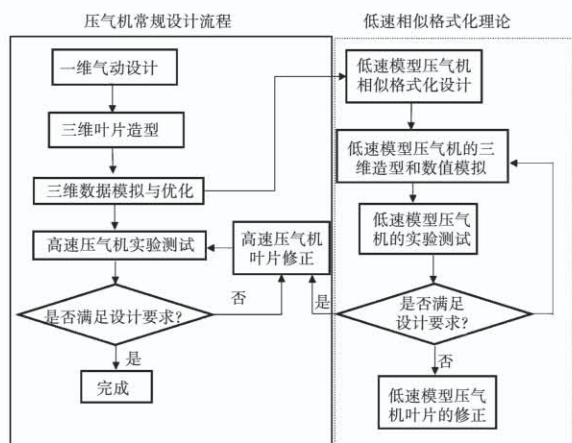


图 13 轴流压气机设计体系引入低速相似模化理论^[44]

Fig. 13 Design system of axial flow compressor with low-speed analog modeling theory^[44]

4 总结及展望

轴流压气机从问世至今已有百年,其设计体系也被不断地完善优化。随着燃气轮机整体的效率、性能不断提高,轴流压气机的压比也随之增加,压气机的高负荷设计也势必会成为今后的研究重点。因此,为了能够提高轴流压气机的负荷,需要对压气机内部的复杂流动有更深刻的理解。

国内外科研人员对于轴流压气机内部流动已经有了初步的认识,并初步掌握了轴流压气机的设计方法,但对于轴流压气机在非设计工况下的内部流动情况还是认识较浅,缺乏可靠的方法去解决压气机在非设计工况下所存在的一些问题。

因此,仍有必要继续对轴流压气机的设计体系进行研究,主要的研究内容有:将优化算法应用到一维、二维设计体系中;低速相似模化理论在高负荷轴流压气机设计体系中的应用;加大高阶湍流模型的理论研究,并将全三维流场计算模拟技术融入到设计体系中;在构建具有普适性的设计体系的基础上,可以搭建满足具有特殊设计要求的设计体系;设计过程中同时考虑燃气轮机中其他部件对于压气机的影响;准三维设计问题和人工神经网络以及遗传算

法相结合,同时采集并整理测量的实验数据,扩充训练数据样本。

参考文献:

- [1] 马文生. 多级轴流压气机气动优化设计研究[D]. 北京,清华大学,2009.
MA Wen-sheng. Investigation of multistage axial-compressor aerodynamic optimization design[D]. Beijing, Tsinghua University, 2009.
- [2] 季路成, 陈江, 黄海波, 等. 关于叶轮机时均(准四维)和非定常(四维)气动设计体系的初步诠释[J]. 热机气动热力学, 2002, 24(4): 348-369.
JI Lu-cheng, CHEN Jiang, HUANG Hai-bo, et al. A preliminary interpretation of the time-uniform (quasi-4D) and unsteady (4D) aerodynamic design systems for turbomachinery[J]. Thermomechanical Aerothermodynamics, 2002, 24(4): 348-369.
- [3] VOLPE G, MELNIK R E. The design of transonic airfoils by a well-posed inverse method[J]. International Conference on Inverse Design Concepts in Engineering Sciences, 1984, 22: 341-361.
- [4] 李孝堂, 崔英俊. 基于设计体系的高性能多级压气机综合设计技术[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 5-8.
LI Xiao-tang, CUI Ying-jun. Integrated design technique of high-performance multistage compressors based on design system[J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 5-8.
- [5] 刘凤君, 王仲奇. 适用于具有弯扭叶片的叶轮机械设计的正问题计算方法[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(5): 512-516.
LIU Feng-jun, WANG Zhong-qi. The calculating method of the direct problem used for the turbomachinery design with compound sweeping and twisting blades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(5): 512-516.
- [6] 沈孟育, 马远乐. 平面跨音速叶栅的正、反混合问题[J]. 力学学报, 1983, 20(1): 1-6.
SHEN Meng-yu, MA Yuan-le. A mixed direct-inverse problem of the transonic plane cascade[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 1983, 20(1): 1-6.
- [7] QUAGLIARELLA D, DELLA C A. Genetic algorithms applied to the aerodynamic design of transonic airfoils[J]. Journal of Aircraft, 1994, 32(4): 889-991.
- [8] GEORGE S D. Aerodynamic shape design and optimization[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(6): 1020-1026.
- [9] ROBBINS W H, DUGAN J F. Prediction of off-design performance of multistage compressors[M]. NASA Special Publication, 1965.
- [10] STEINKE R J. STGSTK: a computer code for predicting multistage axial flow compressor performance by a meanline stage stacking method[J]. NASA Technical Paper, 1982: 1-3.
- [11] GLASSMAN J. Users manual for updated computer code for axial compressor conceptual design[R]. NASA N92-30207, Toledo:

- University of Toledo, 1992.
- [12] EGARTNER W. Working range optimization for turbine and compressor blading[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 1998, 25(1): 58 – 61.
 - [13] 罗俊, 陈林根, 孙丰瑞, 等. 一维多级轴流压气机性能解析优化[J]. 海军工程大学学报, 2002, 14(6): 100 – 111.
LUO Jun, CHEN Lin-gen, SUN Feng-rui, et al. Analytical optimization of the performance of one-dimensional multistage axial flow compressor[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2002, 14(6): 100 – 111.
 - [14] 吴艳辉, 楚武利, 刘志伟. 机匣处理对轴流压气机失速恢复性的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 1 – 5.
WU Yan-hui, CHU Wu-li, LIU Zhi-wei. Research on stalling recoverability of an axial-flow compressor with treated casing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 1 – 5.
 - [15] 史磊, 刘波, 张鹏, 等. 商用发动机 10 级高压压气机一维特性优化设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1564 – 1569.
SHI Lei, LIU Bo, ZHANG Peng, et al. One-dimensional characteristic optimization design for ten-stage high pressure compressor in commercial engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1564 – 1569.
 - [16] WU Chun-hua. A general theory of three dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachine in radial, axial and mixed flow types[R]. NACA TN-2604, Cleveland, Ohio: Lewis Flight Propulsion Laboratory, 1952.
 - [17] 赵晓路, 秦立森, 吴仲华. CAS 压气机转子中跨声速三元流动的 S1/S2 流面准三元迭代解[J]. 工程热物理学报, 1988, 9(2): 119 – 124.
ZHAO Xiao-lu, QIN Li-sen, WU Zhong-hua. Iterative computations on S1/S2 stream surfaces in CAS transonic compressor rotor and comparison with L2F measurements[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1988, 9(2): 119 – 124.
 - [18] CREVELING H F, CARMODY R H. Axial flow compressor design computer programs incorporating full radial equilibrium; part I - flow path and radial distribution of energy specified[R]. NASA CR - 54532, Indianapolis, Indiana: Allison Division of General Motors, 1968.
 - [19] LUCAS J G, WOODWARD R P, MACKINNON M J. Acoustic evaluation of a novel swept-rotor fan[J]. AIAA Paper 78 - 1121, New York: AIAA 11th Fluid and Plasma Dynamics Conference, 1978.
 - [20] NEUBERT R J, HOBBS D E, WEINGOLD H D. Application of sweep to improve the efficiency of a transonic fan; part I - design[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 49 – 54.
 - [21] NEUBERT R J, HOBBS D E, WEINGOLD H D. Application of sweep to improve the efficiency of a transonic fan; part II - performance and laser test results[J]. AIAA Paper 91 - 2544, Sacramento, California: 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
 - [22] WENNERSTROM A J. A three-dimensional model for the prediction of shock losses in compressor blade rows[J]. Journal of Turbomachinery, 1984, 106(2): 295 – 299.
 - [23] 赵晓路, 秦立森. 在并行网络上实现叶轮机械内部流动两类流面准三元迭代并行计算[J]. 工程热物理学报, 1989, 19(1): 28 – 33.
ZHAO Xiao-lu, QIN Li-sen. Parallel algorithm of quasi - 3D iterative solution on S1/S2 stream surfaces at a network of workstation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1989, 19(1): 28 – 33.
 - [24] DENTON J D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 114(1): 18 – 25.
 - [25] DENTON J D, DEWES W N. Computational fluid dynamics for turbomachinery design[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 1998, 213(2): 107 – 124.
 - [26] JAMESON A, SCHMIDT W, TURKEL E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA Paper 81 - 1259, Palo Alto, California: AIAA 14th Fluid and Plasma Dynamic Conference, 1981.
 - [27] 赵晓路, 秦立森, 吴仲华. CAS 压气机转子跨声速流场 S1/S2 流面全三元迭代解[J]. 工程热物理学报, 1989, 10(2): 140 – 145.
ZHAO Xiao-lu, QIN Li-sen, WU Zhong-hua. A full 3D iterative solution on S1/S2 stream surfaces in CAS transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1989, 10(2): 140 – 145.
 - [28] 袁新, 林智荣, 赖宇阳, 等. 透平叶片的气动优化设计系统[J]. 热力透平, 2004, 33(1): 8 – 13.
YUAN Xin, LIN Zhi-rong, LAI Yu-yang, et al. Aerodynamic optimization system for turbine blade design[J]. Thermal Turbine, 2004, 33(1): 8 – 13.
 - [29] 刘前智, 周新海. 单级跨音速压气机三维非定常粘性流动计算[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 12 – 16.
LIU Qian-zhi, ZHOU Xin-hai. Computation of 3D unsteady viscous flow in transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 12 – 16.
 - [30] 陈乃兴, 黄伟光, 周倩. 跨音速单转子压气机三维湍流流场的数值计算[J]. 航空动力学报, 1995, 10(2): 2 – 5, 90.
CHEN Nai-xing, HUANG Wei-guang, ZHOU Qian. Numerical computation of 3D turbulent flow in a transonic single rotor com-

- pressor[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(2): 2-5, 90.
- [31] 梁德旺, 王国庆. 两方程湍流模型的可压缩性修正及其应用[J]. 空气动力学报, 2000, 18(1): 98-104.
- LIANG De-wang, WANG Guo-qing. Modification of two-equation turbulence models with compressibility and its application[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(1): 98-104.
- [32] NING Fang-fei. MAP: a CFD package for turbomachinery flow simulation and aerodynamic design optimization[R]. ASME GT2014-26515, Düsseldorf, Germany: Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, 2014.
- [33] CHIMA R V. SWIFT code assessment for two similar transonic compressors[R]. AIAA 2009-1058, Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, 2009.
- [34] HAH C. Large eddy simulation of transonic flow field in NASA rotor 37[R]. NASA/TM-2009-215627, Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, 2009.
- [35] LACOR C, ZHU Z, HIRSCH C. A new family of limiters within the multigrid/multiblock Navier-Stokes code[R]. AIAA-93-5023, Germany: AIAA/DGLR 5th International Aerospace Plans and Hypersonics Technologies Conference, 1993.
- [36] DAVID J. Progress and potential in agile engineering for turbomachinery[R]. ASME 2001 Fluids Engineering Division Summer Meeting, New Orleans, Louisiana, 2001, Honolulu, Hawaii, 2002.
- [37] MOROZ L, GOVORUSHCHENKO Y, PAGUR P, et al. Integrated environment for gas turbine preliminary design[J]. Proceedings of 10th International Gas Turbine Congress-IGTC, 2011, 7(1): 1-7.
- [38] NOVAK D, LOETZGERICH M, BOESE M. Aerodynamic design and testing of an axial flow compressor for the GT24/26 gas turbines[R]. GT2013-95067, San Antonio, Texas: ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, 2013.
- [39] STEVEN R W, Robert A D. Redesign of a 12-stage axial-flow compressor using multistage CFD[R]. GT-0351, New Orleans, Louisiana: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air, 2001.
- [40] 刘太秋, 郭捷. QC185 燃气轮机低压压气机设计[J]. 航空发动机, 2007, 33(1): 16-17, 33.
- LIU Tai-qiu, GUO Jie. Low pressure compressor design for QC185 gas turbine[J]. Aeroengine, 2007, 33(1): 16-17, 33.
- [41] 任兰学. 船舶大功率轴流压气机气动设计研究[D]. 哈尔滨, 哈尔滨船舶锅炉轮机研究所, 2018.
- REN Lan-xue. Aerodynamic design of marine high-power axial-compressor[D]. Harbin: Harbin Marine Boiler & Turbine Research Institute, 2018.
- [42] 中国船舶重工集团公司第七〇三研究所. 一种高性能舰船燃气压气机气动设计方法[P]. 中国: 110929357, 2020-03-27.
- No. 703 Research Institute of China Shipbuilding Industry Corporation. A method for aerodynamic design of a high performance ship gas turbine compressor[P]. China: 110929357, 2020-03-27.
- [43] WISLER D C. Loss reduction in axial-flow compressor through low-speed model testing[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 354-363.
- [44] 于成海. 低速相似模化原理在高负荷轴流压气机设计中的应用[D]. 北京, 中国科学院工程热物理研究所, 2016.
- YU Cheng-hai. Application of the low-speed similitude modeling principle in highly loaded axial compressor design[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2016.
- [45] 蒋浩康, 李雨春, 张洪, 等. 研究转子内流动的大尺寸轴流压气机实验装置和动态测量技术[J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 1-8.
- JIANG Hao-kang, LI Yu-chun, ZHANG Hong, et al. A large-scale axial flow compressor facility and dynamic measurement techniques for rotor flow study[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(1): 1-8.
- [46] 王志强. 高压压气机低速模拟方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- WANG Zhi-qiang. Research on the method of low-speed model testing for high pressure compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

(丛敏编辑)