

# 航空发动机对转涡轮气动设计技术研究进展

周琨<sup>1</sup>, 邹正平<sup>1</sup>, 刘火星<sup>1</sup>, 王雷<sup>2</sup>

1. 北京航空航天大学航空发动机气动热力学重点实验室, 北京 100191
2. 中航工业沈阳发动机设计研究所涡轮室, 沈阳 110015

**摘要** 随着航空工业的发展,民用或者军用飞行器都对航空发动机要求越来越高,对转涡轮由于其气动布局上的优势能成为未来航空发动机的关键技术之一。本文通过对国内外文献的调研,结合课题组多年研究工作,分析了对转涡轮内部的特征,并从对转涡轮速度三角形参数分析和气动设计准则、内部复杂流动机制、激波组织技术和收扩叶型造型方法等方面对其研究进展进行了论述;在此基础上考虑加工工艺、结构强度、传热冷却等多学科耦合因素,探讨了转涡轮技术在工程应用中面临的挑战及可能的解决方向,展望了转涡轮技术的发展趋势。

**关键词** 对转涡轮;速度三角形;流动机制;激波;气动设计;收扩叶型

**中图分类号** V231.3

**文献标识码** A

**doi** 10.3981/j.issn.1000-7857.2012.15.010

## Aerodynamic Design of Counter-rotating Turbine for Aero-engine

ZHOU Kun<sup>1</sup>, ZOU Zhengping<sup>1</sup>, LIU Huoxing<sup>1</sup>, WANG Lei<sup>2</sup>

1. National Key Laboratory on Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China
2. Turbine Division, AVIC Shenyang Aero-Engine Design & Research Institute, Shenyang 110015, China

**Abstract** With the development of aviation industry, more and more requirements are submitted during the design of civil and military aero-engines, such as higher thrust-weight ratio, lower fuel consumption, more affordability, etc. The counter-rotating turbine technology provides a powerful solution for the problems. The relevant literatures are reviewed from the aspects of velocity triangle parametric analyses, aerodynamic design criteria, internal flow mechanisms, shockwave control methods, and design techniques of convergent-divergent airfoils, respectively. By combining literature review with the research carried out in many years by authors, the characteristics of counter-rotating turbine are analyzed. However some challenges are also encountered when the counter-rotation turbine technology is applied to the aero-engines. These challenges in terms of processing technology, structural strength, heat transfer/cooling as well as their possible solutions are considered. Finally, the development trends of the technology are predicted.

**Keywords** counter-rotating turbine; velocity triangle; flow mechanism; shockwave; aerodynamic design; convergent-divergent airfoil

### 0 引言

随着技术的进步,飞行器对航空发动机提出了越来越高的要求,如更高推重比、更低耗油率、更高可靠性、更好的维护性、更长寿命、更低全寿命周期费用、适用更宽广的工作范围等。以军用发动机为例,1988年美国军方开始实施的IHPTET计划(综合高性能涡轮发动机计划)目标即2003年

美国军用航空发动机推重比较基准机提高1倍<sup>[1]</sup>,随后2003年后实施的IHPTET计划后续计划——VAATE计划(先进可承受通用涡轮发动机计划),目标是2017年推重比约达20,经济可承受能力提高10倍<sup>[2]</sup>。要求提高发动机的推比必然要求其涡轮部件高效高负荷、轻重量,而对转涡轮技术正好具有这些优势。因此,在IHPTET计划和VAATE计划中,高性能

收稿日期:2012-04-23;修回日期:2012-05-15

基金项目:高等学校博士学科点专项科研基金项目(20101102110011)

作者简介:周琨,博士研究生,研究方向为涡轮内部复杂流动及气动设计技术研究,电子邮箱:32040102.student@sina.com;邹正平(通信作者,中国科协所属全国学会个人会员登记号:E289400002M),教授,研究方向为叶轮机气动热力学,电子邮箱:zouzhenping@buaa.edu.cn

对转涡轮的研究贯穿始终。在这些计划的推动下,美国 P&W 公司成功研制出的第 4 代发动机 F119 发动机采用了 1+1 对转涡轮气动布局,该发动机被用到目前代表世界最先进水平的 F22 军用战斗机上<sup>[9]</sup>,其当年的竞争发动机 YF120 更是采用了激进的 1+1/2 对转涡轮技术<sup>[4-7]</sup>;即将服役的 F35 战斗机所使用的的发动机 F135 则是 P&W 公司在 F119 基础上发展而来的,同样采用了 1 级高压涡轮和 2 级低压涡轮的对转涡轮气动布局<sup>[8]</sup>,在 F35 战斗机的后备发动机 F136 的研制中,GE 和 罗尔斯-罗伊斯公司则采用了 1 级高压涡轮和 3 级低压涡轮的对转涡轮气动布局,并且取消了低压涡轮第一排导叶。此外,在美国制定的 RTA 计划 (Revolutionary Turbine Accelerator) 中,无导叶对转涡轮也是其中最为关键的技术之一<sup>[9-10]</sup>。对于民用航空发动机,绿色环保和经济性则是最为关注的性能指标,欧美国家实施的多项发动机技术研究计划也清晰地表明这一点<sup>[11]</sup>。这些需求必然会对涡轮部件的气动性能及气动设计水平提出更高要求,对转涡轮布局同样是一个理想的选择。如美国的 E3 计划和 VAATE 计划都给出了将对转涡轮技术应用到民用大涵道比涡扇发动机中的具体方案<sup>[11-12]</sup>,在型号中,对转涡轮技术也得到成熟应用,如美国 GE 公司在 GE90 的改型 GE90-115B 和新型号的大涵道比涡扇发动机 GENx 应用了对转涡轮方案,即 2 级高压涡轮和 7 级低压涡轮对转的方案,使涡轮叶片数目与 GE90 相比减少了 15%—30%,制造成本和维护成本大大降低<sup>[13]</sup>;罗尔斯-罗伊斯公司研制的三转子民用发动机 Trent-1000 和 Trent-XWB,涡轮部件采用了中压涡轮与高低压涡轮对转的对转涡轮气动布局;P&W 公司最新研制的 PW8000 和 PW1000G 发动机上也分别应用了对转涡轮技术<sup>[14]</sup>。国内中航工业航空动力机械研究所、中航工业燃气涡轮研究院和中航工业沈阳发动机设计研究所等近年来也开展了对转涡轮的设计技术在预研、型号中的应用探索,但出于保密原因尚未见公开报道。

国内外研究趋势表明,无论是民用航空发动机还是军用战斗机,先进的对转涡轮技术已成为最为关键技术之一。虽然对转涡轮在不同领域的发动机所发挥的作用不尽相同,在民用大涵道比涡扇发动机中,对转涡轮目的是提高涡轮部件的总体性能,减少叶片等零件的数目以提高可靠性和维护性,并在一定程度上减轻涡轮部件重量,减轻高低压涡轮间的大扩张角过渡段的设计难度;而在军用小涵道比涡扇或涡

喷发动机中,对转涡轮的目的主要是大幅提高涡轮的气动负荷,以减少涡轮级数或减小径向尺寸,较大程度地减轻涡轮部件重量以达到发动机的高推比要求。

本文将围绕国内外对转涡轮气动设计技术的发展现状进行综述,首先介绍对转涡轮的特征及其分类;随后从多个方面介绍对转涡轮的气动设计技术进展,针对对转涡轮设计中最为重要的速度三角形进行参数分析以及与对转涡轮气动性能的关系,给出气动设计准则;由于对转涡轮速度三角形参数异于常规涡轮,导致其流动机制不尽相同,随后对其内部流动机制进行细致介绍;针对对转涡轮中最重要的流动特征——复杂的激波系和膨胀波系进行分析,探讨波系组织技术,为对转涡轮的气动设计应用提供依据;鉴于收扩叶型能有效减少激波损失,探讨了适用于对转涡轮内部强激波的收扩叶型等造型技术;最后,对对转涡轮气动设计技术面临的挑战进行了分析。

## 1 对转涡轮技术研究现状

### 1.1 对转涡轮的特征和分类

对转涡轮是指在双转子或多转子发动机中,相邻两级涡轮转子旋转方向相反,并且下游涡轮充分利用上游转子出口气流产生的预旋做功的涡轮布局。对转涡轮具备以下特征。

(1) 气动方面:充分利用上游转子产生的预旋,以减少下游级导叶弯角,从而减少下游涡轮导向器叶片数,甚至取消下游导向器<sup>[5]</sup>;导向器叶片数减少或取消,可提高涡轮效率。

(2) 冷却方面:导向器叶片数的减少或取消可以减少导向器的冷气需求;但同时,转子反力度的增大,导向器膨胀加速作用的减弱,却增加了转子冷气量的需求。

(3) 结构方面:导向器叶片数的减少或取消使得轴向长度缩短,结构更紧凑,减轻了结构重量。

(4) 转子动力学方面:对转转子减小或抵消单向旋转转子作用于飞机上的陀螺力矩,提高飞机机动性和可操纵性。

对转涡轮按气动特征总结为以下 4 种<sup>[16]</sup>,如图 1 所示。

(1) 1+1 型:高压涡轮转子内的流动与常规涡轮相似,反力度与常规涡轮相当,为下游提供的预旋不足常规的一级低压涡轮功的需要,如常见的 1+1、M+N 对转涡轮。

(2) 1+1/2 型:高压涡轮转子内的流动与常规涡轮有较大区别,反力度远大于常规涡轮但一般小于 1.5,为下游提供的

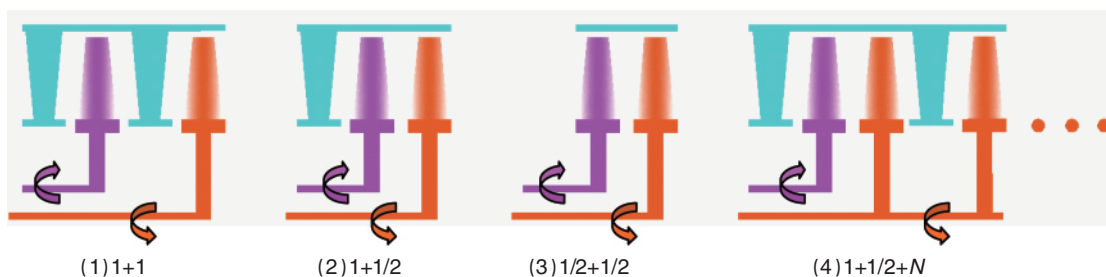


图 1 具有实用价值的对转涡轮分类

Fig. 1 Classification for counter-rotating turbines

预旋满足常规一级低压涡轮功的需要,且高压涡轮转子需要来流预旋才能满足做功的需要。

(3) 1/2+1/2 型:高压涡轮反力度大于 1.5 时,高压涡轮导叶可能取消,即高压涡轮转子不需来流预旋即能满足本身做功需要,且其为下游提供足够预旋以满足低压涡轮功需要。

(4) 1+1/2+N 型:在 1+1/2 型之后加上若干级低压涡轮的布局方案,如 1+3/2、1+5/2 对转涡轮等。该型对转涡轮的特点主要取决于低压涡轮第一级转子功:若该功远小于常规一级涡轮,其流动特点和设计思路类似于 1+1 型;若该功与常规一级涡轮相当,其流动特点和设计思路类似于 1+1/2 型。

## 1.2 对转涡轮气动设计技术

### 1.2.1 速度三角形分析和设计准则探讨

在涡轮的气动设计中,速度三角形分析是最主要的方法,其包括两个层次:第一,选择若干速度三角形关键参数和涡轮的气动性能参数,利用模型分析、数值模拟或实验测试的手段,研究关键参数的取值对于涡轮气动性能参数的影响关系(即速度三角形正问题);第二,在大量的速度三角形正问题研究的基础上,根据涡轮气动设计的具体要求,给出速度三角形关键参数的选取方法或合理的取值范围,进而探讨和发展相应的气动设计准则(即速度三角形反问题)。正问题更多的涉及到基础理论层次,而反问题更多的涉及到设计应用层次,对气动设计具有直接的指导作用。故由于保密原因,国外公开发表的对转涡轮相关文献都是以正问题为主。

在早期的正问题研究中,自变量的选取方法与常规涡轮相同,而因变量则选取常用的气动性能参数。如国外最早开始对转涡轮研究的美国的 Wintucky 和 Stewart<sup>[17]</sup>,于 1958 年发表的文献中对 1+1/2 对转涡轮进行了研究,以高压涡轮导叶出口气流预旋、高压涡轮速功比、低压涡轮速功比、低压涡轮出口气流预旋及高低压涡轮转速比为自变量分析效率、出功比和重量的变化规律。结果表明,1+1/2 对转涡轮总效率比常规 2 级涡轮高出 2%—4%;转速比对总效率的影响不明显,但是对最高效率下的出功比有很大影响(当转速比为 0.5, 1.0 和 2.0 时,效率极值对应的出功比分别在 0.8, 1.5 和 4.0 左右)。1985 年,美国 MIT 的 Louis、Mosca 等<sup>[18-19]</sup>进行了 1+1/2 和 1/2+1/2 对转涡轮研究,选取级载荷系数等为自变量,相同转速下设计工况和非设计工况的效率、噪声为因变量。其研究表明,在相同的级载荷系数下,对转涡轮的效率高于传统涡轮,或在相同效率下,对转涡轮的级载荷系数大大高于传统涡轮,而无导叶的对转涡轮更为突出<sup>[18]</sup>;由于相邻转子相互干涉问题,在叶片数目相近和转速相同条件时,对转涡轮比常规涡轮产生更大噪音<sup>[19]</sup>。可见,高效率和高载荷系数是对转涡轮的特点。由于对高效率的追求,1993 年, NASA 刘易斯研究中心的 Huber<sup>[20]</sup>研究了液体火箭发动机用对转涡轮,选取效率为因变量并通过简单的一维设计选取自变量,对某小型火箭发动机的两级对转涡轮进行实验测试,结果表明在无二级涡轮导向叶片情况下,效率提高了 2%;2003 年 Pascal 等<sup>[21]</sup>

进行的类似实验研究中,效率提高了 3%;俄罗斯的 Lior 等<sup>[22]</sup>利用斜流燃烧室技术提供一定的气流预旋,取消了高压导叶得到 1/2+1/2 对转涡轮方案,在相同来流条件和涡轮膨胀比情况下,效率提高 3%—5%,并且随着进口切向速度的提高,效率还可进一步提高。针对高的级载荷系数的特点,日本国家航空研究室 Yamamoto<sup>[23]</sup>1992 年开始了有导向器的低速高载荷对转涡轮研究,建立了对转涡轮试验台。其对转转子转速为 1500r/min,2 对转转子和可旋转的进口导叶叶片数均为 16,气流轴向进口马赫数 0.05,转子几何转折角 160°。在掌握速度三角形参数对于气动性能影响规律基础上,为解决对转涡轮技术工程应用问题,将性能参数选在其他学科领域,如 2000 年, Haldeman 与 P&W 公司合作对某 1+1/2 对转涡轮进行的实验和数值模拟中,选取非正常应力为因变量。结果表明,低压涡轮表面承受较大幅度的非正常应力,同时实验和数值模拟结果吻合较好,只在转子尾缘处略有差异<sup>[24]</sup>。

目前,国外关于速度三角形反问题的研究进展,虽然未见公开发表的文献,但从设计应用情况可以间接说明。如 2000 年, Keith 等<sup>[25]</sup>对某 1+3/2 对转涡轮进行了数值模拟和实验研究,结果表明,该涡轮可以在较宽广的工作范围内满足设计要求,可以看出国外的研究已进展到设计应用层次。从正问题研究到气动设计应用须完成以下关键步骤:(1) 正问题自变量的合理选择;(2) 正问题经验到反问题中的正确转换;(3) 气动设计准则的建立。在这些关键点方面国外文献未见到公开报道,相比之下国内有不少工作公开发表。

关于正问题研究,国内中国科学院葛满初等<sup>[26]</sup>较早开展对转涡轮技术研究,在其 1988 年发表的文献中,选取气流轴向速度和马赫数等为自变量,并通过提取叶型特征参数和自动调整叶片通道尺寸、叶型角度实现。通过 3 个对转涡轮和 7 个传统涡轮方案杂交型问题的计算和比较,得出 3 级以上的对转涡轮要比传统涡轮效率至少高出 6%。2003 年,北京航空航天大学方祥军<sup>[27]</sup>对 1/2+1/2 型对转涡轮进行了研究并做出了基于正问题设计,研究发现超跨音高载荷对转涡轮在获得诸多综合收益后,设计自由度减少,高压转子马赫数大幅提高,转折角加大。同时,该课题组还建立了高速对转涡轮试验台。西北工业大学闫晓娜和刘艳华<sup>[28-30]</sup>也对 1+1、1+1/2 对转涡轮进行了研究,以及基于正问题设计方法探讨和简单 1+1 和 1+1/2 对转涡轮设计。2006 年,北京航空航天大学程洪贵<sup>[31]</sup>对于对转涡轮内部流动进行了研究,结果表明 1+1 对转涡轮和 1+1/2 对转涡轮内部流动特点和气动设计技术特征差异明显;合理使用对转涡轮技术可以大幅提高涡轮的负荷和效率,最终达到减轻发动机重量和降低耗油率的目的。中国科学院工程热物理研究所徐建中和季路成等<sup>[32-35]</sup>对转涡轮方面进行了大量且较为系统的正问题研究,基本解决了自变量选择问题。研究选取了高压转子出口相对气流角、相对马赫数、负荷系数和轴向速度比为自变量,选取效率和出功比为因变量。研究发现,1+1/2 对转涡轮总效率更多程度上取决于第一级,

而一般第二级效率较高<sup>[32]</sup>;1+1/2对转涡轮设计中,最为关键的技术和难点是如何得到合理的出功比、如何提高高压涡轮负荷水平<sup>[33]</sup>;1+1/2对转涡轮出功比随高压转子出口相对气流角、相对马赫数、负荷系数及速度比增加而降低,随无量纲焓降增加而增加;在满足常规热力循环条件下,增加高压转叶出口气流角和马赫数是实现1+1/2对转涡轮的两条可行技术途径;1+1/2对转涡轮轴向速度比远高于常规涡轮,无论是采用子午通道急速扩张(方案1)还是采用叶片通道扩张(方案2)的方式,1+1/2对转涡轮高压动叶轴向速度比均超过2.0<sup>[34]</sup>(图2),而在常规涡轮中该值的范围为1.18—1.33。季路成等<sup>[35]</sup>利用数值模拟探讨了1+1/2对转涡轮中轴向间距和激波/叶排干扰影响,发现一定范围内缩短轴向间距可提高整个1+1/2对转涡轮效率,而在调整轴向间距的关键因素主要是高压动叶喉道宽度,间距太小会使排间间隙内流动不稳定,更会加剧激波/叶排干扰引起的高周疲劳趋向。中航工业沈阳发动机设计研究所陈云、王雷等<sup>[36]</sup>以某1+2对转涡轮为基准,在保持总体性能参数不变的前提下进行了1+3/2对转涡轮初步方案设计,结果表明,1+3/2对转涡轮设计中必须以合适的高压涡轮为基础;其低压涡轮特性与常规涡轮基本一致,第1级低压涡轮转子叶片在各工作状态下效率水平均较高。

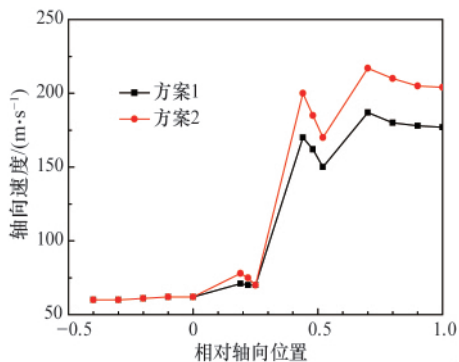


图2 低压无导叶对转涡轮轴向速度分布  
Fig. 2 Axial velocity distribution of vaneless counter-rotating turbine

在反问题方面,20世纪90年代,中国科学院工程热物理研究所蔡睿贤<sup>[37-39]</sup>进行了正问题和初步的反问题研究,得出一些对转涡轮相关的设计准则。选取载荷系数为自变量,功率为因变量,并且通过定义叶片的类型,将对转涡轮分成了16种形式,在得到各种形式的对转涡轮的功率特性基础上,定性选择不同场合下适用的对转涡轮形式。1989年,提出以单位叶片排平均负荷能力评价不同基元级的负荷特性<sup>[37]</sup>;1992年,进行了3转子对转涡轮基元级的详细分析,并针对涡轮发动机的具体要求,定义并分析了16种可能典型级的适用性<sup>[38]</sup>;2001年,从发动机高、低压压气机(含风扇)负荷分配及转速匹配方面对对转涡轮设计做了进一步思考,指出对转涡轮适用的发动机类型及设计中叶栅选择需要注意的问题<sup>[39]</sup>。该方法虽然存在解空间不完备问题,但作为国内对于反

问题的最早研究具有很大意义。北京航空航天大学邹正平、刘火星等<sup>[40-42]</sup>也进行了大量研究工作;2008年,完成了1+1对转涡轮基元级速度三角形正问题分析,同时进行反问题研究得到气动设计准则,并根据总体要求完成了某1+1对转涡轮的气动设计。通过对设计状态和非设计状态进行数值模拟,对涡轮设计点进行详细的分析,并给出了设计状态和非设计状态性能的对比结果。通流计算和数值模拟结果都表明,涡轮在设计点能够满足设计要求,在非设计点能够保持较高的效率<sup>[40]</sup>;2009年,采用分析方法研究了1+1/2对转涡轮基元速度三角形参数的优化选取方法,并给出了高压涡轮导叶、动叶出口气流角等变化对效率影响的详细变化关系,并通过对设计的1+1/2对转涡轮的数值模拟,验证了设计方法,结果表明采用理论分析方法选取对转涡轮速度三角形的方法是可行的<sup>[41]</sup>;2010年,给出了一种根据涡轮部件气动参数要求并简单考虑强度要求的快速选定的对转涡轮形式和速度三角形参数方法,之后在1+1/2、1+1、1+3/2、2+2 4个对转涡轮设计实例中进行验证并取得较好结果,同时,针对某高推比变循环发动机设计要求,进行了正、反问题综合研究,初步获得相应的设计准则<sup>[42]</sup>;基于上述研究,进行了1+1/2对转涡轮气动方案设计,并与中航工业燃气涡轮研究院合作,在其涡轮性能试验台成功进行了全尺寸性能试验。

本文根据国内相关文献资料,并结合本课题组研究工作,给出了1+1和1+1/2两种较为典型的对转涡轮的速度三角形正问题分析方法,以及反问题相关的气动设计准则。由于1/2+1/2、1+3/2的分析方法与之类似,故不再重复给出。

### (1) 1+1对转涡轮

某典型的1+1对转涡轮示意图和速度三角形如图3所示,其中 $S_1$ 、 $S_2$ 为第一、二级导叶, $R_1$ 、 $R_2$ 为第一、二级动叶, $V$ 为绝对速度, $W$ 为相对速度,下标 $x$ 、 $u$ 分别表示轴向分量和切向分量。确定两级涡轮的速度三角形独立参数有9个<sup>[43]</sup>:高压级导叶出口绝对气流角 $\alpha_1$ ,高压级动叶出口绝对气流角 $\alpha_2$ ,流量系数 $\phi_a=V_{x2}/U_a$ ,高压级轴向速度比 $K_a=V_{x1}/V_{x2}$ ,高低压级转速比 $U_1=U_1/U_2$ ,高低压级轴向速度比 $K_{ax}=V_{x2}/V_{x3}$ ,低压级轴向速度比 $K_b=V_{x3}/V_{x4}$ ,低压级导叶出口绝对气流角 $\alpha_3$ ,低压级动叶出口相对气流角 $\beta_4$ 。考虑到1+1对转涡轮的特点,如保证低压涡轮效率与常规涡轮相同,从而去掉一个独立参数 $\alpha_3$ 。将其余8个独立参数带入涡轮效率公式(1)中,得到高、低压涡轮效率表达式(2)一式(3);带入轮缘功关系中得到高、低压涡轮出功比表达式(4)。

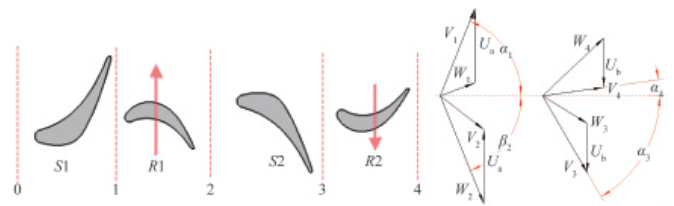


图3 1+1对转涡轮基元级叶型和速度三角形示意  
Fig. 3 Velocity triangle for 1+1 counter-rotating turbine

$$\eta = \frac{Lu}{Lu+Lr} = \frac{U \cdot \Delta V_u}{U \cdot \Delta V_u + \left\{ \left[ \frac{1}{\varphi_s^2} - 1 \right] V^2 / 2 + \left[ \frac{1}{\varphi_r^2} - 1 \right] W^2 / 2 \right\}} \quad (1)$$

$$\eta_a = \frac{2H_{ta}}{2H_{ta} + \left\{ \left[ \frac{1}{\varphi_s^2} - 1 \right] K_a^2 \phi_a^2 / \sin^2 \alpha_1 + \left[ \frac{1}{\varphi_r^2} - 1 \right] \left\{ 1 + \left[ \frac{1}{\phi_a} \right]^2 \tan^2 \alpha_2 \right\} \phi_a^2 \right\}} \quad (2)$$

$$\eta_b = \frac{2H_{tb}}{2H_{tb} + \phi_a^2 U_r^2 \left\{ \left[ \frac{1}{\varphi_s^2} - 1 \right] / \left( K_{ab}^2 \sin^2 \alpha_3 \right) + \left( \frac{1}{\varphi_r^2} - 1 \right) \left[ 1 + \left( \frac{1}{\tan^2 \beta_4} \right) \right] / \left( K_{ab}^2 K_b^2 \right) \right\}} \quad (3)$$

$$SWR = \frac{\Delta h_a^*}{\Delta h_b^*} = \frac{U_r^2 H_{ta}}{H_{tb}}$$

$$H_{ta} = \frac{U_a \cdot \Delta V_{ua}}{U_a^2} = \phi_a \left( \frac{K_a}{\tan \alpha_1} + \frac{1}{\tan \alpha_2} \right) \quad (4)$$

$$H_{tb} = \frac{U_b \cdot \Delta V_{ub}}{U_b^2} = \phi_a U_r \left( \frac{1}{K_{ab} \tan \alpha_3} + \frac{1}{K_{ab} K_b \tan \beta_4} \right) - 1$$

其中,  $\eta$  为效率;  $\eta_a$ 、 $\eta_b$  分别为高、低压涡轮效率;  $\varphi_s$ 、 $\varphi_r$  分别为导叶和动叶速度系数, 可通过实验数据或经验公式与叶片进出口气流角关联;  $H_{ta}$ 、 $H_{tb}$  分别为高、低压涡轮的载荷系数;  $SWR$  为高、低压涡轮做功量之比。

根据式(2)~式(4), 分析各参数对高、低压涡轮的效率和出功比影响规律, 如图4~图7所示。可以看出, 随着  $\phi_a$  增加, 高、低压涡轮效率均表现为先增大后减小, 即存在最佳流量系数, 与常规涡轮内规律相同; 随着  $\alpha_2$  减小, 低压涡轮效率明显增加, 是由于低压导叶气流转角减小使流动损失减少, 同时出功比明显增加, 是由于高压涡轮扭速增加使其轮缘功

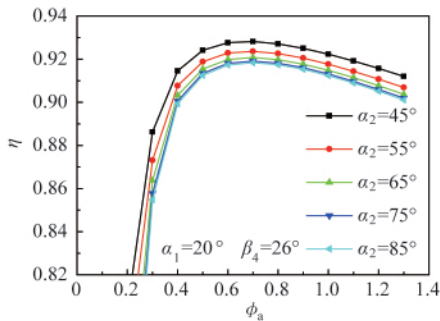


图4 低压效率与高压出气角、流量系数的关系  
Fig. 4 Relationship among LPT efficiency, flow angle at HPT exit, and flow coefficient

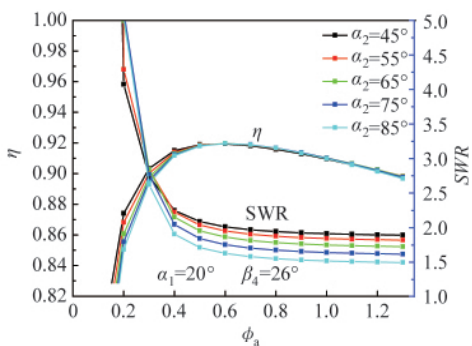


图5 总效率、出功比与高压出口角、流量系数的关系  
Fig. 5 Relationship among total efficiency, specific work ratio, flow angle at HPT exit, and flow coefficient

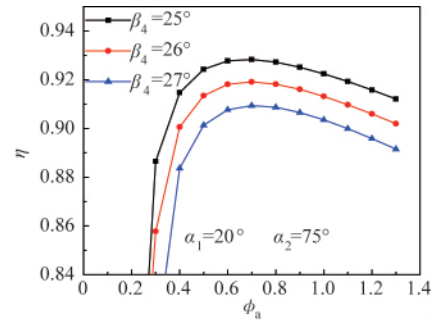


图6 低压效率与低压相对出气角和流量系数的关系  
Fig. 6 Relationship among LPT efficiency, relative flow angle at LPT exit, and flow coefficient

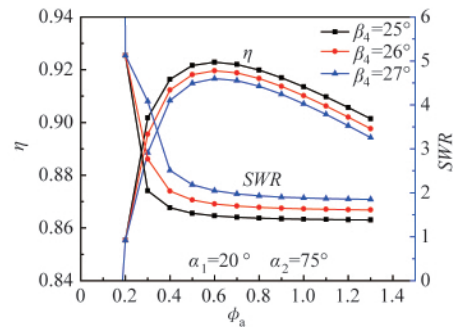


图7 总效率、出功比与低压相对出气角和流量系数的关系  
Fig. 7 Relationship among total efficiency, specific work ratio, relative flow angle at LPT exit, and flow coefficient

增加, 而低压轮缘功基本不变; 随着  $\beta_4$  减小, 低压涡轮效率明显增加, 是由于低压转子内的加速性更好, 损失减少, 同时出功比明显减小, 这主要是由于低压涡轮扭速增加使得其轮缘功增加, 而高压轮缘功基本不变。可见, 1+1 对转涡轮中,  $\alpha_2$  和  $\beta_4$  选取需兼顾出功比、效率等因素, 其他参数选取原则可参考常规涡轮。

根据上述规律可以确定 1+1 对转涡轮的速度三角形, 特点是高、低压涡轮的载荷系数、流量系数、反力度和轴向速比均与常规涡轮处在同一水平; 与常规涡轮的主要区别在低压导叶上, 低压导叶气流转折角大幅减小 (约为原来的 2/3), 通常从近 100° 减小到 30°—40°, 这带来两个好处, (1) 减轻发动机重量, 有研究表明低压涡轮导叶数目可减少近 1/3; (2) 若效率不变, 低压负荷提高; 若负荷不变, 则低压效率提高。因此, 在相同基本参数和流道尺寸下, 1+1 对转涡轮效率高于常规涡轮。同时, 1+1 对转涡轮设计没有特别的技术难度, 因此可将常规涡轮设计体系应用于 1+1 对转涡轮设计, 不需对气

动问题进行过多特殊考虑,继承性较好。

(2) 1+1/2 对转涡轮

1+1/2 对转涡轮的速度三角形正问题分析思路与上述 1+1 对转涡轮相似,而二者的不同点是,1+1/2 对转涡轮由于取消了低压导叶,因此速度三角形独立变量只有 7 个<sup>[20]</sup>(见图 8):高压级导叶出口绝对气流角  $\alpha_1$ ,高压级动叶出口相对气流角  $\beta_2$ ,流量系数  $\phi_a=V_{x2}/U_a$ ,高压级轴向速度比  $K_a=V_{x2}/V_{x1}$ ,高低压级转速比  $U_l=U_l/U_b$ ,低压级轴向速度比  $K_b=V_{x4}/V_{x3}$ ,低压级动叶出口绝对气流角  $\alpha_4$ 。按照相同的方法,可以用该 7 个独立的速度三角形参数表示高、低压涡轮的效率和出功比(1+1/2 看作 1+1 的特例,式(2)一式(4)中带入  $\alpha_3=\alpha_2, K_b=1, \varphi_2=0$  即可),并分析其影响规律如图 9—12。可以看出,随着  $K_a$  增加,出功比减小而总效率降低,因此高压轴向速比选择需兼顾二者;对于选定的  $K_a$ ,存在最佳  $\phi_a$  使效率为极大值点,从而可选定流量系数;随着  $\alpha_1$  增大,总效率极大值点向高压流量系数减小一侧移动,因此在  $\phi_a$  选定后,存在最佳  $\alpha_1$ ;  $K_b$  可在  $\phi_a, \alpha_1$  选定后确定,并与  $K_a$  变化趋势相反;对于一定的高压  $\phi_a$ ,随着  $\beta_2$  增大,高压效率增大。

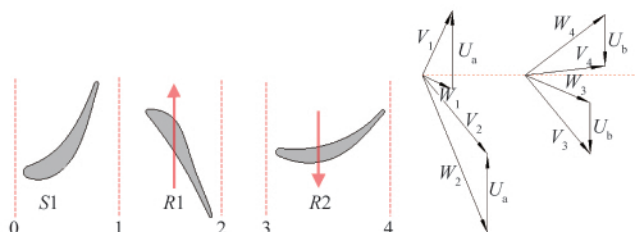


图 8 1+1/2 对转涡轮基元级叶型及速度三角形示意  
Fig. 8 Velocity triangle of 1+1/2 counter-rotating turbine

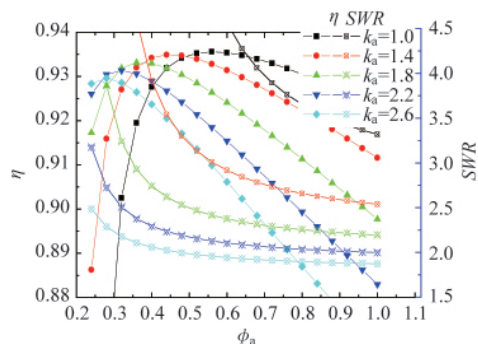


图 9 出功比、总效率与高压流量系数、轴向速比的关系  
Fig. 9 Relationship among specific work ratio, total efficiency, HPT flow coefficient, and axial velocity ratio

根据上述规律可以确定 1+1/2 对转涡轮的速度三角形,特点是:低压涡轮的速度三角形与常规涡轮相同,而高压涡轮转子内膨胀加加速度大于常规涡轮,高压转子的相对出口马赫数较高(1.4—1.7),而相对出口气流角较小( $<20^\circ$ )。高压涡轮与常规涡轮相比载荷系数较大、流量系数较小(一般 $<0.4$ )、

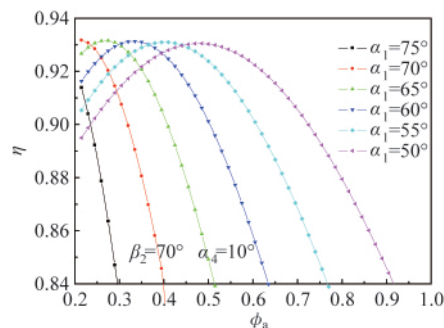


图 10 总效率与高压流量系数、静子出气角的关系  
Fig. 10 Relationship among total efficiency, HPT flow coefficient, and flow angle at HPT stator exit

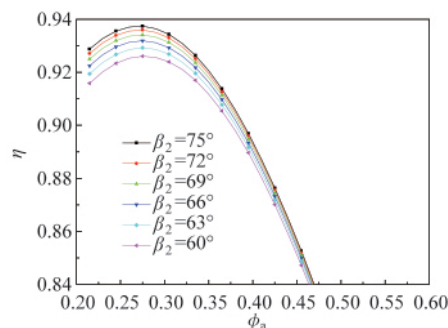


图 11 总效率与高压流量系数、相对出气角的关系  
Fig. 11 Relationship among total efficiency, HPT flow coefficient, and relative flow angle at HPT exit

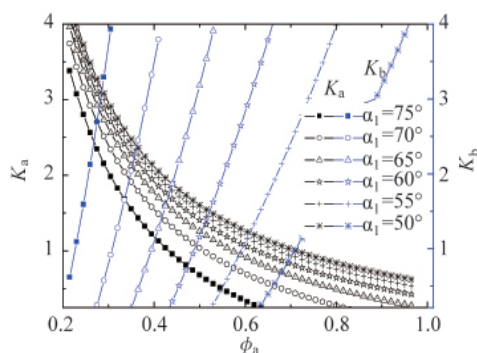


图 12 高、低压轴向速比与高压流量系数、静子出气角的关系  
Fig. 12 Relationship among axial velocity for both HPT and LPT ratio, HPT flow coefficient, flow angle at HPT stator exit

反力度较大(一般 $>1.0, <1.5$ )、轴向速比较大( $>2.0$ ),这将带来以下影响:(1) 一般可以取消低压涡轮导叶,从而消除了低压导叶内的流动损失,提高了低压涡轮的效率,同时缩短了轴向长度,并减轻了导叶和相应的机匣所占重量;(2) 高压涡轮的载荷系数一般会大于常规涡轮,使得高压涡轮的径向尺寸减小,从而减轻重量;(3) 由于高压涡轮的反力度较大,高压涡轮静子内的气流膨胀加加速度和转折角将减小,使高压导叶的稠度有所减小,从而减轻重量。同时,1+1/2 对转涡轮的设计准则与常规涡轮存在很大的不同点——高压涡轮高出

口相对马赫数、较小的相对出口气流角和大反力度。由于过高的马赫数将使涡轮内部的流动表现出与常规涡轮不同特征,国内外均对 1+1/2 对转涡轮内流动机制进行了大量研究。

### 1.2.2 对转涡轮流动机制研究

由于高的转子出口相对马赫数(1.4—1.7),1+1/2 对转涡轮内的流动是激波系和膨胀波系主导的流动,并且由于高、低压转子间的相对运动,呈现出强的非定常性,下面从定常和非定常两个方面进行介绍。

#### (1) 对转涡轮内部定常流动

详细地给出超音叶栅尾缘附近激波结构及其流动机制的是 Denton 和徐力平<sup>[43]</sup>,如图 13 所示。当压力面和吸力面的气流以足够大的马赫数从尾缘流出时,在各自的分离点脱离叶型表面,形成两个向下游汇集的自由剪切层。而在尾缘的下游两个自由剪切层之间是一个低压低速的“三角形”区域,称为尾缘基底区。同时,两个自由剪切层会在各自的分离点形成一系列膨胀波,膨胀加速以达到基底区的压力。有时在一系列膨胀波后会出现一激波(尾缘分离激波),其原因可能是尾缘局部几何形状使尾缘分离点处气流过度膨胀转弯,以至于低于尾缘基底区压力,从而必须通过一激波增压。当两个高速自由剪切层在尾缘基底区末端点汇集时,2 个剪切层都会被迫转弯从而达到共同的流动方向,而超音速气流的这种转弯要通过激波来实现,从而形成了以该汇集点为“振源”的 2 个向下游延伸的燕尾波。同时,2 个自由剪切层内的低能流体从汇集点向下游流动形成低速尾迹区。

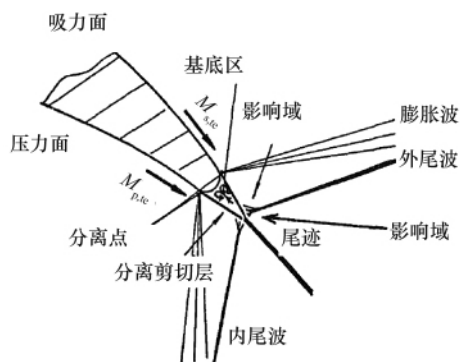


图 13 超音涡轮叶栅尾缘波系结构

Fig. 13 Structure of supersonic trailing edge flow

基于常规涡轮流动环境,国外有大量激波相关的流动机制的理论分析、数值模拟和实验研究,但在对转涡轮环境中(尤其是 1+1/2 对转涡轮中)的相关资料却很少见,相比之下国内有关对转涡轮流动机制的研究更为丰富。图 14 为王会社等<sup>[44]</sup>给出的 1+1/2 对转涡轮高压动叶波系示意图,可以看出高压动叶吸力面上约 60%轴向弦长附近发出一组压缩波(SSPW),尾缘内伸波(IES)与其相交后,强度有所减弱,但其在吸力面的反射波依然较强,不能忽略,外伸波(OES)伸向下游低压涡轮转子叶片。

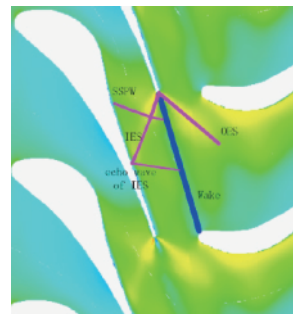


图 14 1+1/2 对转涡轮高压动叶波系示意

Fig. 14 Flowfield of supersonic HPT flow in a 1+1/2 counter-rotating turbine

北京航空航天大学慕蕾等<sup>[45]</sup>采用三维数值模拟方法研究了某小流量 1+1/2 对转涡轮性能,并对 3 排叶片负荷进行了分析,如图 15 所示。结果表明,对转涡轮高压动叶出口马赫数较高,通道内将会产生复杂的波系,而且激波通常贯穿整个通道,这样导致对转涡轮的变工况调节更为复杂,常规的调节方式如调节喷管面积等方法可能比较困难。所以高压涡轮内部复杂波系组织和控制、调节的好坏,将直接影响高压涡轮的性能、做功能力和高效工作范围,而设计一个高性能的高压涡轮动叶是 1+1/2 对转涡轮设计成败的关键之一。周扬与周琨等<sup>[46,42]</sup>对 1+1/2 和 1+3/2 对转涡轮的进一步研究表明,由于无导叶紧凑型对转的高低压转子间强烈的激波非定常作用,在现有掺混面模型下,定常计算无论是高压转子内的激波结构、低压涡轮的负荷分布等流动细节还是高、低压涡轮的总体气动性能都无法精确的预测,因此,有必要在非定常层面对对转涡轮内部流动机制进行研究。

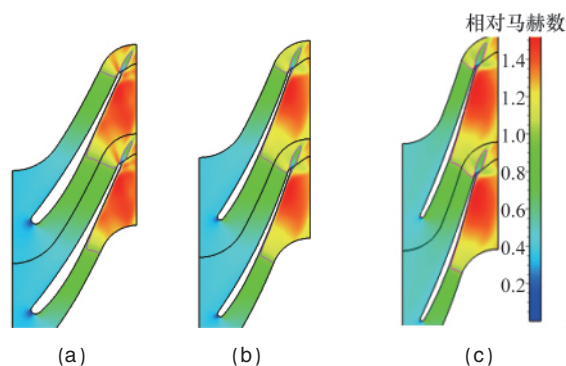


图 15 高压动叶根(a)、叶中(b)和叶尖(c)截面的相对马赫数

Fig. 15 Relative Mach number in blade-to-blade surfaces of a HPT rotor

#### (2) 对转涡轮内部非定常流动

中国科学院工程热物理所徐建中<sup>[44,46-49]</sup>在对转涡轮设计理论和技术方面进行了系列研究,并建立了国内唯一的短周期对转涡轮试验台以及相应的测试手段。在 1+1/2 对转涡轮初步设计中,为降低损失采用收扩形式叶型,发现在高压涡轮动叶出口全叶高均严重超音。利用 Numeca 等软件研究了

对转涡轮流场,并对高压转子由于超音而产生的复杂波系,以及激波、尾迹、泄漏流动等之间的非定常作用进行了详细研究<sup>[46-47]</sup>。王会社等<sup>[44]</sup>对某一 1+1/2 对转涡轮激波及激波/叶片排干扰进行了数值模拟,表明外伸波出于受尾迹影响,在扫过下游动叶流道的过程中,其强度呈现周期性变化,滑过下游动叶前缘后,其强度突然减小,然后又逐渐增加,在将要到达下游叶排下一个叶片吸力面时其强度和影响范围达到最大。在整个过程中,低压动叶吸力面的高速区及其尾迹也呈现周期性变化,如图 16 所示,图中  $t$  为瞬时时间,  $T$  为周期。外伸波强度周期性的变化,是因为尾迹为相对低速流动,在不同的时刻,与下游叶片的吸力面和压力面分别构成了渐缩式和渐扩式两种不同的流道形式,在渐缩式流道中,超音速

流动是逐渐减速的,而在渐扩式流道中,超音速流动是逐渐加速的,因此,外伸波的强度和影响范围会发生周期性变化。此外,还对 1+1/2 对转涡轮的低压涡轮在非定常跨音来流条件下的波系也进行了系统的研究,给出了高、低压转子在两个不同相位时,低压涡轮内部的两种不同的典型的激波结构<sup>[48]</sup>。形成两种不同激波结构的原因是低压涡轮两种不同的来流条件,如图 17 所示。左图,低压转子叶片处于高压转子尾迹之中,为亚音速来流;右图,低压转子叶片处于高压转子主流通道中,为超音来流。王会社等<sup>[49]</sup>还对 1+1/2 对转涡轮中高压涡轮的间隙等二次流动对于热斑在高、低压涡轮中的迁徙的影响进行了非定常数值研究,得到了清晰的流动图,如图 18 所示。

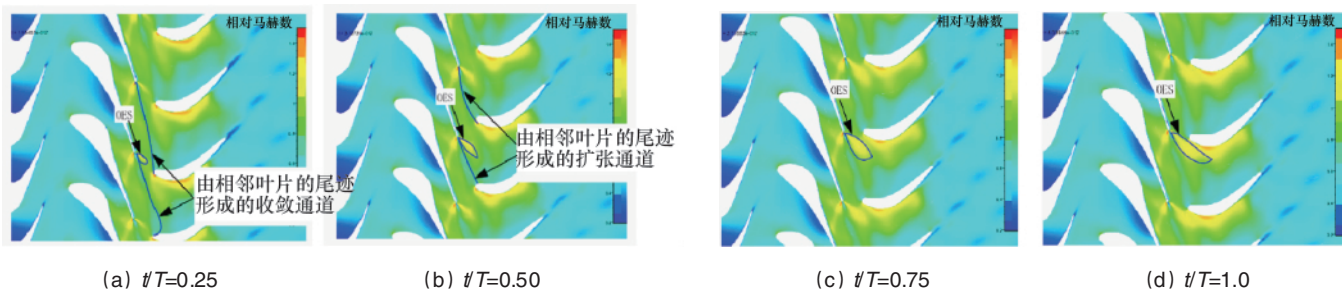


图 16 外伸波划过一个低压动叶流道时的周期性变化

Fig. 16 Periodical variation of supersonic flow structure for mid-span of a LPT rotor

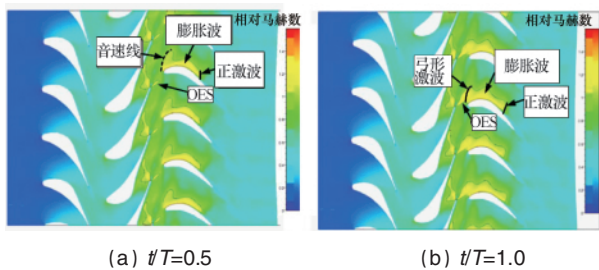


图 17 低压涡轮通道内的波系变化

Fig. 17 Periodical variation of supersonic flow structure for mid-span of a vaneless LPT

除激波主导的流动外,由于对转涡轮的高压级一般具有高负荷、小展弦比的特点,因此端区的非定常流动也具有很大的研究价值。北京航空航天大学蔡蕾<sup>[50]</sup>利用数值模拟与叶栅实验的结合方式对涡轮端区流动的非定常作用机制进行了大量研究,获得了详细的流动图画,如图 19 所示。通过对在平面涡轮叶栅试验台研究了上游周期性尾迹与涡轮端区流动相互作用,以及流向涡对涡轮端区二次流损失影响机制,掌握了定常条件下涡轮叶栅端区二次流动和叶尖泄漏流动的图及其旋涡发展规律;在涡轮端区流动机制基础上,研究了流向涡在控制涡轮端区二次流损失方面的影响,研究中利用上游流向涡抑制马蹄涡压力面分支的发展,达到减少涡轮出口二次流损失的目的。

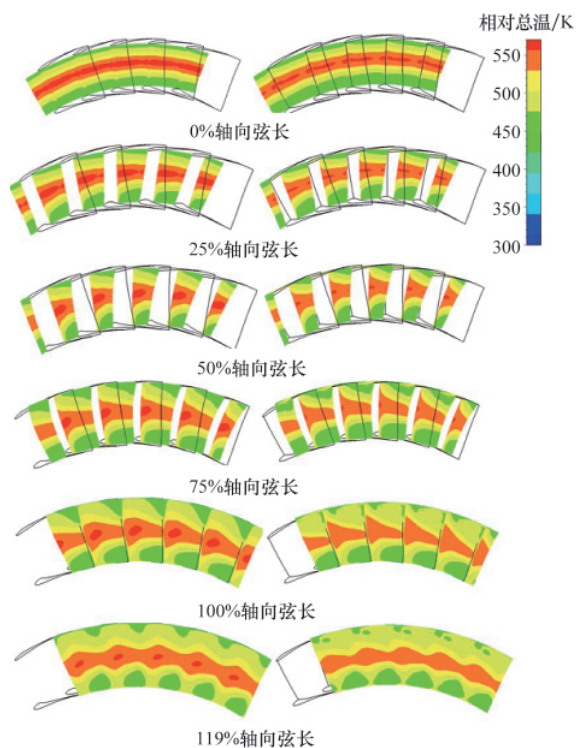


图 18 不同轴向位置高压转子时均相对总温分布  
Fig. 18 Distribution of time-averaged relative total temperature on the  $S_3$  sections of a HPT rotor

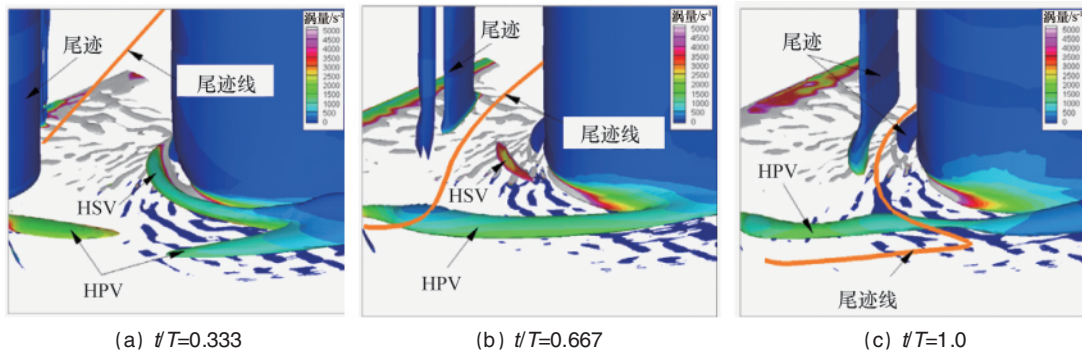


图 19 不同时刻 Q 法则识别的叶栅端区涡流结构

Fig. 19 Variation of vorticity structure by Q-law for a cascade with different times

### 1.2.3 激波组织方法

在对流动机制深入研究过程中,发现激波主导的定常、非定常流动是对转涡轮内的主要流动特征,激波损失是涡轮损失的主要组成部分。因此,合理地组织激波系、减小激波损失,是提高对转涡轮气动设计水平的重要途径。

1993年,Denton<sup>[51]</sup>给出了激波压缩过程的效率表达式(式(5),其中 $P$ 为波前压力, $\Delta P$ 为激波静压升, $\gamma$ 为比热比)。分析可知,激波的能量损失系数与激波的相对静压升呈平方关系,而在涡轮叶栅环境中,激波的静压升主要由叶型尾缘的基底压力和出口反压决定。Denton和徐力平<sup>[52]</sup>对跨音涡轮叶片的尾缘处的激波损失进行了研究,提出基底压力和损失可以通过无黏欧拉方程推测出,并且认为调整吸力面喉道后的流线曲率能有效地减少尾缘激波损失。之后,徐力平<sup>[52]</sup>对跨音涡轮叶栅的基底压力无黏模型进行了深入研究,借助数值无黏计算发现,对于一定反压,叶栅尾缘处的基底压力和尾缘激波损失存在固定关系;减小喉道后叶型的曲率能有效减小尾缘激波损失;当出口为音速流动时,尾缘激波损失最大。姜正礼和凌代军<sup>[53]</sup>对20多年跨音涡轮叶栅试验数据进行了整理,总结出基压、反压与损失间的简便经验公式,认为基压系数随反压增加而增大,随出口马赫数增大而减小,基压越大叶栅的总压损失系数越小,上述结论均是在基压大于反压的情况下得到的。

$$\eta = 1 - \frac{T\Delta s}{\Delta h} = 1 - \frac{\Delta s}{R\Delta P/P} = 1 - \frac{\gamma-1}{12\gamma^2} \left( \frac{\Delta P}{P} \right)^2 \quad (5)$$

Sonoda等<sup>[54]</sup>采用新型遗传算法对高负荷出口超音涡轮叶型进行了优化,以获得最小总压损失和落后角,图20为叶型优化前后叶栅激波结构纹影图,从基准叶型可以看到尾缘处强烈的燕尾波结构,优化后单波结构变成了强度较弱的双波结构,并且试验测得优化后叶栅的总压损失明显减弱。Uzol和Camci<sup>[55]</sup>研究了涡轮尾缘冷却结构对气动性能的影响,认为尾缘不喷气时存在低速回流区,高剪切区的湍动能大,动能损失越大,反过来导致总压损失大,从而导致总压损失的增加;随着喷气量的增加总压损失先减小后增大,因此涡轮叶片尾缘喷气冷却存在一个最佳喷气量。Rehder<sup>[56]</sup>借助纹影

试验对不同尾缘喷气冷却结构在不同出口等熵马赫数下,分析了尾缘激波结构的流动细节和总压损失。美国NASA和GE公司合作的高负荷涡轮研究计划(Highly-Loaded Turbine Research Program,HLTRP)<sup>[57]</sup>中,为了降低超音速涡轮中的激波损失,提出了能够在工程中应用的具体的措施:采用收扩叶型、减小叶型尾缘弯折角、优化安装角和落后角、减小尾缘厚度的直线型叶背、优化尾缘楔形角,并且经过实例验证,取得很好的效果。

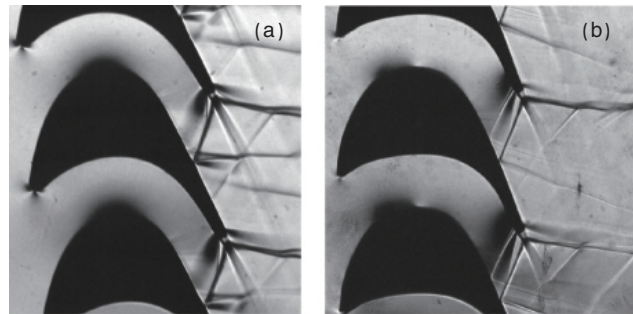


图 20 叶型优化前(a)、后(b)激波结构对比

Fig. 20 Schlieren photos of shockwave structure before (a) and after (b) airfoil optimizations

国内北京航空航天大学史文斌、周琨<sup>[58]</sup>对减少超音涡轮叶栅激波损失的方法进行了数值模拟和叶栅实验:以其开发的造型平台生成的收敛叶型和收扩叶型为基础,分别应用以下措施:减小尾缘弯折角、吸力面尾缘局部修型、减小吸力面喉道后曲率(或负曲率)、尾缘小圆修型(如椭圆)等,同时为了考虑尾缘冷却结构的影响,应用了全劈缝、斜披缝、半劈缝等,得到了若干修型叶栅,之后通过大量数值模拟工作选取典型修型方案,并在超音平面叶栅上(出口马赫数为1.3)进行了纹影实验,如图21为纹影结果((a)图为原型,(b)图为吸力面喉道后负曲率的修型)。实验结果表明,上述修型措施均有一定效果,其中吸力面喉道后负曲率最佳,比原型的损失减少30%以上;在各种尾缘冷却结构中,半劈缝的激波损失最小。

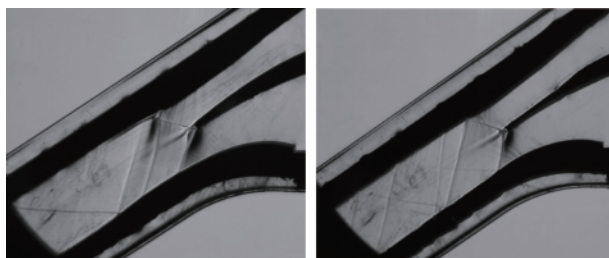


图 21 叶型优化前(a)、后(b)波系结构对比

Fig. 21 Schlieren photos of cascade before (a) and after (b) optimization

### 1.2.4 收扩叶型造型方法

通过上部分波系组织的方法可知,收扩叶型是控制激波损失一个重要方法,因此,需要发展收扩叶型的造型方法,进而应用到气动设计中,完善对转涡轮的设计体系。而涡轮叶型的成型方法大致可以分为两种,即反问题方法和正问题方法。反问题方法就是给定叶片表面的速度分布,求出满足该速度分布的叶型。早期的反问题方法主要是基于势流理论的 $S_1$ 、 $S_2$ 流面设计方法,诸如 Lighthill<sup>[59]</sup>、Garabedian<sup>[60]</sup>等采用保角变换进行叶栅叶型的设计, Schimidt<sup>[61]</sup>等发展了叶栅 $S_1$ 流面设计的势流函数反问题方法, Borges<sup>[62]</sup>、Dang<sup>[63]</sup>等通过给定叶栅周向平均环量发展了全三维反问题设计方法。反问题方法推导严谨、计算量小、速度快,不足之处在于很难给定最优的叶片压力分布,无法考虑机械强度的要求,并且有时会得到非物理解。正问题方法就是通过给定叶型的造型参数,得到叶型的几何坐标,通过绕流计算检验叶型能否得到合理的流场和气动性能,如果不满足设计要求,重新进行造型参数的调节,直到获得满足要求的叶型。该方法对设计者的设计经验有一定的要求,并且可能要反复地修改设计。正问题造型方法又分为两类,一类是通过给定叶型的中弧线和厚度分布造型<sup>[64]</sup>,另一类则是参数化造型,通过给定诸如叶型的弦长、安装角、前尾缘半径、前尾缘楔形角、喉道面积等几何参数,选择合适的叶盆、叶背型线成型。参数化造型方法在涡轮叶型设计中得到了广泛的应用<sup>[65-66]</sup>,并在传统涡轮叶片设计中获得很好效果。

国外相关研究主要有:美国 NASA 和 GE 公司的 HLTRP 中一部分就是设计膨胀比达 5.5 的高载荷单级高压涡轮,级载荷的增加使得涡轮工况马赫数也有较大提高,采用传统的涡轮叶型会带来较大的激波损失,采用收敛扩散式叶型有效地降低了激波损失,使得高压涡轮可以在载荷系数高出 33% 的情况下效率还能高出 2%<sup>[57]</sup>。图 22 给出了采用常规收敛叶型和改型设计的收敛扩散叶型时叶栅流动图画对比情况,采用收敛扩散叶型有效地减弱了激波强度,减小了损失。图 23 给出俄罗斯 Lior 等<sup>[22]</sup>设计小转折角收敛扩散叶型的高压涡轮动叶,并成功应用于某 1/2+1/2 型对转涡轮,使其效率提高 3%—5%。

国内中国燃气涡轮研究院张天松等<sup>[67]</sup>建立了可控曲率的

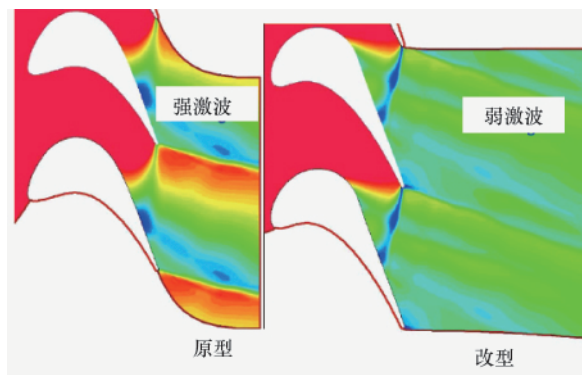


图 22 收敛叶型和收扩叶型流动图对比

Fig. 22 Supersonic flow structure comparison for conventional and novel design

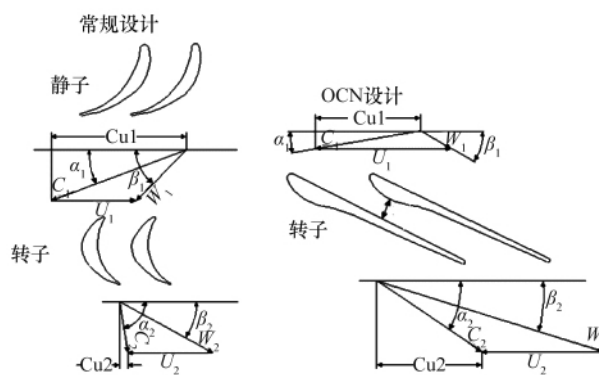


图 23 速度三角形与叶型对比

Fig. 23 Velocity triangle comparison for conventional and OCN turbine design

跨音速涡轮叶栅解析造型方法,通过采用倒曲率的叶背型线,设计出了适用于出口马赫数约 1.2 的收扩叶型,平面叶栅的吹风试验表明利用该方法设计的厚尾缘、大转角跨音涡轮叶栅性能良好。中国航空动力机械研究所石靖等<sup>[68]</sup>研究了某一大转角跨音高负荷涡轮的气动设计方法,设计中采用做功量沿叶高为抛物线分布规律,叶片造型采用短弦长、低稠度、叶背型线采用倒曲率分布等措施,平面叶栅试验表明其性能良好。西安交通大学杨佃亮等<sup>[69]</sup>为小型火箭发动机设计了收扩叶型形式的导叶,并采用三维数值模拟手段对比研究了光滑过渡喉部和尖边喉部两种叶型的流场,结果表明光滑过渡喉部喷嘴性能优于尖边喉部喷嘴。北京航空航天大学方祥军等<sup>[70]</sup>利用高次多项式解析造型法设计了 1+1/2 对转涡轮叶型,研究结果表明,采用高次多项式型线曲率控制法进行对转涡轮叶片造型的研究对于高负荷小转折角叶型设计有一定的帮助。由于在叶型设计中选择了吸力面压力面分别由单一曲线组成,导致叶型在局部调整的时候可能会对全局有较大的影响,进一步改进叶片造型方法使其能精确控制局部叶型的话,超跨音叶型性能还能进一步提升。采用收敛扩散型叶型的同时配合大扩张比的通道设计可以在提供足够预旋的同时有效的降低叶型出口马赫数,这对于减小叶型的摩擦

损失有较大的好处。方祥军等还提出了一种造型截面基于  $S_1$  流面而非柱面或锥面的叶片造型方法,设计了一个出口马赫数为 1.33、通道扩张角  $37.3^\circ$  的超音高载荷对转涡轮叶型,结果显示对转涡轮动叶流场参数分布合理,绝热效率超过 0.92。季路成等<sup>[71]</sup>对对转涡轮进行了初步设计,认为无导叶对转涡轮高压涡轮动叶需要采用收敛扩散叶型,回转面内的基元收扩和子午流面流管面积的等效收扩是实现收扩叶型两种途径。随后还以 1+1/2 对转涡轮为背景,开展了出口马赫数 1.5 的高出口马赫数涡轮叶栅设计与试验,高马赫数涡轮叶栅设计成功的关键是叶片尾缘厚度和尾缘附近叶片表面速度分布。北京航空航天大学邹正平、刘火星等<sup>[6,42,72]</sup>也对对转涡轮的收敛扩散叶型的造型方法进行了一些研究;张东宝<sup>[72]</sup>通过设计实例证明采用非均匀有理 B 样条曲线进行收敛扩散叶型的造型是可行的;周杨<sup>[6]</sup>给出了采用多段高次 Bezier 曲线设计收敛扩散叶型的方法,并在设计实例中得到验证;周琨<sup>[42]</sup>基于非均匀有理 B 样条方法建立了适用于普通收敛叶型、小转角高马赫数(1.3—1.7)收扩叶型和近零度转角超高马赫数(1.7—2.0)收扩叶型的统一造型平台并在设计实例中取得一定效果。

此外,为了满足类 1+1/2 对转涡轮的出功比要求,在低压涡轮转子叶片造型上也有一定的办法。在满足结构强度的前提下,可以适当采用弯掠三维造型手段,改善出功比状况。如杨科等<sup>[73]</sup>在某型 1+1/2 对转涡轮设计中,通过对低压涡轮叶片正弯,使得低压涡轮加工量增加,在保证流量和效率的条件下使得高低压涡轮出功比下降了 2.6%。

## 2 对转涡轮技术面临的挑战

对转涡轮技术虽然在气动性能方面具有很大的优势,但若应用到实际的发动机当中,还有一系列与多个学科配合方面的技术难题需进一步研究并有效解决。

(1) 气体动力学方面的问题:由于具有复杂的流动特征,这将给对转涡轮气动设计体系的建立带来很多问题。如:由于在高的出口马赫数条件下高压涡轮转子内复杂波系的作用,使得其出口落后角很难控制,给叶型设计、气动性能评估造成很大困难;由于强激波系、激波与附面层干扰的存在,严重影响了损失模型的精度和  $S_2$  通流计算的可信度;由于高、低压转子间的强非定常作用,增加了高、低压涡轮的匹配设计难度,并降低了三维定常数值模拟的掺混面方法的准确性等。所以有必要在对流动机制深入认识的基础上,完善激波损失模型、发展更高精度的掺混面模型,并建立能够考虑非定常作用的气动设计准则。

(2) 转子动力学方面的问题:由于高、低压转子高速反向的旋转,对于中介轴承的寿命、可靠性造成很大问题,而使其很难应用与对转涡轮的支撑上,因此,对转涡轮对于高压转子支撑方案的选择将带来很大的限制。故提高中介轴承的性能和发展其他有效的支撑方案,对于对转涡轮的工程应用具

有重要意义。

(3) 加工工艺方面的问题:由于高压涡轮转子内激波系对于几何的敏感性较大,高压涡轮转子的加工误差会对高压涡轮内部的流动造成较大的影响,因此要求高压转子叶片的加工工艺更加严格。所以发展有效波系组织控制技术并提高加工工艺水平显得尤为重要。

(4) 气动弹性方面的问题:由于 1+1/2 和 1+1/2+N 型对转涡轮上游强激波对下游转子叶片的非定常激励,使得低压涡轮转子产生气动激振,会影响其寿命和可靠性。解决思路一是低压涡轮的材料强化和结构优化,二是发展气动与振动耦合的设计方法,并在初始的气动设计中考虑叶片的高周疲劳和颤振稳定性等问题<sup>[74]</sup>。

(5) 冷却传热方面的问题:① 高压转子采用收扩叶型和喉道后负曲率的叶背形线,会造成叶片的后半部分(长度可达 40%弦长)厚度过小,难以布置所需的冷却结构,如图 24;② 1+1/2 对转涡轮中高压级的超大反力度会造成高压导叶内膨胀加速不足、静温降较小,而使得转子对于冷气量的需求大于常规涡轮,对于冷却设计带来困难;③ 大量冷气的加入对于高压转子内激波系的影响以及对于涡轮性能的影响很难在设计阶段准确考虑。解决思路一是改善收扩叶型造型方法,增加尾缘部分厚度,二是采用新型冷却结构、提高冷效,三是发展流/热耦合计算工具、提高在大量冷气下涡轮性能预测精度<sup>[75]</sup>,分析强激波等情况下涡轮内部流动和换热的特点,以指导冷却涡轮的气动设计。



图 24 收扩叶型

Fig. 24 A convergent-divergent airfoil

(6) 变循环应用方面的问题:随着变循环发动机的快速发展,在各个领域中的应用越来越多。比如,民用客机及较大运输机的超声速巡航最佳动力就是变循环换发动机,能够在宽广的马赫数范围内都保持较低的耗油率、较好的经济型;军用战斗机为了满足多功能性、适合多种可能的作战需求,变循环发动机也是其最佳的动力解决方案;在空间技术领域,高速临近空间的飞行器的动力也可应用变循环发动机(如美国的 RTA 计划等),等等,并且上述变循环发动机中均应用了对转涡轮技术。可见,在变循环发动机中的应用是对转涡轮技术未来发展的一个重要的趋势。而对转涡轮在变循环发动机中的应用,又给对转涡轮的气动设计技术提出了新的要求——在远大于常规涡轮的工况范围内高效工作。目前

未见此类对转涡轮气动设计技术方面的文献资料,北京航空航天大学周琨等在这方面做过一些工作<sup>[4]</sup>,并在气动设计方法等方面得到较好的进展。

### 3 结论和展望

本文通过对国内外文献的调研,结合课题组多年来的工作,从技术背景、研究现状、面临的挑战和发展趋势等方面对对转涡轮做了较为系统的综述。

(1) 随着航空工业的发展,不论是民用还是军用飞行器都对航空发动机的性能提出了更高的要求,而对转涡轮由于其气动布局上的优势必将成为未来航空发动机的关键技术之一,因此,对转涡轮技术的深入研究具有重大的意义。

(2) 近年来对转涡轮技术在国外民用和军用发动机型号上得到了广泛的应用,充分表明其性能等方面的优势,且其技术成熟度已达到 9 级;而目前国内对转涡轮的技术虽然取得较大进展,但还大多数研究处于实验室验证阶段,技术成熟度大约在 3—4 级,还需进行大量的研究工作。

(3) 对转涡轮技术在发动机中的应用涉及结构强度、加工工艺、冷却传热、控制调节等多个学科相互耦合,仍有许多问题需要在将来的研究中解决;同时,围绕变循环发动机对转涡轮技术研究,是未来发展的一个重要方向。

### 参考文献 (References)

- [1] Koop W E. The Integrated High Performance Turbine Engine Technology (IHPTET) program [C]. ISABE-97-7175, 13th International Symposium on Air Breathing Engines, Chattanooga, TN, USA, September 7-12, 1997.
- [2] 方昌德. 美国航空推进系统关键技术 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 14(3): 1-6.  
Fang Changde. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2003, 14(3): 1-6.
- [3] Kauser F B. An overview of gas turbine propulsion technology[C]. AIAA-1994-2828, 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN, USA, June 27-29, 1994.
- [4] Maclin H, Krause F. Propulsion technology for future commercial aircraft [C]. AIAA-2003-2544, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Year, Dayton, Ohio, USA, July 14-17, 2003.
- [5] Allan R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program [C]. AIAA-79-1311, 15th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Las Vegas, NE, USA, June 18-20, 1979.
- [6] Brown R. Integration of variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft [C]. AIAA-78-1049, 14th AIAA/SAE Joint Propulsion Conference, Las Vegas, NE, USA, July 25-27, 1978.
- [7] William J D, James J Y. Development of the F-22 propulsion system[C]. AIAA-2002-3624, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN, USA, July 7-10, 2002.
- [8] 杨国才, 伍玥. JSF 战机动力量装置研制新特点浅析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(4): 57-60.  
Yang Guocai, Wu Yue. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2003, 16(4): 57-60.
- [9] Shafer D G, McNelis N. Development of a group based Mach 4 + Revolutionary Turbine Accelerator Technology Demonstrator (RTATD) for access to space[C]. ISOABE-2003-1125, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, VA, USA, December 15-19, 2003.
- [10] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High speed turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for space access [C]. AIAA-2003-6943, 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Norfolk, VA, USA, December 15-19, 2003.
- [11] Macioce L E, Schaefer J W, Saunders N T. The Energy Efficient Engine Project[R]. NASA-TM-81566, Washington, DC: NASA, 1980.
- [12] 刘大响, 陈光. 21 世纪的航空发动机[J]. 航空知识, 2004(5): 8-11.  
Liu Daxiang, Chen Guang. *Aerospace Knowledge*, 2004(5): 8-11.
- [13] 陈大光. GENx 发动机的研发过程值得注意[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(2): 8-10.  
Chen Daguang. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2008, 21(2): 8-10.
- [14] Mari C. Trends in the technological development of aeroengines: An overview [C]. ISABE-2001-1012, 15th International Symposium on Air Breathing Engines, Bangalore, India, September 3-7, 2001.
- [15] 付超. 高性能涡轮气动设计若干技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.  
Fu Chao. Investigations of aerodynamic design techniques for advanced turbine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [16] 周杨. 先进对转涡轮气动设计技术研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.  
Zhou Yang. Investigations of aerodynamic design techniques for advanced counter-rotating turbine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [17] Wintucky W T, Stewart W L. Analysis of two-stage counterrotating turbine efficiencies in terms of work and speed requirements[R]. NACA RM E57L05, Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1958.
- [18] Louis J F. Axial flow counter-rotating turbines [C]. ASME 85-GT-218, Houston, TX: ASME, 1985.
- [19] Mosca J. Rotor-rotor interaction in a contra-turbine stage [D]. M Sc Thesis, 1985(5).
- [20] Huber F W, Branstrom B R, Finke A K, et al. Design and test of a small two stage counter-rotating turbine for rocket engine application [C]. 29th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, Monterey, CA, USA, June 28-30, 1993.
- [21] Pascal P, Laurent R. Counter-rotating turbine designed for turbopump rocket engine [C]. AIAA-2003-4768, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, Huntsville, AL, USA, July 20-23, 2003.
- [22] Lior D, Priampolsky R. Stator-less turbine design[C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, USA, July 10-13, 2005.
- [23] Yamamoto A, Matsunuma T, Ikeuchi K, et al. Unsteady endwall/tip-clearance flows and losses due to turbine rotor-stator interaction[C]. ASME 94-GT-461, Houston, TX: ASME, 1994.
- [24] Haldeman C W, Dunn M G, Abhari R S, et al. Experimental and computational investigation of the time-averaged and time-resolved pressure loading on a vaneless counter-rotating turbine [C]. ASME 2000-GT-0445, ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, May 8-11, 2000.

- [25] Keith B D, Basu D K, Stevens C. Aerodynamic test results of Controlled Pressure Ratio Engine (COPE) dual spool air turbine rotating rig[C]. ASME 2000-GT-0632, ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, 2000.
- [26] 葛满初, 楼一平, 刘洪胜, 等. 逆向旋转透平的计算与分析[C]. 中国工程热物理学会第六届年会, 上海, 1988-01-05.  
Ge Mancu, Lou Yiping, Liu Hongsheng, et al. Computation and analysis of counter-rotating turbines [C]. Sixth Session of Chinese Society of Engineering Thermophysics, Shanghai, China, January 5, 1988.
- [27] 方祥军. 轴流超跨音高载荷对转新概念涡轮设计探讨[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.  
Fang Xiangjun. Aerodynamic analysis of supersonic and transonic highly loaded vaneless contra-rotating axial new concept turbines[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [28] 闫晓娜. 对转涡轮气动设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.  
Yan Xiaona. Investigations of aerodynamic design techniques for counter-rotating Turbine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003.
- [29] 刘艳华. 对转涡轮气动设计技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.  
Liu Yanhua. Investigations of aerodynamic design techniques for counter-rotating turbine [D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2005.
- [30] 卢蕊. 1+1/2 对转涡轮气动设计技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.  
Lu Rui. Investigations of aerodynamic design techniques for 1+1/2 counter-rotating turbine [D]. Xi'an: Northwest Polytechnical University, 2006.
- [31] 程洪贵. 叶轮机叶片正反问题设计及对转涡轮研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.  
Cheng Honggui. The direct-inverse design of the turbomachine blades and the study of the contra-rotating turbine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [32] 季路成, 权晓波, 徐建中. 一个 1+1 对转涡轮的初步设计 [J]. 工程热物理学报, 2001, 22(4): 438-440.  
Ji Lucheng, Quan Xiaobo, Xu Jianzhong. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2001, 22(4): 438-440.
- [33] 季路成, 陈江, 黄海波, 等. 1+1/2 对转涡轮应用中的关键技术问题[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(1): 35-38.  
Ji Lucheng, Chen Jiang, Huang Haibo, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2003, 24(1): 35-38.
- [34] 季路成, 陈江, 项林, 等. 1+1/2 对转涡轮模型试验件气动设计 [J]. 工程热物理学报, 2003, 24(6): 943-946.  
Ji Lucheng, Chen Jiang, Xiang Lin, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2003, 24(6): 943-946.
- [35] 季路成, 项林, 黄海波, 等. 1+1/2 对转涡轮叶排轴向间距对性能影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 565-568.  
Ji Lucheng, Xiang Lin, Huang Haibo, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2002, 23(5): 565-568.
- [36] 陈云, 胡松岩, 王雷. 1+3/2 无导叶对转涡轮设计特点分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 20-23, 62.  
Chen Yun, Hu Songyan, Wang Lei. *Aeroengine*, 2011, 37 (4): 20-23, 62.
- [37] Cai R, Wu W, Fang G. Basic analysis of counter-rotating turbines[C]. ASME 90-GT-108, Houston, TX: ASME, 1990.
- [38] 蔡睿贤, 魏星禄. 三对转涡轮及其基本分析 [J]. 航空动力学报, 1992, 7(1): 72-76.  
Cai Ruixian, Wei Xinglu. *Journal of Aerospace Power*, 1992, 7 (1): 72-76.
- [39] 蔡睿贤. 有关对转涡轮基本设计与应用的进一步思考 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 193-198.  
Cai Ruixian. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 193-198.
- [40] 付超, 邹正平, 刘火星. 超高推重比涡扇航空发动机涡轮气动方案探讨 [C]//中国工程热物理学会热机气动热力学 2009 年学术会议论文集. 北京: 中国工程热物理学会, 2009.  
Fu Chao, Zou Zhengping, Liu Huoxing. Investigation on turbine aerodynamic scheme for turbofan engine with ultra-high thrust weight ratio [C]//Proceedings of Conference of the Chinese Society of Engineering Thermophysics[C]. 2009.
- [41] 周扬, 刘火星, 邹正平, 等. 无导叶对转涡轮气动设计技术研究[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 689-695.  
Zhou Yang, Liu Huoxing, Zou Zhengping, et al. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 689-695.
- [42] 周琨. 对转涡轮设计报告[R]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.  
Zhou Kun. Report for counter-rotating turbine designs [R]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [43] Denton J D, Xu L. The trailing edge loss of transonic turbine blades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112: 277-285.
- [44] Wang H, Zhao Q, Zhao X, et al. Unsteady numerical simulation of shock systems in vaneless counter-rotating turbine [C]. ASME GT-2005-68212, Houston, TX: ASME, 2005.
- [45] 蔡蕾, 杨琳, 邹正平, 等. 1+1/2 对转涡轮内部三维流动数值模拟[J]. 航空科学技术, 2009, 4: 13-18.  
Qi Lei, Yang Lin, Zou Zhengping. *Aeronautical Science and Technology*, 2009, 4: 13-18.
- [46] 王会社, 赵庆军, 赵晓路, 等. 1+1/2 对转涡轮中激波结构的数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 225-227.  
Wang Huishe, Zhao Qingjun, Zhao Xiaolu, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2005, 26(2): 225-227.
- [47] 王会社, 杨科, 赵庆军, 等. 动叶顶部间隙对 1+1/2 对转涡轮性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 399-401.  
Wang Huishe, Yang Ke, Zhao Qingjun, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2006, 27(3): 399-401.
- [48] Wang H, Zhao Q, Yang K, et al. Numerical simulation of shock systems of low pressure turbine in vaneless counter-rotating turbine [C]. ASME GT-2006-90397, Houston, TX: ASME, 2006.
- [49] Zhao Q, Du J, Wang H, et al. Tip clearance effects on inlet hot streak migration characteristics in high pressure stage of a vaneless counter-rotating turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(1): 1-8.
- [50] 蔡蕾. 涡轮端区非正常相互作用机理及流动控制技术探讨[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010.  
Qi Lei. Investigations of unsteady interaction mechanism and flow control in the turbine endwall regions [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [51] Denton J. D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [52] Xu L. An inviscid model for the base pressure of transonic turbine cascade[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1991, 7(1): 39-45.
- [53] 姜正礼, 凌代军. 基压对跨声速涡轮叶栅尾迹损失影响的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 23-27.  
Jiang Zhengli, Ling Daijun. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2007, 20(3): 23-27.
- [54] Sonoda T, Arima T, Olhofer M, et al. A study of advanced high-loaded

- transonic turbine airfoils [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(4): 650–657.
- [55] Uzol O, Camei C. Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection: Part 2. External aerodynamics, total pressure losses, and predictions [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(2): 249–257.
- [56] Rehder H-J. Investigation of trailing edge cooling concepts in a high pressure turbine cascade: Aerodynamic experiments and loss analysis [C]. GT2009-59303, ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air (GT2009), Orlando, FL, USA, June 8–12, 2009.
- [57] Giel P W. NASA/GE Highly-Loaded Turbine Research Program [R]. NASA-20080005551, NASA Fundamental Aeronautics 2007 Annual Meeting, New Orleans, LA, USA, October 30–November 1, 2007.
- [58] 史文斌. 叶轮机械叶栅流动数值与试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.  
Shi Wenbin. Numerical and experimental study of cascade flow in turbo-machinery [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [59] Lighthill M J. Mathematical method of cascade design[M]. Scotland: Her Majesty's Stationery Office, 1945.
- [60] Garabedian P, Kron D. A systematic method for computer design of supercritical airfoils in cascade [J]. *Communications on Pure and Applied Mathematics*, 1976, 29(4): 369–382.
- [61] Schimidt E. Computation of supercritical compressor and turbine cascade with a design method for transonic flows [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(1): 68–74.
- [62] Borges J E. A three-dimensional inverse method for turbomachinery: Part 1—Theory[J]. *Transactions of ASME*, 1990, 112(3): 346–354.
- [63] Dang T Q. A fully three-dimensional inverse method for turbomachinery blading in transonic flows [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(2): 354–361.
- [64] Dunham J. A parametric method of turbine blade profile design[C]. Gas Turbine Conference and Products Show, American Society of Mechanical Engineers, Zurich, Switzerland, March 30–April 4, 1974.
- [65] Pritchard L J. An eleven parameter axial turbine airfoil geometry model [C]. ASME 85-GT-210, Houston, TX: ASME, 1985.
- [66] 尚仁操, 乔渭阳. 基于参数法和贝塞尔曲线的涡轮叶片造型及其优化[J]. *机械设计与制造*, 2007(8): 16–18.  
Shang Rencao, Qiao Weiyang. *Machinery Design & Manufacture*, 2007 (8): 16–18.
- [67] 张天松. 可控曲率的跨音速涡轮叶片解析造型方法 [C]//高负荷跨音速涡轮叶栅论文集, 1984.  
Zhang Tiansong. Transonic turbine blade design based on analytical curvature controlling [C]//Conference Symposium of High-Loaded Transonic Turbine Cascade. 1984.
- [68] 石靖, 韩元, 潘阳烈, 等. 高负荷跨音速模型涡轮的设计与试验研究[J]. *航空学报*, 1984, 5(3): 280–287.  
Shi Jing, Han Yuan, Pan Yanglie, et al. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 1984, 5(3): 280–287.
- [69] 杨佃亮, 李颖晨, 丰镇平. 超音速喷嘴叶栅造型设计及数值分析[J]. *工程热物理学报*, 2006, 27(2): 217–219.  
Yang Dianliang, Li Yingchen, Feng Zhenping. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2006, 27(2): 217–219.
- [70] 方祥军. 轴流对转涡轮气动设计和叶片造型研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2000.  
Fang Xiangjun. Investigation on aerodynamic design and blade design of contra-rotating axial turbines [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [71] 季路成, 黄海波, 陈江, 等. 1+1/2 对转涡轮用出口超音叶栅设计与试验[J]. *工程热物理学报*, 2004, 25(1): 45–48.  
Ji Lucheng, Huang Haibo, Chen Jiang, et al. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2004, 25(1): 45–48.
- [72] 张东宝, 刘火星, 邹正平. 基于收扩叶型的涡轮叶片参数化造型方法与分析[J]. *航空科学技术*, 2009(3): 23–27.  
Zhang Dongbao, Liu Huoxing, Zou Zhengping. *Aeronautical Science and Technology*, 2009(3): 23–27.
- [73] 杨科, 王会社, 赵晓路, 等. 叶片弯曲对提高 1+1/2 对转涡轮高低压涡轮出功比的数值研究[C]//中国工程热物理学会第十一届年会热机气动热力学学术会议论文集. 北京: 中国工程热物理学会, 2005.  
Yang Ke, Wang Huishe, Zhao Xiaolu, et al. Numerical simulation of improving ration of output work by curbing low pressure rotor of vaneless counter-rotating turbine [C]//Proceedings of Conference of the Chinese Society of Engineering Thermophysics. 2005.
- [74] 张正秋. 叶轮机械颤振问题数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.  
Zhang Zhengqiu. Numerical simulation of flutter in turbomachinery[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [75] 李宇. 三维流/热耦合数值模拟程序的发展及方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.  
Li Yu. A 3-D conjugate heat transfer solver and methodology research [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

(责任编辑 胡少卿, 朱宇)

## 《科技导报》“书评”栏目征稿

“书评”栏目发表图书评论文章, 被评论的图书以高级科普、学术专著及科学文化图书为主, 兼顾科学精神、科学方法、科技哲学、科学人文、科学家传记、经典科学著作、科学通俗读物、科学道德等内容。欢迎投稿, 择优刊登。每篇书评以 2100 字左右为宜, 需配书影, 并含书名、作者、出版单位、出版年份、定价等信息。栏目责任编辑: 陈广仁, 投稿邮箱: chenguangren@cast.org.cn。