

重型燃气轮机燃喷联合体气动设计与流场分析

赵静涵¹, 方祥军¹, 刘 昕², 王志豪², 李海旺¹, 谢 刚¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206;

2. 中国联合重型燃气轮机技术有限公司, 北京 100016)

摘 要: 提出一种整体造型、局部细修的设计方法, 针对某重型燃气轮机开展了燃烧室与第一级涡轮导向器一体化气动设计研究, 并采用三维流场数值模拟, 分析了不同单元体数量及前缘截断长度下的气动性能。结果显示, 前缘结构对出口气流参数无显著影响, 截断长度增加可显著降低总压损失系数至5%以下, 证明了设计方法的有效性。流场分析揭示, 燃喷联合体构型流道呈现轴向收缩、周向扭转、径向斜流的复合特征, 叶片与端壁协同主导气流加速与转向。与传统导向器相比, 其不存在前缘冲击停滞流动及马蹄涡结构, 尾迹涡主导的周期性涡对演化成为主要二次流特征。

关 键 词: 燃烧室; 涡轮; 一体化设计; 气动性能; 涡系结构

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic design and flow field analysis of integrated combustion vanes in heavy-duty gas turbines

Zhao Jinghan¹, Fang Xiangjun¹, Liu Xin², Wang Zhihao², Li Haiwang¹, Xie Gang¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. China United Gas Turbine Technology Company, Limited, Beijing 100016, China)

Abstract: A design method of combining overall configuration with local refinement for the integrated aerodynamic design of the combustor and the first-stage turbine guide vanes in a heavy-duty gas turbine was proposed. Three-dimensional numerical simulations were conducted to analyze the aerodynamic performance under different numbers of unit bodies and leading-edge truncation lengths. The results showed that the leading-edge structure had no significant effect on the outlet flow parameters, while increasing the truncation length effectively reduced the total pressure loss coefficient to below 5%, thus validating the effectiveness of the proposed method. Flow field analysis revealed that the integrated combustion vanes exhibited compound characteristics of axial contraction, circumferential swirl, and radial skewed flow, with blades and endwalls jointly governing flow acceleration and turning. Compared with conventional guide vanes, the integrated design eliminated the mechanisms of leading-edge impingement stagnation and horseshoe vortex formation, while wake-vortex-dominated periodic vortex pairs became the primary secondary flow structures.

Keywords: combustor; turbine; integrated design; aerodynamic performance; vortex structure

收稿日期: 2025-08-20

基金项目: 中国重型燃气轮机技术有限公司先进技术项目(J722)

作者简介: 赵静涵(2002—), 女, 硕士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究。E-mail: 17662543682@163.com

通信作者: 刘昕(1993—), 男, 工程师, 硕士生, 主要从事燃气轮机研究。E-mail: liuxin04@spic.com.cn

引用格式: 赵静涵, 方祥军, 刘昕, 等. 重型燃气轮机燃喷联合体气动设计与流场分析[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250391. Zhao Jinghan, Fang Xiangjun, Liu Xin, et al. Aerodynamic design and flow field analysis of integrated combustion vanes in heavy-duty gas turbines[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250391.

提高燃气温度和降低冷却需求对于改善燃气轮机性能至关重要,前者提升了布雷顿循环净功量及热效率^[1],后者则弱化了主动冷却导致的不利影响,如主流燃气做功能力下降^[2]、热端部件附加气动损失等^[3]。因此,国内外在耐高温材料技术^[4-5]、热障涂层技术^[6-7]和热端部件先进冷却技术^[8-9]等领域开展了深入研究。得益于这些核心技术的创新及应用,重型燃气轮机和航空发动机性能提升显著。

国外已有研究表明,除上述传统技术外,重新设计燃烧室与第一级涡轮导向器之间的接口,即采用燃烧室与导向器一体化(下文简称燃喷联合体)集成式设计的思路能够大幅减少涡轮导向器叶片数量,进而降低这些导向器叶片的冷却空气用量,达到改善整机性能的目的。燃喷联合体概念最早由牛津大学 Rosic 团队于 2012 年提出,并发表了系列研究成果^[10-13],此一体化装置开发背景是三菱重工 F 级重型燃气轮机改型设计。该团队提出了两种燃烧室和透平导叶的集成方案:第一种是通过缩小燃烧室壁与叶片之间的轴向距离,用过渡段燃烧室壁将部分导叶前缘屏蔽,从而减小燃烧室壁对前缘气膜冷却的影响并且节省冷却空气;第二种是减少 1/2 的导叶数量(原数量为 32),使其与 16 个独立分管燃烧室直接集成,构成一体化导向器(integrated vanes, IV),并证实 IV 可节省 25% 的总冷却空气用量。通用电气公司(GE)于 2015—2021 年间以“燃气轮机效率达到 65%”为目标开展了技术探索研究,开发出与先进多管微混燃烧器相适配的燃烧室与喷嘴导向器一体化构型(integrated combustion nozzle, ICN),验证并核算了其气动热力性能和排放特性,证实了一体化设计的优越性^[14]。

燃喷联合体构型将燃烧室与涡轮导向器集成为一个整体,该设计理念的另一项收益是取消了传统燃气轮机燃烧室下游的过渡段,而燃烧室与涡轮导向器之间通过过渡段连接的设计存在显著的流场连续性破坏问题。过渡段作为独立功能部件,需同时承担高温燃气导流、压力维持及结构支撑任务^[15]。燃烧室出口的高温燃气在进入过渡段时,由于流道几何突变与型面不连续,会导致燃烧产物掺混恶化、温度分布畸变,造成前缘热负荷分布不均,形成局部高温热斑,不利于导向器工作^[16]。从气动角度而言,过渡段会引入额外流动分离与损失。燃烧室出口燃气流经过渡段时,

由于通流面积变化率不连续,形成局部低速区或分离涡结构。过渡段后端的收敛段为匹配导向器喉部需求而加速气流,但过大的收缩率会引发非定常压力脉动,加剧端区掺混损失^[17]。此外,过渡段与导向器间的装配间隙导致泄漏流,并与主流掺混形成非定常尾迹,降低涡轮效率,现有技术通过型线优化^[18]或非轴对称端壁设计虽能局部改善,但无法实现全流道的气动一体化匹配。

国内涉及航空发动机或燃气轮机燃烧室与涡轮的联合研究更多关注于两大核心部件之间的相互作用。付仲议等^[19]研究显示发现燃烧室出口旋流对叶栅通道气动性能有显著影响,并导致导向器压力面冷却效果大幅降低。孙添一等^[20]发现燃烧室旋流冲刷会显著提升叶片吸力面上游换热强度,并指出在进行叶栅气动性能优化与冷却结构设计时,需考虑燃烧室出流条件对静叶端壁流动结构与传热冷却特性的影响。江立军等^[21]采用尺度自适应模拟方法对燃烧室和燃气涡轮开展了跨部件联合数值模拟研究,通过捕捉流道中的复杂涡系结构,揭示了燃烧室与涡轮之间的相互作用:涡轮对燃烧室内速度场的影响一直可以回溯至导叶上游 0.3 倍弦长的距离,而燃烧室出口速度分布对涡轮内部流动、热斑对燃气涡轮导叶及动叶绝热壁温均有较大影响。周洁等^[22]通过超大涡模拟显示,涡轮内湍流涡系结构复杂,燃烧室内产生的非稳态流动和燃烧显著加剧了下游涡轮内流动和换热非稳态脉动特征。国内相关研究均局限于传统燃烧室与涡轮导向器分体式设计理念,鲜见燃烧室与涡轮导向器一体化构型研究和气动设计先例。

我国自主研制的某 F 级重型燃气轮机燃烧室与涡轮采取常规的分体式设计方案,分别采用独立分管燃烧室和轴流式涡轮形式,以及两者之间的过渡段。本文以该燃气轮机燃烧室、第一级涡轮导向器气动热力参数为输入条件开展一体化设计,探索燃喷联合体构型的气动设计方法并分析此构型的流场特征。

1 燃喷联合体构型气动设计

1.1 设计输入

燃烧室与涡轮导向器一体化构型设计初衷是整体替代原燃气轮机分管式燃烧室、过渡段和第一级涡轮导向器。其中,燃烧技术采用微混燃烧方案,微混管间的掺混效应使得温度场的非均匀

性在极短的长度内消失,极大地提高了气流的均匀性。气动设计阶段暂不考虑微混燃烧器和真实燃烧过程,而将燃烧头部的均匀气流视作燃喷联合体构型入口条件。因此,将原独立分管式燃烧室头部燃气总温 T_{10} 、总压 p_{10} 、原第一级涡轮导向器出口气流马赫数 Ma_2 、静压 p_2 和出口气流角 β_2 、以及燃气质量流量(下文简称流量) q_m 作为气动热力设计参数。此外,将燃烧头部与燃气轮机轴向夹角、导向器出口截面上、下端壁尺寸作为设计约束,保证燃喷联合体构型与上、下游部件(如微混燃烧器、涡轮动叶及涵道)有效衔接。设计指标方面,要求燃喷联合体构型出口气流角偏差不超过 $\pm 1^\circ$ 、总压损失系数 ξ 低于 5%,其中 ξ 按下式计算:

$$\xi = \frac{p_{10} - p_{20}}{p_{20} - p_2} \quad (1)$$

式中 p_{20} 为燃喷联合体构型出口总压。

1.2 设计方法

目前,仅牛津大学和 GE 公开发表了燃喷联合体装置研制成果,且技术路径有所差异:牛津大学方案是直接去除传统的涡轮导向器,采用向下游延伸燃烧室壁的翼型叶片实现气流转向^[1];GE 方案则通过向上游延伸导向器,去除过渡段使其与燃烧室壁衔接^[14]。经分析,这两种方案从初始造型到最终修型都需要大量的手工调整,对设计者经验提出了很高要求,且不易保证衔接位置曲线及曲面的连续性。本文提出一种整体造型、局部细修类涡轮导向器设计方法,即首先按照涡轮导向器进行设计,然后切除前缘,再对局部结构进行细修,最终得到截断前缘的涡轮导向器,即为燃喷联合体构型。此方法避免手工连接空间曲面,前段切除前缘之后,通过嵌入式布置或向上游延伸布置微混燃烧器来满足燃烧和工质焓升需求,利用后段导流作用来满足工质膨胀加速和方向折转需求,从而实现燃烧室与涡轮导向器的一体化融合。

整体造型、局部细修设计方法的前提是燃喷联合体构型出口气流状态主要由叶型中后段结构决定,且对前缘结构不敏感,即改变前缘结构时不会显著影响出口气流角、出口马赫数、流量等参数。因此,采用后加载叶型设计来满足这一要求,前缘和前段保持低速均匀流动特征,沿流向压力梯度极微;气流的膨胀加速主要发生在叶型中后段,压力梯度显著变化。此外,采用后加载

叶型设计可在流道内制造相当范围的低速流动区域,为二级甚至多级轴向分级燃烧结构的布置预留空间。实际上,流动由边界所决定,即便采用后加载叶型设计也无法保证前缘结构改动对出口气流参数不产生任何影响。因此,需结合 CFD 仿真对设计结果进行校核:首先保证完整的涡轮导向器结构符合设计指标,然后评估截断前缘的类涡轮导向器结构的气动性能表现,再进一步检验不同截断长度下的气动性能即出口气流参数信息。若发现截断前缘或截断长度对出口气流参数有不可接受的影响时(如流量出现大偏差、出口气流角不达标等),则需返修初始叶型,反复迭代之后才能获得燃喷联合体气动流道。

采用北京航空航天大学涡轮室叶轮机任意回转面叶片交互式解析造型程序完成叶片造型,该程序适用于轴流涡轮的三维气动设计^[2 325],设计结果的有效性也通过了试验验证^[26],并在型号上获得了应用。首先由设计约束初步确定燃喷联合体构型进、出口截面几何参数,如入口截面面积、入口截面与燃气轴线夹角、出口截面叶根及叶尖半径等,得到子午流面形状。利用气动热力参数计算确定喉道宽度、出口构造角等关键参数。之后,根据子午面几何尺寸,采用轮毂到机匣的径向插值方法确定叶根、叶中、叶顶三个基准流面,在基准流面上开展二维叶型设计,进一步给定叶片倾斜、弯曲和扭转规律,最后选定前缘点实现三维积叠成型。整体造型、局部细修设计方法的另一项优势是易于将设计结果进行参数化拓展,从而得到不同单元体数量的燃喷联合体构型,作为型号备选。图 1 为初步设计方案。

1.3 燃喷联合体构型流道特征

从设计结果来看,燃喷联合体构型流道具有如下特征:

1) 燃喷联合体构型与常规涡轮导向器相比尺寸更为庞大。邻近叶片和上、下端面共同围合而成复合式流道,一体化流道的压力梯度由进出口压力差、侧壁端面压力差以及上、下端面压力差共同主导,使得流道整体呈现轴向收缩、周向扭转、径向斜流的复合式特征。

2) 当单元体数量较少时,端壁对气流的膨胀加速作用以及主导气流方向折转的贡献越显著。随着单元体数量的显著增加,即流道被分割得更细密,叶片型面(如弯曲角度、扭转程度等)变化,逐渐成为控制气流折转和加速的主导要素,端壁

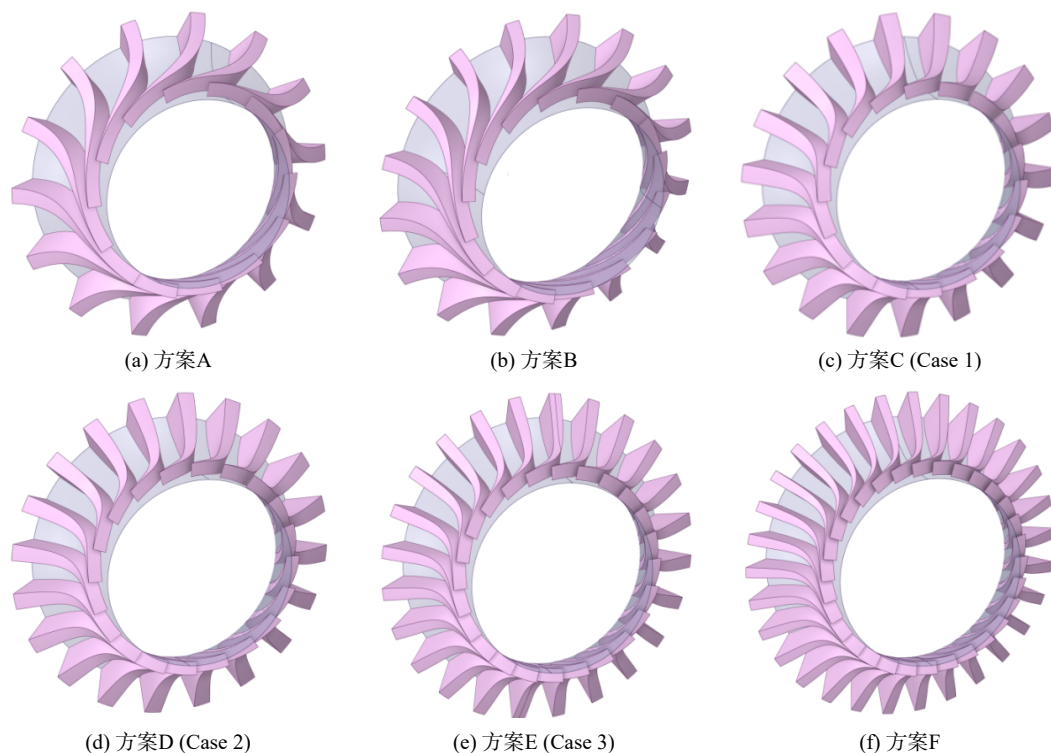


图 1 燃喷联合体构型气动设计结果

Fig. 1 Aerodynamic design results of the integrated combustion vanes

的作用则相应减弱。

3) 单元体数量越少,为实现预定气流折转角度所需的流道轴向发展长度越长。在相同轴向空间约束下,叶片需要更早地弯曲以引导气流转向,反映了稠度原则在燃喷联合体构型气动设计中的指导作用。嵌入式布置微混燃烧器时,流道前段需保留特定的长度保证燃烧功能所需,故而单元体数量不能过低。

2 数值模拟方法

燃喷联合体改型设计核心目标是将导向器数量缩减至原数量的一半,以大幅降低冷却空气用量,同时兼顾工程结构对称性需求,因此在图 1 初选方案的基础上将燃喷联合体单元体数量目标拟定为 20 个左右。重点针对方案 C(Case 1)、方案 D(Case 2)、方案 E(Case 3)三种设计方案开展详细分析。此外,每种设计方案下均包含带前缘($l=0$ m, l 为截断长度)以及截断前缘相对长度(l/L , L 为导向器弦长)分别为 0.083、0.167、0.25、0.333、0.417、0.5 的 7 种结构。

采用 NUMECA 软件开展三维流场定常数值模拟。沿周向选取一个通道作为流体计算域划分结构化计算网格,由 AutoGrid5 生成。图 2 示意性地给出了带前缘以及截断前缘的几何模型及计

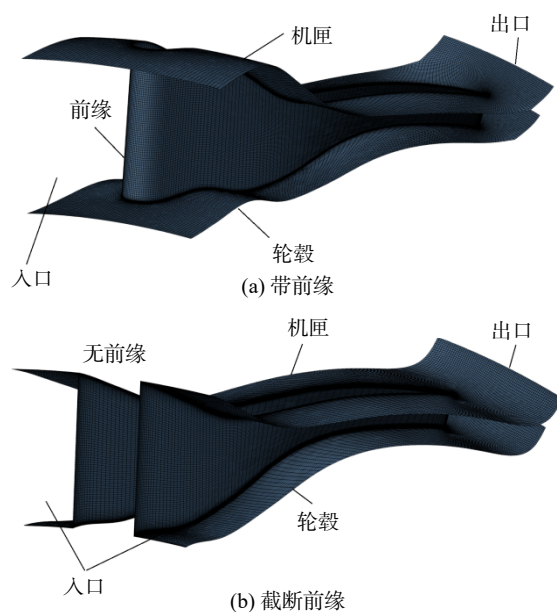


图 2 计算域与计算网格

Fig. 2 Computational domain and mesh

算网格。为捕捉尾迹和尾迹损失,将上、下端面向下游延伸得到出口段。全局近壁网格均进行了加密处理,贴壁网格高度为 5×10^{-6} m,经过网格无关性验证,最终计算网格数量确定为 240 万量级。工质采用定制燃气。根据设计点工况给定边界条件,入口设定总压、总温、垂直进气,出口边界设定静压 p_2 ,进出口压比为 1.64。根据单元体

数量设定周期性边界, 将固壁面视为绝热壁面。选择 Spalart-Allmaras 单方程湍流模型, 该模型对大压力梯度下黏性流体分离流动模拟具有良好的适用性, 计算结果表明近壁雷诺数(y^+)数值不超过 8, 符合该湍流模型所要求的 $y^+ < 10$ 适用条件。

3 结果分析

3.1 设计结果校核

图 3~图 5 给出了上述算例的折合流量、出口气流角以及总压损失系数计算结果, 流量和出口气流角均满足设计指标。结果显示气动参数基本保持稳定, 表明出口气流状态对前缘结构及尺寸并不敏感, 流道前段的低速流动不显著影响出口气流状态, 意味着后加载叶型整体设计、在此基础上截断前缘得到燃喷联合体构型的设计方法是可行的。对于总压损失系数, 当单元体数量一定时, 其数值随着截断长度 l 的增加而降低, 可降低至 5% 以下。可见, 减小流体、固体接触面积将有助于提高总压恢复系数, 降低可用能损失, 壁面摩擦损失在流动损失占比较高。单元体数量较多时损失系数均高于 5%, 说明叶片数量的增加提

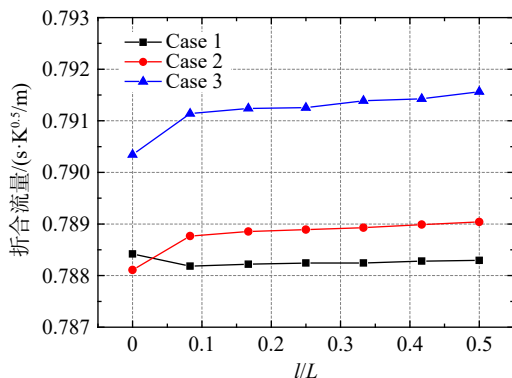


图3 折合流量

Fig. 3 Corrected mass flow

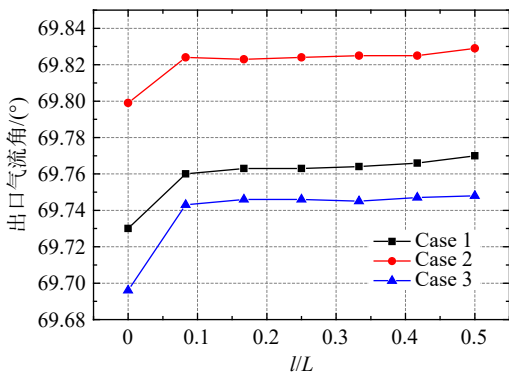


图4 出口气流角

Fig. 4 Exit flow angle

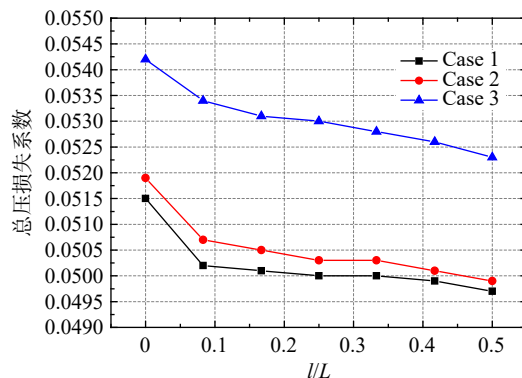


图5 总压损失系数

Fig. 5 Total pressure loss coefficient

升了导流作用, 但同时会增加暴露面积, 造成更高的壁面摩擦损失。

3.2 燃喷联合体构型气动性能

图 6~图 8 展示了叶片表面等熵马赫数分布情况。叶片表面载荷呈现明显的后部加载特征, 轴向长度 Z 达到 0.6 m 时, 压力面和吸力面的气流才开始显著加速, 在此尺寸之前, 气流基本维

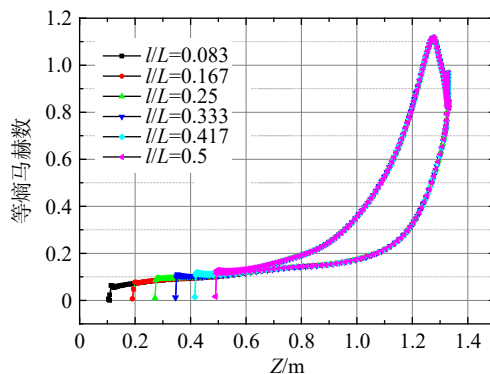


图6 叶片表面等熵马赫数分布(Case 1, 10% 叶高)

Fig. 6 Isentropic Mach number distribution on blade surface (Case 1, 10% span)

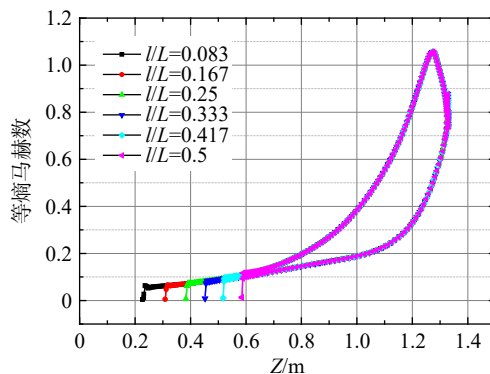


图7 叶片表面等熵马赫数分布(Case 1, 50% 叶高)

Fig. 7 Isentropic Mach Number distribution on blade surface (Case 1, 50% span)

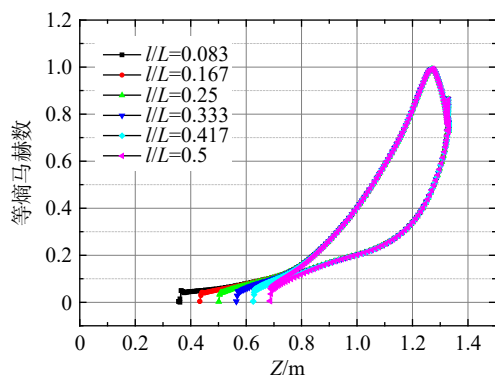


图 8 叶片表面等熵马赫数分布(Case 1, 90% 叶高)

Fig. 8 Isentropic Mach Number distribution on blade surface
(Case 1, 90% span)

持低速流动, 流道内未出现激波。不同截断长度条件下叶片中后段载荷分布基本保持一致, 即截断长度对高速区气流的发展未产生显著影响, 证明了设计方法的合理性。值得说明的是, 叶片截断技术(balder cutoff)被用于径流式流体机械的家族化叶轮设计(通常是截断离心泵或离心压气机的尾缘)。计算结果显示, 借鉴 balder cutoff 思想截断导叶前缘的技术路径是可行的。在所研究的单元体数量、截断长度以及叶高(10%、50%、90%)范围内, 上述结论都是成立的。

图 9、图 10 展示了燃喷联合体构型典型气动参数分布云图, 叶片两侧型面与上、下端面共同围合形成了一个复合式流道结构。在此结构下, 气流不再仅仅依靠叶片型面进行导流, 而是由叶片型面与端壁构成的复合流道协同作用, 共同主导了气流的加速过程和流动方向的转变。即使吸力面后段存在显著的过度膨胀、逆压扩散现象, 但图 11 未观察到大范围流动分离现象。

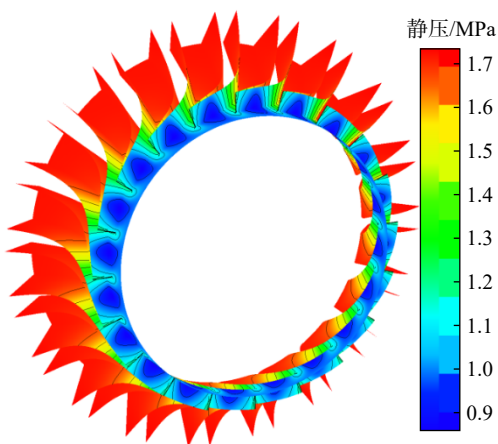


图 9 静压分布云图

Fig. 9 Contour of static pressure distribution

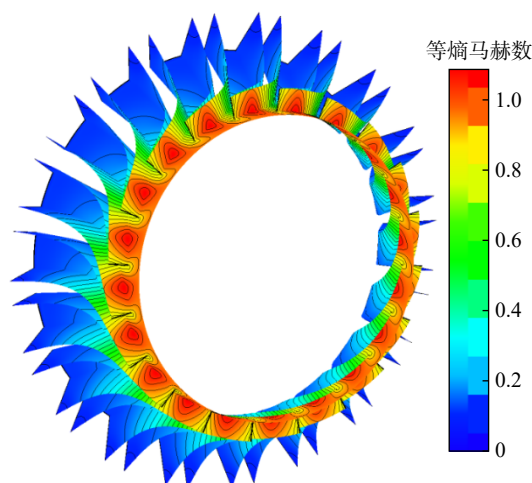


图 10 等熵马赫数分布云图

Fig. 10 Contour of isentropic Mach number distribution

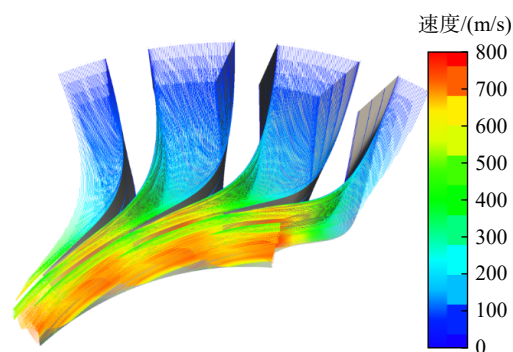


图 11 三维流线

Fig. 11 Three-dimensional streamlines

3.3 传统涡轮导向器与燃喷联合体构型的流场差异

以 Case 2 为例, 对比分析了带前缘构型(传统涡轮导向器)与截断前缘构型(燃喷联合体构型)典型流场结构特征。两者流场形态的核心区别体现在前缘区域的流动行为上, 带前缘构型中显著存在前缘冲击滞止流动现象及其直接诱发的马蹄涡结构; 而截断前缘构型则不具备这种典型的前缘滞止与马蹄涡生成机制。

在带前缘构型中(见图 12), 流向叶片前缘的亚声速主流流体, 在尚未抵达前缘几何驻点时, 便能提前感知到前方障碍物(前缘)带来的压力扰动。这种扰动导致流线在冲击驻点之前就提前发生偏转形成两个分支, 分别沿着叶片压力面和吸力面的型面轮廓绕流。在此过程中, 气流速度在紧邻前缘驻点的极小区域内逐渐滞止为零。更为关键的是, 靠近壁面的流体在边界层内存在显著的壁面法向速度梯度。这意味着距离壁面不同高度的流层具有不同的法向动量分布。当这些具有

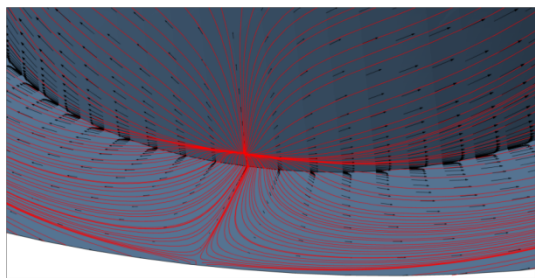


图12 前缘冲击滞止流动(下端壁)

Fig. 12 Leading-edge shock-stagnation flow (lower endwall)

不同法向动量的流体层相继撞击到前缘这个障碍物时,其动量在法向和流向的改变程度各不相同,这种动量差异的累积效应最终导致了马蹄涡这一经典旋涡结构的生成。对于截断前缘构型(见图13),该区域的流动特征更接近于矩形管道入口的流动发展过程。流体进入该区域时,速度剖面相对均匀,不存在强滞止点。随后,黏性效应开始发挥作用,在壁面附近从零开始逐渐发展形成边界层。这个边界层随着流体向下游流动而持续

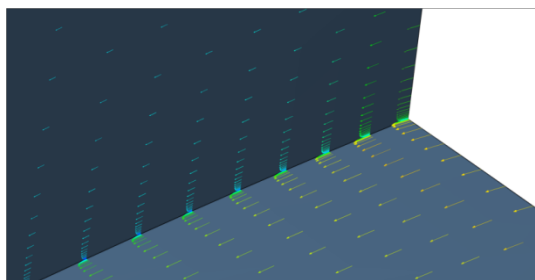


图13 吸力面(竖面)和下端面(横面)近壁处流体速度的发展
Fig. 13 Development of near-wall fluid velocity on suction surface (vertical plane) and lower endwall (horizontal plane)

增厚和发展,其流动形态主要受入口条件、壁面摩擦和下游压力梯度的影响,而非由前缘冲击引起的强滞止、流线大角度偏转和马蹄涡生成主导。

3.4 燃喷联合体构型流道涡系特征

为细致探究燃喷联合体构型流动特征,进一步基于CFX尺度自适应模拟(scale adaptivesimulation, SAS)湍流模型对其开展了非定常高保真数值模拟。采用经网格无关性验证的全结构化网格,网格数量为1 600万,时间解析尺度为 $1\mu\text{s}$ 。如图14~图16所示(图中 T 为时间),尺度解析模型捕捉到叶片尾迹中由复杂三维涡动力学主导的涡对的周期性形成、演变和脱落过程,涡丝形态清晰。压力面尾缘脱落的低速流体在主流强剪切作用下卷起,形成初始尾迹涡层,同时,吸力面脱落涡与压力面尾迹涡层相互作用,在涡丝拉伸效应主导下,自发重组为一对旋转方向相反、呈非对称排列的反旋涡对,该涡对核心间距约为0.15倍尾迹初始宽度,表征强烈的涡旋强度。涡对在向下游迁移时诱发涡丝二次失稳并破碎,能量通过级串过程耗散为湍流脉动。涡对演化过程显著

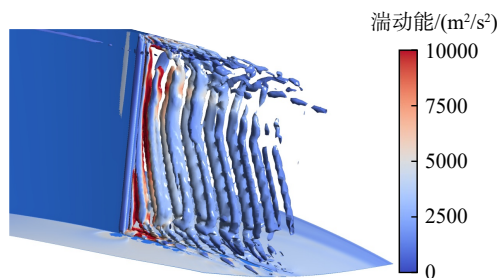
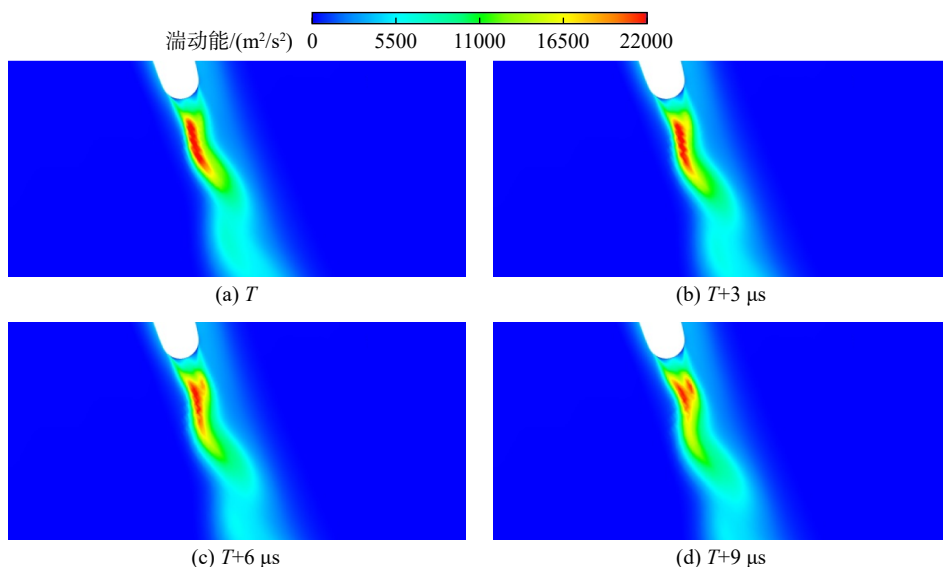


图14 燃喷联合体尾迹涡对

Fig. 14 Wake vortex pairs of integrated combustion vanes



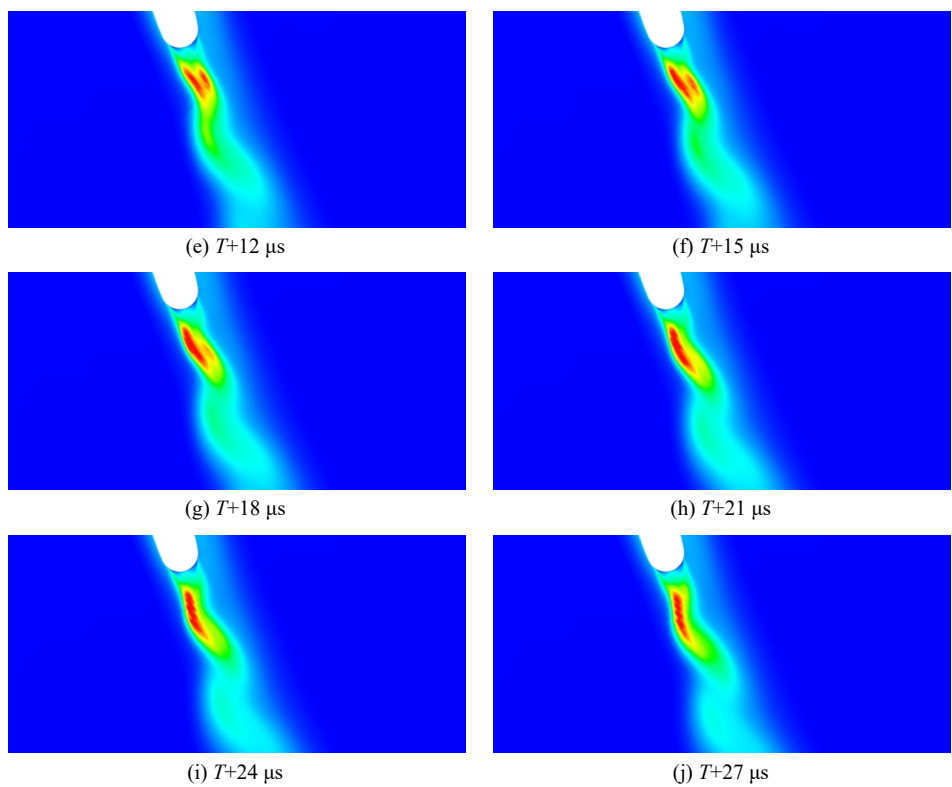
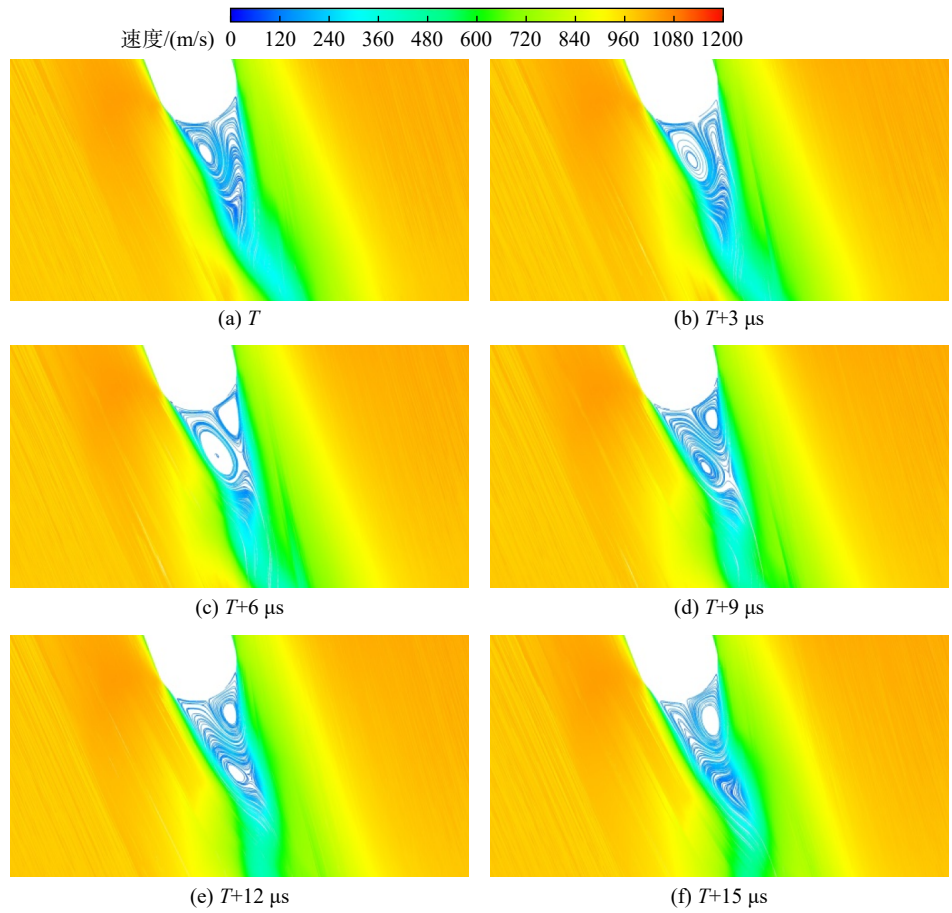


图 15 尾迹区湍动能瞬态变化

Fig. 15 Transient variation of turbulent kinetic energy in the wake region



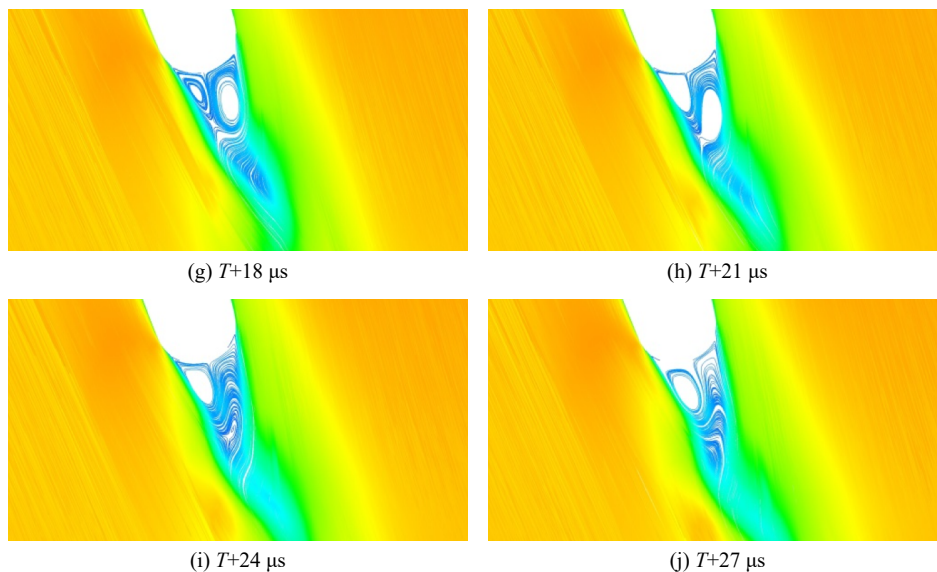


图 16 尾迹区的周期性涡对

Fig. 16 Periodic vortex pairs in the wake region

增强了尾迹区湍动能生成率, 贡献了相当程度的气动损失。涡对呈现卡门涡街的特征, 从生成到湮灭存续周期约为 $24 \mu\text{s}$ 。

如前所述, 流动过程中是否形成马蹄涡及其相关的复杂涡系结构是传统涡轮导向器与燃喷联合体构型流场本质的核心差异。图 17 进一步揭示燃喷联合体构型二次流以尾迹涡为主, 未发现与马蹄涡以及与其密切相关的其他流动现象, 例

如马蹄涡自身的发展演变过程(拉伸、破碎)、马蹄涡与通道内固有的通道涡之间的复杂相互作用, 如缠绕、合并、耗散等。然而, 从宏观气动性能参数的最终表现来看, 两种结构出口截面处的气流状态却表现出较小的差异。造成这种“微观涡系差异显著”而“宏观出口参数相似”现象的主要原因有二: ①由于整体结构尺度相对庞大, 由马蹄涡等构成的小尺度涡系结构所携带的能量及其对主流核心区的扰动影响范围有限, 难以显著改变宏观平均流动参数; ②更为重要的是, 在轴向(从入口面至出口面)、周向(从压力面到吸力面)以及径向(从轮毂面到机匣面)三个正交方向上起主导作用的压力梯度, 对流体运动构成了强有力的约束和引导。这种由整体几何构型决定的大尺度压力梯度分布及其对流动的主导控制作用, 在两种不同的结构(带前缘与截断前缘)中是基本一致的, 从而在很大程度上导致出口宏观气流状态基本接近。

4 结 论

本文开展了重型燃气轮机燃喷联合体气动设计研究, 并通过数值模拟分析了该构型气动性能及流场特征, 主要结论如下:

1) 基于后加载叶型截断前缘的“整体造型、局部细修”设计方法是有效的, 前缘结构对出口气流状态影响不显著, 为喷燃联合体设计提供了新思路。当单元体数量一定时, 截断长度增加可使总压损失系数降至 5% 以下, 证实减少接触面积

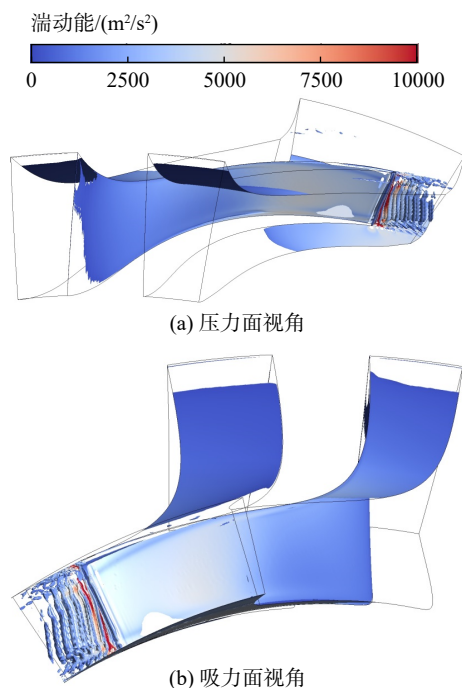


图 17 喷燃联合体构型内部涡系结构

Fig. 17 Vortex structures inside integrated combustion vanes configuration

可提升总压恢复系数,检验了设计方法的可行性。

2) 叶片表面载荷呈现典型后部加载特征,中后段载荷分布对截断长度不敏感,燃喷联合体构型流道未发生大范围流动分离,流动损失以摩擦损失和尾迹损失为主。

3) 与传统涡轮导向器相比,燃喷联合体构型消除前缘冲击滞止与马蹄涡生成机制,尾迹涡主导的周期性涡对演化成为主要二次流,尾迹涡对存续周期约为 24 μ s。尽管微观涡系差异显著,但宏观出口气流参数与带前缘构型相近,表明大尺度压力梯度对流动起主导作用。

参考文献:

- [1] 曹玉璋,陶智,徐国强,等.航空发动机传热学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [2] 朱莉娅,徐国强.涡轮冷却技术对航空发动机性能的影响[J].*推进技术*,2014,35(6):793-798.
Zhu Liya, Xu Guoqiang. Influence of turbine cooling technology on aero-engine performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 793-798. (in Chinese)
- [3] 刘松龄,陶智.燃气涡轮发动机的传热和空气系统[M].上海:上海交通大学出版社,2018.
- [4] 张少平,侯美丽,李恒,等.新一代航空发动机新结构设计及其对新材料与新工艺需求分析[J].*航空学报*,2025,46(23):276-292.
Zhang Shaoping, Hou Meili, Li Heng, et al. Analysis of new structural designs and requirements for new materials and manufacturing processes in next generation aircraft engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(23): 276-292. (in Chinese)
- [5] 刘李旭,王新锋,姚甜.高熵合金在燃气轮机中的应用研究[J].*中国设备工程*,2024(22):21-23.
Liu Lixu, Wang Xinfeng, Yao Tian. Study on application of high entropy alloy in gas turbine[J]. *China Plant Engineering*, 2024(22): 21-23. (in Chinese)
- [6] 王一丹,郭谦,周琪杰,等.先进航空发动机高温功能涂层研究进展[J].*航空材料学报*,2024,44(5):48-69.
Wang Yidan, Guo Qian, Zhou Qijie, et al. Research progress in high temperature functional coatings for advanced aeroengines[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2024, 44(5): 48-69. (in Chinese)
- [7] 王昆,邹兰欣,郭磊,等.航空发动机及燃气轮机热障涂层高温腐蚀与防护[J].*中国腐蚀与防护学报*,2025,45(1):1-19.
Wang Kun, Zou Lanxin, Guo Lei, et al. High-temperature corrosion and protection of thermal barrier coatings for aeroengines and gas turbines[J]. *Journal of Chinese Society for Corrosion and Protection*, 2025, 45(1): 1-19. (in Chinese)
- [8] 孔祥灿,张子卿,朱俊强,等.航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展[J].*推进技术*,2022,43(5):200632.
Kong Xiangcan, Zhang Ziqing, Zhu Junqiang, et al. Research progress on cooling structure of aeroengine air-cooled turbine blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5): 200632. (in Chinese)
- [9] Nourin F N, Amano R S. Review of gas turbine internal cooling improvement technology[J]. *Journal of Energy Resources Technology*, 2021, 143(8): 080801.
- [10] Aslanidou I, Rosic B, Kanjirakkad V, et al. Leading edge shielding concept in gas turbines with can combustors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(2): 021019.
- [11] Jacobi S, Rosic B. Development and aerothermal investigation of integrated combustor vane concept[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138: 011002.
- [12] Aslanidou I, Rosic B. Aerothermal performance of shielded vane design[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(11): 111003.
- [13] Jacobi S, Rosic B. Influence of combustor flow with swirl on integrated combustor vane concept full-stage performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140: 011002.
- [14] Hughes M J, Berry J D, Zhao Wei, et al. DLN evo combustion technology development for a high-hydrogen flexible F-class retrofit [R]. ASME GT2023-101797, 2023.
- [15] 吴晶峰,蒋洪德.重型燃气轮机燃烧室过渡段气动造型设计及性能分析[J].*中国电机工程学报*,2013,33(17):90-97,17.
Wu Jingfeng, Jiang Hongde. Investigation of transition piece structure design and aerodynamic performance in heavy duty gas turbine combustors[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2013, 33(17): 90-97, 17. (in Chinese)
- [16] 叶莹,尹钊,赵洪雷,等.进口过渡段对热斑/气冷涡轮时序效应的影响[J].*燃气轮机技术*,2017,30(1):15-20.
Ye Ying, Yin Zhao, Zhao Honglei, et al. Influence of transition section to clocking effects of hot spot and cooled turbine[J]. *Gas Turbine Technology*, 2017, 30(1): 15-20. (in Chinese)
- [17] 于征磊.燃气轮机燃烧室过渡段流场数值模拟[D].长春:吉林大学,2011.
Yu Zhenglei. Numerical simulation of flow in transition piece of gas turbine combustor[D]. Changchun: Jilin University, 2011. (in Chinese)
- [18] 耿俊杰,祁海鹰.燃气轮机燃烧室过渡段“多造型函数组合”的设计方法[J].*动力工程学报*,2020,40(7):540-548,555.
Geng Junjie, Qi Haiying. Design method for transition pieces in gas turbine combustors based on multi-modeling function combination [J]. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2020, 40(7): 540-548, 555. (in Chinese)
- [19] 付仲议,杜英杰,叶炜,等.燃烧室出口旋流对高压涡轮导叶压力面异型孔气膜冷却的影响[J].*航空动力学报*,2026,41(3):20240828.
Fu Zhongyi, Du Yingjie, Ye Wei, et al. Effect of combustor exit swirl on film cooling characteristics of shaped holes on the pressure surface of high-pressure turbine vanes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2026, 41(3): 20240828. (in Chinese)
- [20] 孙添一,张垚垣,李志刚,等.燃烧室出流条件对涡轮静叶端壁流动结构和传热冷却特性的影响[J].*西安交通大学学报*,2023,57(1):152-163.
Sun Tianyi, Zhang Kaiyuan, Li Zhigang, et al. Effect of combustor outflow conditions on the flow structure and heat transfer cooling characteristics of turbine vane endwall[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(1): 152-163. (in Chinese)
- [21] 江立军,曹俊,陶焰明,等.燃烧室涡轮交互作用尺度自适应模拟[J].*航空动力学报*,2021,36(10):2186-2196.
Jiang Lijun, Cao Jun, Tao Yanming, et al. Combustor turbine interaction based on scale adaptive simulation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(10): 2186-2196. (in Chinese)
- [22] 周洁,宛鹏翔,韩省思,等.燃烧室-涡轮耦合流动传热超大涡模拟研究[J].*推进技术*,2022,43(3):246-256.
Zhou Jie, Wan Pengxiang, Han Xingsi, et al. Very-large eddy simulation of turbulent flow and heat transfer for coupled combustor-turbine components[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022,

- 43(3): 246-256. (in Chinese)
- [23] 方祥军, 刘思永, 王屏, 等. 大扩张通道超声高载荷对转涡轮动叶三维设计方法研究[J]. *航空学报*, 2007, 28(1): 25-31.
Fang Xiangjun, Liu Siyong, Wang (Bing| Ping), et al. Research of 3D design method for rotor of supersonic high loaded contra-rotating turbine with large expansile meridional channel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(1): 25-31. (in Chinese)
- [24] 刘智刚, 方祥军, 刘思永, 等. 某变循环发动机超声涡轮设计与分析[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(9): 2103-2110.
Liu Zhigang, Fang Xiangjun, Liu Siyong, et al. Design and analysis of HP-turbine for variable cycle engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2103-2110. (in Chinese)
- [25] 吴中野, 方祥军. 变几何低压涡轮气动性能研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 269-276.
Wu Zhongye, Fang Xiangjun. Research on variable geometry low pressure turbine aerodynamic performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 269-276. (in Chinese)
- [26] 吴中野, 方祥军, 刘思永, 等. 1+1/2 级超跨声对转涡轮气动性能试验及分析[J]. *航空学报*, 2018, 39(9): 67-76.
Wu Zhongye, Fang Xiangjun, Liu Siyong, et al. Test and analysis on aerodynamic performance of 1+1/2 supertransonic counter-rotating turbine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(9): 67-76. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)