

文章编号: 1000-8055(2021)10-2186-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20200493

# 燃烧室涡轮交互作用尺度自适应模拟

江立军, 曹俊, 陶焰明, 熊清勇, 肖为

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘 要:** 为了揭示燃烧室涡轮交互作用机理, 采用尺度自适应模拟方法对某航空发动机燃烧室和燃气涡轮开展了跨部件联合数值模拟研究, 分析了燃气涡轮导叶对燃烧室内部流场和温度场的影响、燃烧室出口速度分布和热斑对涡轮气动和传热的影响。结果表明: 尺度自适应模拟方法在预测燃烧室和燃气涡轮部件性能方面具有较高精度, 并能有效捕捉燃烧室及涡轮流道中的复杂涡系结构。同时, 涡轮对燃烧室内部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, 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。

**关 键 词:** 燃烧室; 涡轮; 交互作用; 尺度自适应模拟; 热斑

**中图分类号:** V231.2

**文献标志码:** A

## Combustor turbine interaction based on scale adaptive simulation

JIANG Lijun, CAO Jun, TAO Yanming, XIONG Qingyong, XIAO Wei

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** In order to study the mechanisms of combustor turbine interactions, integrated simulation of a realistic aero engine configuration, including combustor and turbine, was conducted by using scale adaptive simulation method. The impacts of the turbine nozzle guide vane on flow and temperature fields inside the combustor together with the effect of the velocity profile in the outlet of combustor and hot-streaks on turbine thermodynamics characteristics were both analyzed by the integrated simulation. The results demonstrated that the scale adaptive simulation method obtained a fine prediction on combustor and turbine performances and the complicated vortex structures were well resolved. Moreover, the velocity field inside combustor was distinctly influenced by the nozzle guide vane up to a distance of 0.3 axial chord length in front of the stator's leading edge, and the impacts of velocity profile in the outlet of combustor and hot-streaks on the turbine aerodynamics and heat transfer were quite significant.

**Key words:** combustor; turbine; interaction; scale adaptive simulation; hot-streaks

未来航空发动机对更高推质比/功质比、超低污染排放等方面的发展要求, 给燃烧室和燃气涡轮等热端部件设计带来了极大的技术挑战。过去

航空发动机整机性能的提升, 绝大部分是通过单个部件的改进获得, 但随着全三维非定常数值仿真技术的成熟与应用, 单个部件的性能已经逐步

**收稿日期:** 2020-11-18

**基金项目:** 中国航发自主创新专项资金(ZZCX-2017-018); 国家科技重大专项(2017-I-0001-0001)

**作者简介:** 江立军(1982-), 男, 研究员, 博士, 主要从事中小型航空发动机设计及仿真。

**引用格式:** 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.

逼近极限,想要进一步提升整机性能,必须考虑各部件之间的交互作用及流动机理以发现部件设计的改进方向。

Bunker<sup>[1]</sup>对燃气轮机传热研究领域进行归纳并提出十大热端部件挑战,提及两个系统层级的关键技术问题,其中一个就是燃烧室及涡轮的整体设计技术。一个突出的例子就是燃烧室出口热斑对燃气涡轮部件的影响,为了避免热斑引起的热失效破坏,需要对叶片冷却进行精细化设计。尽管高压涡轮冷却方面的技术研究已经开展了数十年,但对热斑的形成机制、迁移特性尚缺乏深入的认识。另外,燃气涡轮导向叶片对燃烧室内流场、温度分布等特性的影响也需要开展研究。燃烧室和涡轮的跨部件数值模拟对于优化燃烧室涡轮的整体效率、冷却系统等具有重要意义。

美国国家航空航天局路易斯研究中心、联合技术研究中心、麻省理工学院等单位在 20 世纪 80 年代就建设了可用于涡轮进口温度畸变概念验证研究的涡轮试验器。进入 21 世纪后,英国国防科技公司、美国空军研究实验室等单位也建设了可用于涡轮进口温度畸变对涡轮传热、气动和效率影响研究的涡轮试验器<sup>[2]</sup>。基于这些试验设备,开展了大量涡轮进口温度畸变影响试验研究<sup>[3-9]</sup>,包括热斑迁移对转静子和端壁换热的影响、对涡轮气动性能的影响,以及涡轮进口强旋流结构对涡轮导叶气动和换热的影响等。这些试验设备及研究为进一步揭示涡轮内部流动和换热机理,优化涡轮设计提供了坚实基础。然而这些试验器均不考虑真实燃烧过程,涡轮进口不均匀的压力、温度和湍流强度分布均由人工模拟器产生,无法模拟真实发动机燃烧室和涡轮的实际工作状态。

数值模拟方面,Dorney 等对燃烧室出口热斑在亚声和跨声涡轮中的迁移特性进行了数值仿真,发现在跨声条件下热斑对传热的影响更为突出<sup>[10]</sup>。但在数值仿真中他们仍然采用了均匀总压分布的涡轮进口条件,这在真实发动机中是不会出现的。Stitzel 和 Thole 采用数值模拟方法研究了燃烧室冷却结构对涡轮导向器通道流动的影响,将燃烧室和涡轮导向器流道共同处理成一个计算域,不同冷却结构在涡轮导向器流道中会产生不同的流场结构<sup>[11]</sup>。Klapdor 等基于罗尔斯-罗伊斯公司的 PRECISE-UNS 软件发展了一款新的三维数值仿真求解器(precise unstructured compressible, PUC),对燃烧室与高压涡轮导叶进行

了联合数值仿真。研究发现,涡轮导叶对燃烧室内静压分布的影响一直可回溯到导叶上游一个弦长距离<sup>[12-13]</sup>。斯坦福大学湍流研究中心团队在 2005 年完成了压气机和燃烧室的联合数值仿真<sup>[14]</sup>,使用两个独立求解器,同步求解两个不同部件的流动,并在交界面上实时交互流场信息。随后该团队还对普惠公司某型航空发动机整机进行了联合数值模拟,其结果与试验吻合较好,证明该方法具有一定的可行性<sup>[15]</sup>。但由于使用 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes)/LES (large eddy simulation) 分区混合的仿真方法,需要人为确定哪个区域采用 RANS 或 LES,人为因素较大,其难点在于 RANS 区域和 LES 区域分界面上的流场信息传递。

闫朝、赵庆军等主要针对热斑对涡轮二级静叶热负荷影响、进口热斑径向位置对对转涡轮高压级温度场的影响进行了试验和数值研究,他们使用高纯度氦气来模拟热斑<sup>[16-17]</sup>。蒋洪德、Yin 等全面分析了地面燃气轮机中燃烧室和涡轮交互作用的主要因素和作用机理,并搭建了包含燃烧室模拟器和涡轮导叶在内的基础试验器<sup>[18-19]</sup>。西北工业大学刘高文、刘松龄使用二维 CFD (computational fluid dynamics) 代码研究了热斑在高压涡轮级的迁移特性<sup>[20]</sup>。

鉴于燃烧室出口温度越来越高,多部件交互作用研究对提升航空发动机整体性能将起到不可忽视的帮助。本文从设计角度出发,采用先进的尺度自适应模拟方法,对某真实发动机燃烧室和燃气涡轮开展联合数值模拟,研究展示了燃烧室和涡轮内流道中的复杂流动结构,初步揭示了燃烧室涡轮交互作用机理。

## 1 尺度自适应模拟方法及验证

SAS(尺度自适应模拟)方法由 Menter 等在 2003 年首次提出<sup>[21]</sup>。该方法以 SST (shear stress transfer) 湍流模型为基础,引入 von Karman 长度  $L_{vk}$  作为第二个特征长度尺度,并将之加入湍流涡比耗散率  $\omega$  方程的源项中<sup>[22]</sup>。在非定常区域含  $L_{vk}$  的项占主导地位,使得  $\omega$  方程源项增大,从而带动  $\omega$  增大,导致涡黏性减小,使整个模式进入尺度自适应区域,得到非定常解。这种方法经过了大量数值验证和工程实际应用,具有较高的精度<sup>[23]</sup>。

基于 SST 湍流模型的 SAS 输运方程如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = P - \rho c_u k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} P - \rho \beta \omega^2 + Q_{SAS} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) \frac{2\rho}{\sigma_{\omega,2}} \cdot \frac{1}{\omega} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

式中  $t$  为时间,  $\rho$  为密度,  $k$  为湍动能,  $U$  为速度,  $P$  为湍流源项,  $\mu$  为动力黏度,  $\mu_t$  为湍流黏度,  $Q_{SAS}$  为源项,  $x_j$  为  $j$  方向坐标, 下标  $j$  表示方向, 模型常数  $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $c_u$ 、 $\sigma_k$ 、 $\sigma_\omega$ 、 $\sigma_{\omega,2}$  的取值以及函数  $F_1$  的具体形式可参见文献[21]。

SAS-SST 模型不同于 RANS-SST 模型的地方在于湍流涡耗散率  $\omega$  输运方程中增加了一个源项  $Q_{SAS}$ , 其定义为

$$Q_{SAS} = \max \left[ \rho \tilde{\zeta}_2 \kappa S^2 \left( \frac{L}{L_{vK}} \right)^2 - C \frac{2\rho k}{\sigma_\phi} \max \left( \frac{1}{\omega^2} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \frac{1}{k^2} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \cdot \frac{\partial k}{\partial x_j} \right), 0 \right] \quad (3)$$

式中  $S$  为应变率张量  $S_{ij}$  的标量不变量,  $L$  为模化湍流的长度尺度, von Karman 长度  $L_{vK}$  是其经典边界层定义的三维扩展,  $\kappa$  为 von Karman 常数, 值取 0.41。其他经验系数分别为:  $\tilde{\zeta}_2 = 3.51$ ,  $\sigma_\phi = 2/3$ ,  $C = 2$ 。

SAS 方法作为一种先进的非定常流动仿真方法, 避免了 RANS 对高频流动结构的过分阻尼耗散, 可自动判断某个区域的流动是否已进入非定常流动状态。在非定常流动区域, 能自动减小涡黏性以释放较大尺度的湍流脉动, 此时 SAS 方法就能捕捉流场中的非定常涡结构, 因此称其具有尺度自适应的能力。

虽然文献[22-23]提供了大量验证算例, 为了进一步确认 SAS 方法在燃烧室及涡轮数值模拟中的预测精度, 作者应用 SAS 方法对燃烧室和涡轮各类特征流动, 如钝体绕流、横向射流、涡流器旋转射流、燃烧室冷热态流动、叶栅流动和燃气涡轮等进行了系统的数值模拟, 对 SAS 方法进行了不同层级的校核与验证。限于篇幅, 这里仅展示两个算例。图 1 所示为某双级轴向涡流器 PIV (particle image velocimetry) 流场试验和 SAS 方法获得的轴向速度云图分布对比, 图中  $x$ 、 $y$  表示坐标轴方向,  $V_x$  表示沿  $x$  轴方向的速度分量, 黑实线为轴向速度为零的等值线, 可以看出两者得到的回流区形状、射流的扩张角度、速度峰值基本一致<sup>[24]</sup>。图 2(a) 和图 2(b) 所示分别为某发动机燃

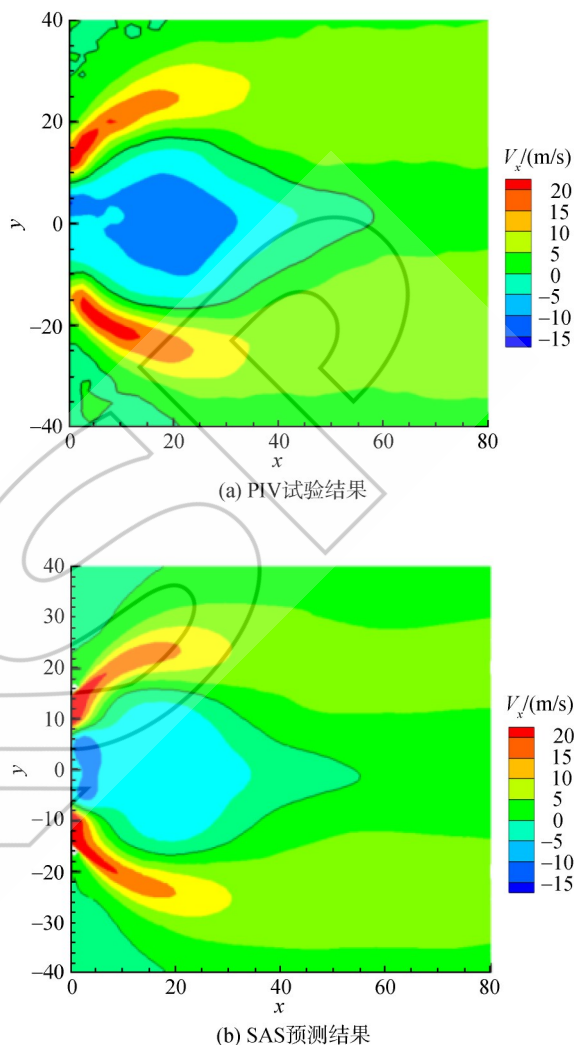


图1 旋转射流SAS方法校核

Fig.1 SAS method verification of swirl flow

烧室性能试验与 SAS 方法预测的燃烧室出口无量纲温度分布云图对比 (其中  $T$  为燃烧室出口温度,  $T_3$  为燃烧室进口平均温度)。图 2(c) 是燃烧室出口截面的径向温度分布曲线的试验结果与数值模拟结果对比, 可以发现两者符合较好。系列验证结果表明, 使用 SAS 方法计算获得的燃烧室和涡轮主要性能参数与试验值吻合较好, 燃烧室总压损失预测误差在 3.2% 以内, OTDF (overall temperature distribution factor) 与 RTDF (radial temperature distribution factor) 预测绝对误差分别在  $\pm 0.03$  和  $\pm 0.01$  以内, 涡轮效率预测误差在

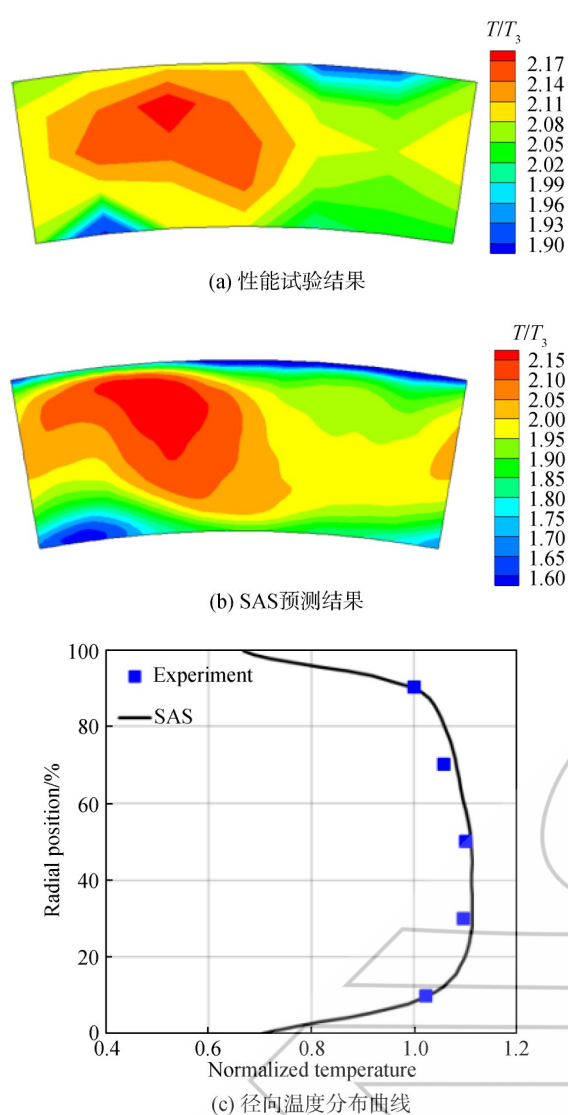


图2 燃烧室热态流动SAS方法校核

Fig.2 SAS method verification of reaction flow of combustor

1.0% 以内。

## 2 研究对象

本文研究对象为某航空发动机燃烧室和高压燃气涡轮。燃烧室由模拟压气机进气条件的带80片导叶的扩压器、双油路离心喷嘴、双级轴向涡流器、导流板、机匣和斜置火焰筒等组成,火焰筒采用机械环冷却,燃烧室头部数量为16。高压燃气涡轮包括一级进口导向器、一级动叶,其中导向器叶片数为28,动叶叶片数为52。为了减少计算网格量以降低对计算资源的需求,燃烧室选取全环区域的1/16作为计算域,同时为保证燃烧室计算域和燃气涡轮计算域的旋转周期一致,对燃气涡轮导叶和动叶均作约化处理,最终将导叶数

处理为32,动叶数处理为48,均取全环通道的1/16作为计算域,燃油喷嘴正对导叶前缘。

对燃烧室计算域、燃气涡轮计算域分别进行网格划分,两个部件均保证旋转轴为 $x$ 轴,然后进行网格拼接,燃烧室出口和涡轮进口形成的交界面在轴向上处于同一位置,如图3所示。

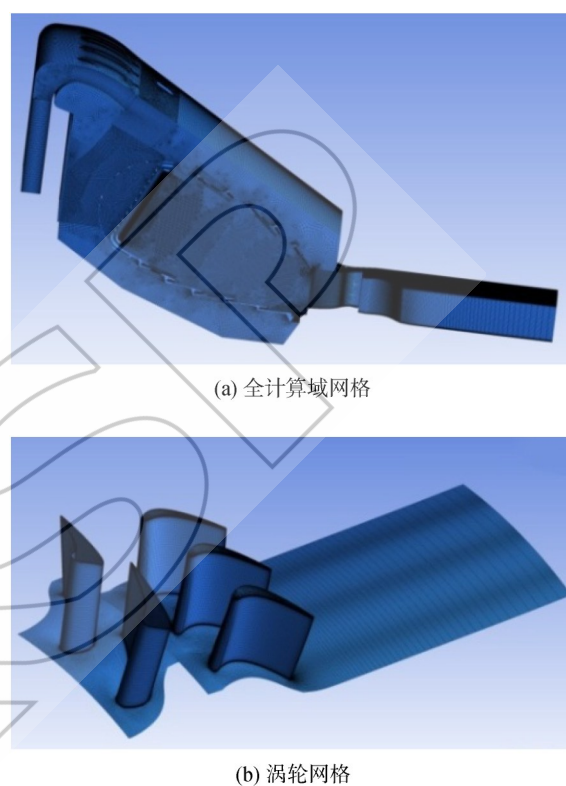


图3 网格策略示意图

Fig.3 Schematic of grid

在开展正式模拟前,采用涡流器流场试验、燃烧室各类开孔流量系数试验、叶栅试验和模型涡轮试验等多种基础试验数据对网格策略进行了校核,并对本研究中的燃烧室、涡轮部件单独进行了多次网格加密,保证所有监控流动参数变化趋于网格无关。最终燃烧室采用六面体和四面体混合网格,网格数约为1570万,燃气涡轮均采用六面体网格,其中燃气涡轮导叶网格数为188万,动叶网格数为633万。燃烧室和涡轮的交界面选择在燃烧室物理出口处,交界面采用冻结转子方法进行连接保证计算域间联通及数据传递,燃气涡轮导叶与动叶采用型转换方法进行数据传递。

## 3 数值模拟方法

本研究采用CFX软件求解三维非定常黏性

RANS方程,求解器采用瞬态叶片排方法,数值方法采用时间追赶有限体积法,空间离散采用高分辨率差分格式,时间离散应用二阶后差欧拉格式,采用多重网格技术加速收敛。湍流模型采用SAS方法,燃烧模型采用涡耗散模型,只考虑单步化学反应机理,喷雾模型采用固体雾锥模型,燃油液滴的轨迹跟踪及蒸发采用离散相模型处理。计算时一个转子通道周期内设定200个物理时间步。

计算状态参数见表1,计算过程中给定对应发动机转速 $N$ 下,燃烧室进口总压 $p_{t3}$ 、总温 $T_{t3}$ 、质量流量 $\dot{m}_{a3}$ 、燃油流量 $\dot{m}_f$ ,给定燃气涡轮出口静压,几何模型侧壁均设置为旋转周期边界,燃烧室与涡轮交界面、涡轮2导叶与动叶交界面处理均采用GGI(general grid interface)方法,所有固体壁面均为绝热无滑移边界。涡轮导叶及端壁、动叶气膜冷却孔采用源项法处理。

表1 数值模拟状态参数

Table1 Properties parameters used in the simulation

| $p_{t3}/\text{kPa}$ | $T_{t3}/\text{K}$ | $\dot{m}_{a3}/(\text{kg/s})$ | $\dot{m}_f/(\text{kg/h})$ | $N/(\text{r/min})$ |
|---------------------|-------------------|------------------------------|---------------------------|--------------------|
| 980                 | 702               | 7.2                          | 730                       | 23 629             |

## 4 计算结果分析

### 4.1 涡轮对燃烧室流场与温度场的影响及分析

从轴向扩压器流出的气流分成三股,分别流向燃烧室外环腔、头部和内环腔,通过头部涡流器、主燃孔、掺混孔以及数以千计的冷却小孔进入火焰筒内部。涡流器出口下游的旋转射流、主燃孔和掺混孔横向射流等多股气流相互作用,耦合形成了火焰筒内部复杂的湍流结构。图4给出了计算最终时刻 $Q$ 准则( $Q=S^2-\Omega^2$ ,其中 $S$ 为应变率张量不变量, $\Omega$ 为涡量张量不变量)为 $6\times 10^5$

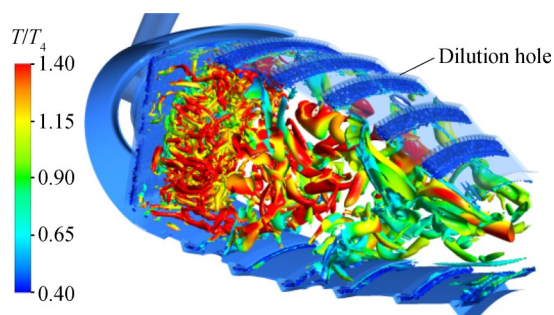


图4 燃烧室内湍流旋涡结构( $Q=6\times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )

Fig.4 Vortex structure in the combustor ( $Q=6\times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )

$\text{s}^{-2}$ 条件下的燃烧室内湍流结构,其中云图展示的是无量纲温度,即绝对温度值使用燃烧室出口平均温度 $T_4$ 进行了无量纲处理。从图上可以看出,主燃区气流经过多级涡流器的搅拌掺混形成尺度较小的湍流结构,以保证燃油和空气的充分混合及燃烧。这部分湍流结构被主燃孔射流截断,因此明显形成以主燃孔为界的两个不同尺度湍流结构区域,火焰筒后段因主燃孔和掺混孔射流形成的湍流结构尺度较大。从温度分布来看,高温湍流结构主要出现在掺混孔上游区域。

为了分析涡轮对燃烧室内流场和温度场的影响,对带涡轮和不带涡轮两种情况的模拟结果进行了对比分析。图5所示为计算最终时刻燃烧室出口截面无量纲温度分布云图。从图上可以看出涡轮导叶对燃烧室出口截面温度分布产生了一定影响,导叶存在使原本连续的高温区域出现了明显的周向切断。

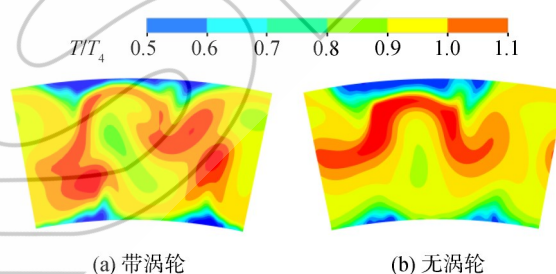


图5 燃烧室出口无量纲温度分布

Fig.5 Distribution of normalized temperature in the outlet of combustor

图6所示为计算最终时刻燃烧室出口截面无量纲静压 $p_s/p_{s4}$ 的分布云图,其中 $p_s$ 表示燃烧室出口截面静压,采用燃烧室出口截面平均静压 $p_{s4}$ 进行无量纲化处理。在静压分布上很容易看出涡轮对燃烧室出口截面气动参数分布的影响,导叶前缘正对区域出现明显的高静压区域。燃烧室出口截面距离导叶前缘截面约为0.14倍导叶弦长。为了进一步确定涡轮对上游流动的影响范围,选择对燃烧室出口截面分区现象最为明显的轴向速度开展分析。图7为导叶上游距离导叶前缘分别为0.1、0.2和0.3倍弦长截面的轴向速度分布。可以看到,在0.1和0.2倍弦长截面轴向速度分布存在较明显差别,而在0.3倍弦长截面上两者基本一致,因此可大致判断涡轮对上游火焰内流动的影响不超过0.3倍导叶弦长。这种影响主要由涡轮导叶的物理堵塞作用所致,燃烧室出口气流流

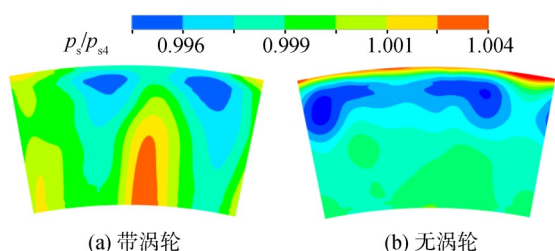


图 6 燃烧室出口无量纲静压分布

Fig.6 Distribution of normalized static pressure in the outlet of combustor

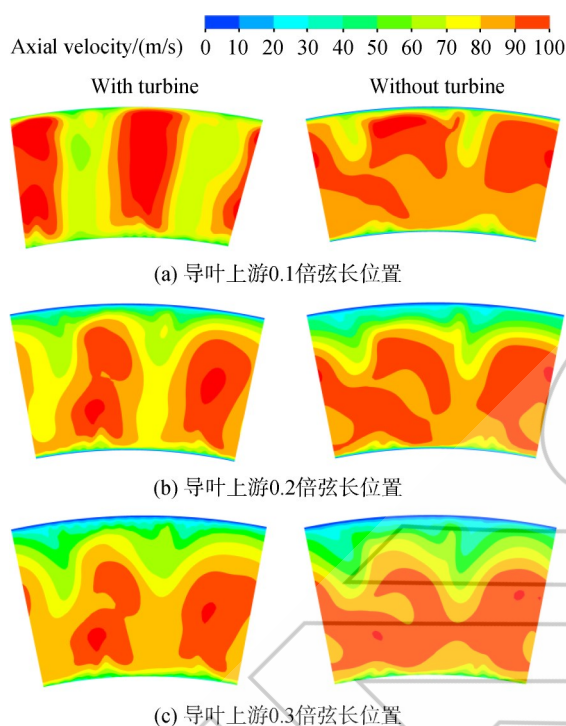


图 7 导叶上游不同轴向位置轴向速度分布

Fig.7 Distribution of axial velocity at different cross sections in front of turbine vanes

经涡轮导叶前缘时发生滞止,进而对上游静压和轴向速度均产生较大影响。

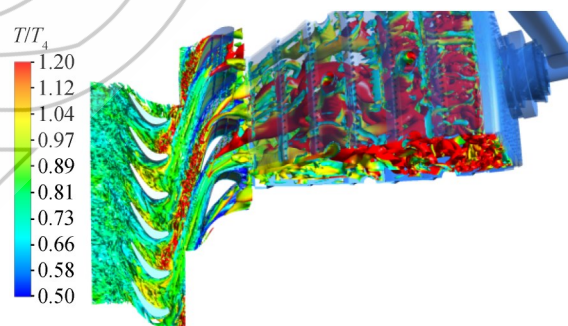
在以往的燃烧室设计及数值模拟过程中,一般不考虑涡轮对燃烧室内流场和温度场的影响。从上述模拟结果可以看出,涡轮导叶对燃烧室出口段气动参数分布存在较明显影响。虽然在本研究中涡轮对燃烧室的影响向上游传播距离不是很远,但对于没有主燃孔和掺混孔的贫油预混预蒸发燃烧室,由于没有大孔射流的阻断作用,涡轮可能会直接影响到头部的流动形态,进而影响燃烧稳定性。

#### 4.2 燃烧室对涡轮流动与传热的影响及分析

从燃烧室流出的高温高压燃气进入涡轮主流道加速膨胀,带动涡轮转子旋转对外输出轴功。

涡轮除了主流道,还有复杂的冷却和封严系统,最终形成的流动现象和湍流结构也异常复杂。为了消除其他复杂因素的影响,本研究暂不考虑冷却和封严系统,并采用源项法对端壁和叶片的冷却进行简单模化。

图 8 给出了计算最终时刻  $Q$  准则为  $2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$  条件下的燃烧室和涡轮内部湍流结构,其中云图展示的是无量纲温度。从图上可以看到,燃烧室出口处的湍流结构尺寸相对较大,这些大涡在导叶吸力面后段破碎成大量小尺度湍流涡结构,再经过导叶尾迹区的作用,最终进入转子通道的湍流涡更加复杂多样,数量也更多。在导叶尾缘下游,形成较明显的尾迹湍流旋涡带。不过从导叶壁面温度分布来看,从燃烧室流出的高温燃气团虽然经过不断的掺混破碎,但仍以较固定的轨迹进入涡轮转子通道。从图上可以看到燃烧室和涡轮之间、涡轮导叶和动叶之间的湍流旋涡结构能基本衔接上,说明 GGI 方法可较准确地在界面传递流场信息, SAS 方法在捕捉湍流涡系结构方面表现较好。

图 8 燃烧室和涡轮内部旋涡结构 ( $Q=2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )Fig.8 Vortex structure in the combustor and turbine ( $Q=2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )

燃烧室进口气流一般存在一定的周向偏转角,虽然大部分经过头部涡流器、冷却孔的气流偏转基本被消除,但主燃孔和掺混孔等大孔射流存在明显的周向偏转,这就导致燃烧室出口气流也存在一定程度的周向偏转。由于本研究中的燃烧室头部中心线与发动机轴系也存在一定夹角,所以流出火焰筒的高温燃气也存在一定的径向速度。图 9(a)所示为燃烧室出口截面时周向速度分布,图 9(b)所示为燃烧室出口截面时径向速度分布。可以看到,周向和径向速度分布均出现一定的规律性,周向速度为负值的区域与掺混孔射流存在对应关系,径向速度的条带状分布也

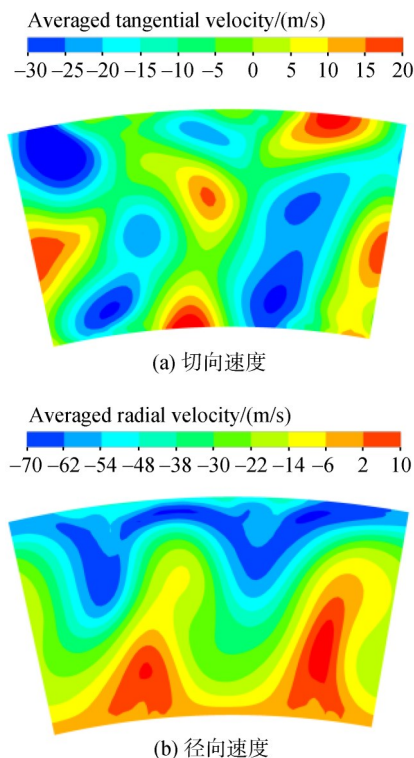


图9 燃烧室出口时均速度分布

Fig.9 Averaged velocity profiles in the outlet of combustor

与掺混射流直接相关,负值较大区域则靠近火焰筒外环,这是由燃烧室头部中心线与发动机轴系夹角决定的。

图10所示为经过周向平均处理后的涡轮导叶进口气流角沿径向分布,分布呈典型双峰结构,角度范围从 $-3^\circ$ 到 $-9^\circ$ 。以50%叶高位置为波谷,具有一定的对称性。较小的导叶进口气流角虽然在气动上对涡轮不会产生明显影响,但在导叶前缘冷却设计中应加以考虑。

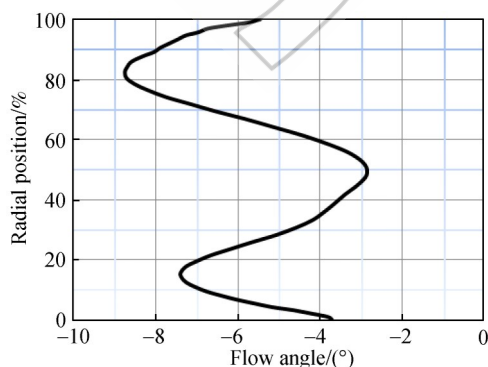


图10 导叶进口气流角沿径向分布

Fig.10 Radial distribution of flow angle in the inlet of turbine vane

图11示出了涡轮导叶流道较清晰的涡系结构,包括源自燃烧室的大尺度轴向涡、导叶前缘与端壁结合处的马蹄涡、由气膜冷却孔射流诱发的附壁小涡以及尾迹涡等。从图上可以明显看到有一个高温燃气团扫掠通过右侧导叶。为进一步研究高温燃气团,即热斑在涡轮导叶通道内的迁移,特别截取了正对此导叶上游的狭窄扇形区域作为流线的起始截面,如图12(a)右侧的扇形条带区域所示。

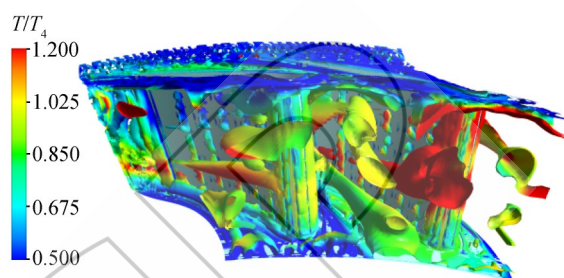
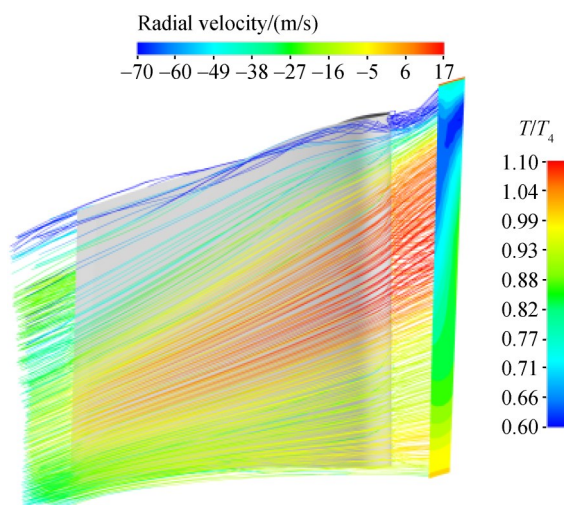
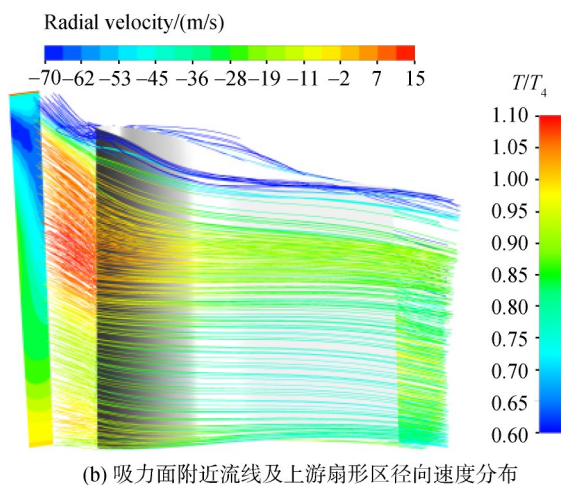
图11 涡轮导叶通道旋涡结构( $Q=2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )Fig.11 Vortex structure between turbine vanes ( $Q=2 \times 10^5 \text{ s}^{-2}$ )

图12中,流线颜色用无量纲温度值渲染,扇形条带区域颜色用径向速度值渲染。综合图12(a)和图12(b)可以看到,在导叶压力面附近区域,由于出现大范围的负径向速度区,热斑向下游迁移过程中同时向内端壁方向移动,而在导叶吸力侧附近区域,负径向速度区范围较小,热斑在经过短暂的向内端壁方向迁移后,开始沿与轮毂大致平行的方向向后运动。

图13所示为涡轮导叶绝热壁温分布,可以看到被热斑扫过的导叶前缘处绝热壁温较高,叶片



(a) 压力面附近流线及上游扇形区径向速度分布



(b) 吸力面附近流线及上游扇形区径向速度分布

图 12 涡轮导叶前缘附近流线图

Fig.12 Streamlines beside the leading edge of turbine vane

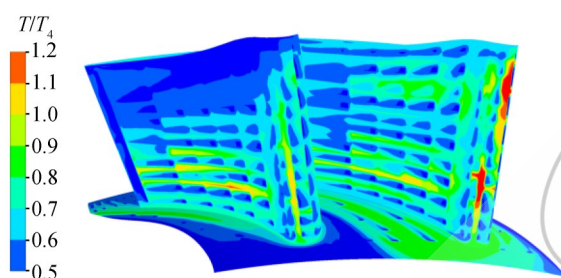
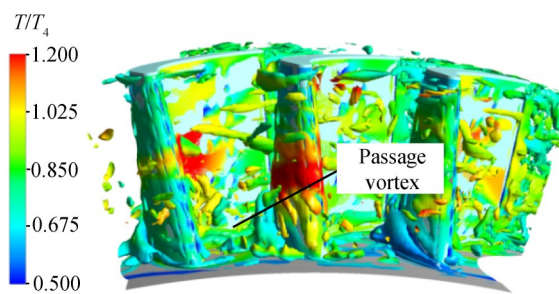
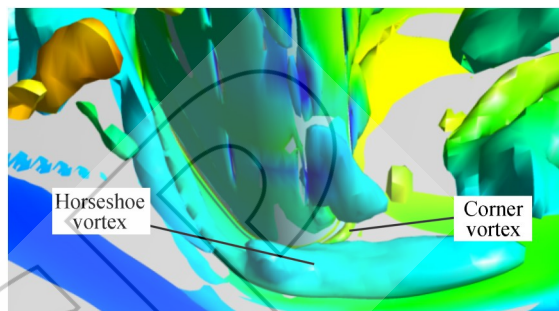


图 13 涡轮导叶无量纲绝热壁温分布

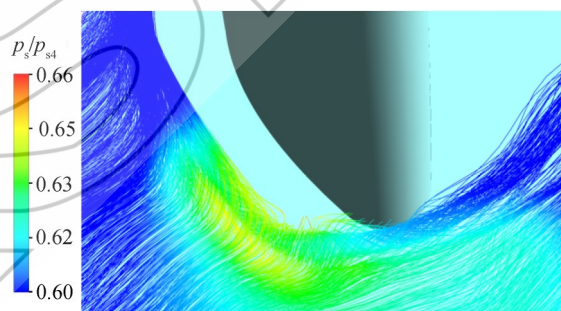
Fig.13 Distribution of normalized adiabatic wall temperature of turbine vanes



(a) 湍流涡结构全景



(b) 马蹄涡和角涡



(c) 马蹄涡流线

图 14 涡轮转子通道旋涡结构( $Q=7 \times 10^4 \text{ s}^{-2}$ )Fig.14 Vortex structure between turbine rotors ( $Q=7 \times 10^4 \text{ s}^{-2}$ )

其他区域受冷却气膜保护较好。与之对应的内端壁区域绝热壁温也相对较高。因此,在燃烧室设计过程中,应尽量使出口热斑正对涡轮导叶通道中间,避免热斑直接扫掠导叶。

相对涡轮导叶,发生在涡轮转子通道中的流动情况更为复杂。图 14 所示为涡轮动叶通道湍流结构( $Q=7 \times 10^4 \text{ s}^{-2}$ ),可以看到转子叶片之间从轮毂到机匣全通道均存在各种大小各异的涡系结构,只是在靠近端壁的区域更加复杂多样。在叶片前缘与轮毂结合处,除了尺寸较大的马蹄涡,还有马蹄涡流动诱发的尺度更小的角涡。图 14 (c)清楚展示了靠近内端壁的边界层气流在临近转子叶片前缘的过程中,由于逆压梯度的影响,向上卷起形成马蹄状涡系,即马蹄涡的形成过程。不过从图上可以看到,来流方向偏向叶片吸力面,形成了明显的负攻角,因此此马蹄涡与传统定义的马蹄涡还是有一些区别,下文将进一步分析。

图 15 展示了无量纲温度值等于 1.2 的等值面,即燃烧室出口热斑在涡轮通道中的迁移图景。

结合图 12 可以推断,从燃烧室出来的大热斑正对一个导叶,被一分为二。压力面的较小热斑受来流径向速度分布的影响,在导叶通道内向内端壁方向运动,经过沿途掺混,在进入转子之前无量纲温度值已经低于 1.2。吸力侧的较大热斑则在导叶通道内近似水平运动,在导叶尾缘附近分叉为上下两股,最终这两股热斑气流均冲击到转子叶片压力面。图 16 所示则为涡轮转子的绝热壁温分布,从图上可以看到,上述热斑冲击位置均出现了高温区。

由于转动作用的存在,动叶通道发生的流动现象比导叶更为复杂。为进一步分析图 14(c)揭示的转子内端壁附近区域发生的流动现象,图 17

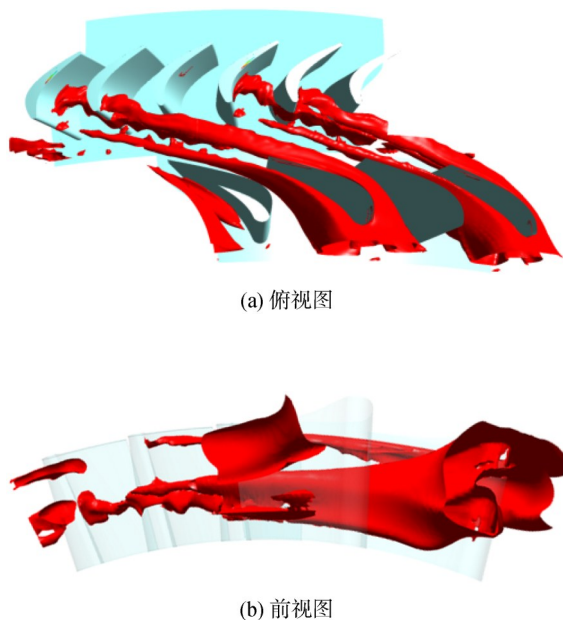


图15 涡轮通道热斑迁移

Fig.15 Migration of hot-streaks between turbine vanes

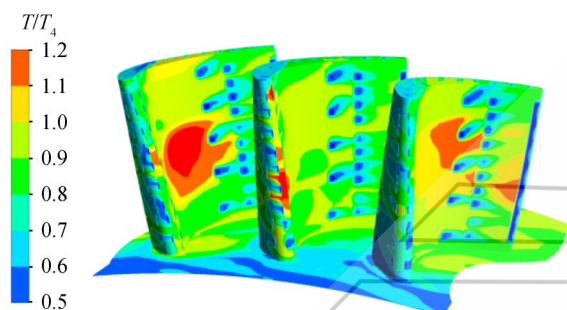


图16 涡轮动叶无量纲绝热壁温分布

Fig.16 Distribution of normalized adiabatic wall temperature of turbine rotors

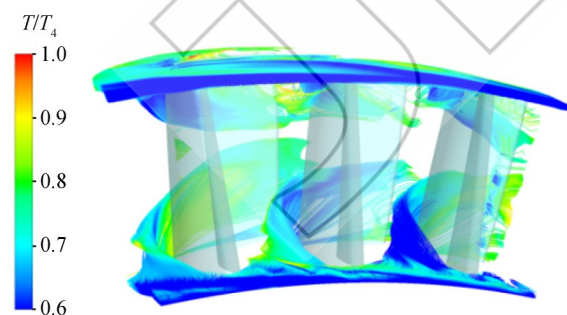


图17 涡轮动叶通道内外端壁附近流线

Fig.17 Streamlines beside the inner and outer endwalls of turbine rotors

展示了动叶通道内外端壁附近流线,具体做法是在转子进口截面,分别取靠近轮毂和机匣3%叶高的扇形区域,从这两个区域出发做流线。可以看到,这两个靠近内外端壁的区域,气流大部分直

接冲击叶片吸力面,在马蹄涡引导作用以及吸力面造成的逆压梯度作用下,大量近壁面气流被卷吸扬起,形成较强的轴向涡并向叶片中径方向运动。由于这部分气流本身温度较低,加上旋涡对中心气流的降温作用,导致在每个转子叶片吸力面形成两个低压低温区域。图18所示为动叶出口截面的无量纲静压分布。图19为一个转子通道周期( $T_r$ )内动叶出口截面无量纲温度分布,均较好地验证了上述推论。从图19还可以看到动叶出口截面的热斑和低温区域虽然相对转子叶片基本固定,但其形状和数值却在不断变动中。

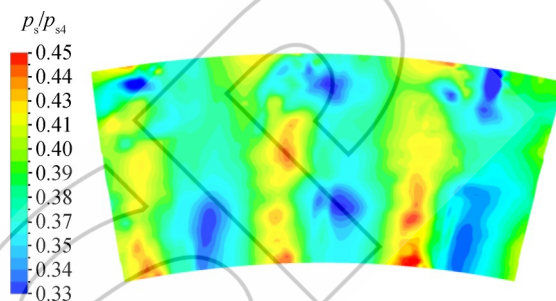


图18 涡轮动叶出口无量纲静压分布

Fig.18 Distribution of normalized static pressure in the outlet of turbine rotors

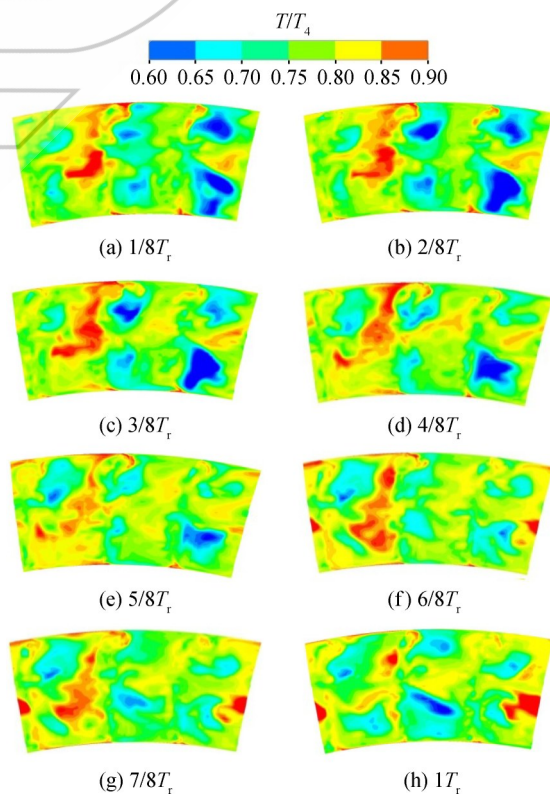


图19 涡轮动叶出口不同瞬间无量纲温度分布

Fig.19 Distribution of normalized temperature in the outlet of turbine rotors with different times

## 5 结 论

本文研究基于SAS方法对燃烧室和涡轮开展了跨部件的联合数值模拟,重点分析了燃烧室和涡轮两部件的交互作用,可得到以下结论:

1) 首次采用SAS方法开展了跨部件联合数值模拟研究,结果表明SAS方法在较少网格量情况下也具备自动捕捉燃烧室和涡轮流道中非定常现象和复杂湍流涡系结构的能力。

2) 涡轮对燃烧室出口静压场、速度场和温度场均有一定影响,其中对轴向速度的影响甚至可延伸至导叶前缘上游0.3倍弦长位置,建议燃烧室设计时考虑涡轮的影响。

3) 燃烧室对涡轮的影响更为显著。燃烧室出口的静压、速度和温度分布都极不均匀,本研究中涡轮导叶进口气流周向偏角沿径向呈典型双峰分布,角度范围从 $-3^{\circ}$ 到 $-9^{\circ}$ ,切向速度的不均匀给涡轮导叶前缘的冷却设计带来极大挑战,本研究也可作为涡轮试验中进口边界条件的模拟提供一定依据。

4) 在涡轮转子进口边界层和转动牵连速度的综合作用下,内外端壁附近区域的低温低速边界层将在动叶吸力面附近被卷吸扬起向叶片中径方向移动,在转子出口截面形成相对动叶位置比较固定的低压低温区,热斑分布其间并周期性变化。

## 参考文献:

- [1] BUNKER R S. Gas turbine heat transfer: 10 remaining hot gas path challenges[R]. ASME Paper GT2006-90002, 2006.
- [2] POVEY T, QURESHI I. Developments in hot-streak simulators for turbine testing[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(7):031009.1-031009.15.
- [3] BUTLER T L, SHARMA O P, JOSLYN H D, et al. Redistribution of an inlet temperature distortion in an axial flow turbine stage[R]. AIAA 86-1468, 1986.
- [4] SHANG T, GUENETTE G R, EPSTEIN A H, et al. The influence of inlet temperature distortions on rotor heat transfer in a transonic turbine[R]. AIAA 95-3042, 1995.
- [5] COLBAN W F, THOLE K A, ZESS G. Combustor turbine interface studies: Part 1 endwall effectiveness measurements [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4):193-202.
- [6] COLBAN W F, THOLE K A. Combustor turbine interface studies: Part 2 flow and thermal field measurements[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4):203-209.
- [7] BARRINGER M D, THOLE K A, POLANKA M D. Developing a combustor simulator for investigating high pressure turbine aerodynamics and heat transfer[R]. ASME Paper GT 2004-53613, 2004.
- [8] POVEY T, CHANA K S, JONES T V. Heat transfer measurement on an intermediate pressure nozzle vane tested in a rotating annular turbine facility, and the modifying effects of a non-uniform inlet temperature profile[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A, 2003, 217:421-431.
- [9] QURESHI I, SMITH A T, POVEY T. HP vane aerodynamics and heat transfer in the presence of aggressive inlet swirl[R]. ASME Paper GT 2011-46037, 2011.
- [10] DORNEY D J, SONDAK D L. Study of the effects of hot streaks on heat transfer in subsonic and transonic flows[R]. AIAA 96-2923, 1996.
- [11] STITZEL S, THOLE K A. Flow field computations of combustor-turbine interactions relevant to a gas turbine engine[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1):122-129.
- [12] KLAPDOR E V, PYLIQURAS S, EGGELS R, et al. Towards investigation of combustor turbine interaction in an integrated simulation[R]. ASME Paper GT2010-22933, 2010.
- [13] KLAPDOR E V. Simulation of combustor-turbine interaction in a jet engine[D]. Darmstadt, Germany: Technischen Universität Darmstadt, 2011.
- [14] SCHLUTER J, WU Xiaohua, PITSCH H, et al. Integrated simulation of a compressor-combustor assembly of a gas turbine engine[R]. ASME Paper GT 2005-68204, 2005.
- [15] MEDIC G, KALITZIN G, YOU D, et al. Integrated RANS/LES computations of an entire gas turbine jet engine[R]. AIAA 2007-1117, 2007.
- [16] 闫朝, 内田澄生, 坂元康朗, 等. 热斑对涡轮二级静叶热负荷影响的实验和数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 517-520.  
YAN Zhao, UCHIDA S, SAKAMOTO Y, et al. Experimental and numerical investigation on the effect of hot streak on the 2nd vane in turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6):517-520. (in Chinese)
- [17] 赵庆军, 杨中, 王会社, 等. 进口热斑径向作用位置对无导叶对转涡轮高压级温度场的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(10):1649-1652.  
ZHAO Qingjun, YANG Zhong, WANG Huishe, et al. Effects of radial location of inlet hot streak on temperature distribution in high pressure stage of a vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(10):1649-1652. (in Chinese)
- [18] 蒋洪德, 任静, 尹洪. 燃气轮机燃烧室与透平交互作用研究进展[J]. 热力透平, 2013, 43(4):211-216.  
JIANG Hongde, REN Jing, YIN Hong. Recent developments of gas turbine combustor and turbine interaction effects[J]. Thermal Turbine, 2013, 43(4):211-216. (in Chinese)
- [19] YIN H, LIU S, FENG Y, et al. Experimental test rig for combustor-turbine interaction research and test results analysis[R]. ASME Paper GT 2005-42209, 2005.
- [20] 刘高文, 刘松龄. 热斑在1-1/2级涡轮内的非定常迁移数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):855-859.  
LIU Gaowen, LIU Songling. Numerical simulation of un-

- steady hot streak migration in a 1-1/2 stage turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6):855-859. (in Chinese)
- [21] MENTER F, KUNTZ M, BENDER R. A scale - adaptive simulation model for turbulent flow predictions[R]. AIAA 2003-0767, 2003.
- [22] MENTER F R, EGOROV Y. Scale - adaptive simulation method for unsteady flow predictions: Part 1 theory and model description[J]. Journal Flow Turbulence and Combustion, 2010, 85(1):113-138.
- [23] EGOROV Y, MENTER F R, COKLJAT D. Scale - adaptive simulation method for unsteady flow predictions: Part 2 application to aerodynamic flows[J]. Journal Flow Turbulence and Combustion, 2010, 85(1):139-163.
- [24] 江立军, 汪玉明, 石小祥, 等. 双级轴向涡流器旋转射流尺度自适应模拟研究[C]//中国航空学会动力分会第12届小型发动机学术研讨会. 浙江 湖州:中国航空学会动力分会, 2019:358-363.

(编辑:陈 越)