

高温强余旋非均匀来流生成规律数值研究

刘云鹏, 张举星, 李 伟, 颜应文
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对新一代一体化加力燃烧室高温强余旋的进口条件, 开展了进口来流生成规律的研究。采用数值计算方法研究了非均匀流场发生装置在不同进口马赫数、余旋角和总温的非均匀流场特性。通过五孔探针的试验测量结果验证了数值模拟的准确性, 采用数值模拟方法对流场不均匀指数进行了量化研究。结果表明: 随着叶片扭转角度的提高, 马赫数不均匀指数逐渐降低; 余旋角不均匀指数随着轴向距离和进口马赫数的提高而降低; 温度不均匀指数随着马赫数及主流进口温度的升高而升高。此外, 发展的拟合公式能够很好地预测关键参数的变化规律, 该计算结果可为流场不均匀发生装置的设计和优化提供理论和技术支持。

关 键 词: 非均匀来流; 高温强余旋; 不均匀指数; 流动数值计算; 一体化加力燃烧室

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation on generation law of non-uniform inflow under high temperature and strong cosine rotation condition

LIU Yunpeng, ZHANG Juxing, LI Wei, YAN Yingwen

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For the non-uniform inlet conditions of high temperature and strong cosine rotation of the new generation integrated afterburner, the generation law of inlet flow was investigated. The non-uniform flow field characteristics of self-designed non-uniform generator under different inlet Mach numbers, cosine rotation angles and total temperature conditions were studied. The accuracy of the numerical simulation was verified by the experimental measurement results from the five-hole probe, and the numerical simulation method was used to quantify the nonuniformity index of the flow field. Results showed that the Mach number non-uniformity index decreased with the increase of blade torsion angle; the cosine rotation angle non-uniformity index decreased with the increase of axial distance and inlet Mach number; the temperature non-uniformity index increased with the increase of Mach number and mainstream inlet temperature. In addition, the fitting formula developed could well predict the variation of key parameters. At the same time, the simulation results can provide technical support for the design and optimization of non-uniformity flow generator.

Keywords: non-uniform inflow; high temperature and strong cosine rotation;
non-uniformity index; flow numerical calculation; integrated afterburner

收稿日期: 2022-03-17

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0004-0047)

作者简介: 刘云鹏(1992—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事燃烧室燃烧技术相关研究。E-mail: ypliu@nuaa.edu.cn

通信作者: 颜应文(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术相关研究。E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘云鹏, 张举星, 李伟, 等. 高温强余旋非均匀来流生成规律数值研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 1965-1974. LIU Yunpeng, ZHANG Juxing, LI Wei, et al. Numerical simulation on generation law of non-uniform inflow under high temperature and strong cosine rotation condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 1965-1974.

在航空发动机较高的隐身指标需求下,一体化加力燃烧室把传统涡轮支撑装置划分到加力燃烧室中进行设计^[1-4],张孝春对先进加力燃烧室的设计作了总结^[5]。一体化加力燃烧室进口截面前移到涡轮动力出口截面,此外全遮挡一体化加力燃烧室进口气流方向和轴向之间的角度(即余旋角)大小超过 20° ,且余旋角沿高度方向和圆周方向都会有差异,称之为非均匀强余旋进气^[6]。面对新一代一体化加力燃烧室的设计与定型需求,一体化加力燃烧室进口所面临的耦合马赫数、温度和余旋角度的空间不均匀流场进口条件的生成是一体化加力燃烧室燃烧性能研究中关键技术的影响因素之一。

一体化加力燃烧室燃烧性能对进口来流中存在的不均匀性非常敏感,但由于缺乏非均匀强余旋进气的试验数据,以往对加力燃烧室进口参数的定义范围过窄,其设计过程中大都考虑强余旋进气以及畸变效应影响^[7-9],而不是畸变流场本身特性的研究。尽管非均匀强余旋进气在影响加力燃烧室性能方面很重要,但很少得到系统的研究,目前并没有对这一指标进行准确量化。因此,当前关于一体化加力燃烧室进口所面临的高温强余旋非均匀进气流场特性研究的目的是揭示各种进气参数对非均匀进气流场特性的影响规律,必须更详细地分析其发展现象,以充分理解不均匀流场是如何演变的,并最终确定进入一体化加力燃烧室进口的流场参数特征。

国外关于不均匀进口流场特性研究主要集中在开发针对各种非均匀流动情况的分析、预测和测试方法^[10-11]。O'Brien等^[12]利用金属滤网生成总压畸变流场,量化了不同下游距离的流场截面的畸变强度,发现高低总压区域之间过渡区的径向和周向梯度促进了湍流混合过程,随着下游轴向距离的增加,畸变强度降低。Mack等^[13]为了更好地模拟涡扇发动机压力和余旋的组合进气畸变,通过CFD研究了总压畸变和余旋畸变发生器之间的流向分离距离的影响,确定两者最优的间隔距离,可以为未来的畸变发生装置提供设计指导。1947年,Munk等^[14]用数学方法证明,如果进气总压场不变,叶片通道中的流线形状不会因进气总压的变化而改变。这一发现同样适用于通过叶片通道传播的高温区域,如果入口总压场保持不变,高温区域的存在不会影响叶片通道中的压力场,这为将总压畸变和总温畸变耦合提供了理

论指导。

综上所述,虽然过去对加力燃烧室进行了大量的数值模拟研究^[15-18],目前鲜有相关文献对一体化加力燃烧室进口所面临的高温强余旋非均匀进气流场特性开展系统研究,针对一体化加力燃烧室进口/低压涡轮动叶出口流场的非均匀性问题,本文开展了自主可调的非均匀强余旋进口来流生成规律的数值模拟研究,采用数值仿真方法探究了不同进口工况参数和结构参数对各不均匀指数分布规律的影响,并总结了表征相关参数影响规律的拟合公式,从而为试验应用的不均匀发生装置的设计和优化设计提供技术支持。

1 研究对象及数值计算方法

1.1 研究对象

为了满足在地面加力燃烧试验中对一体化加力燃烧室进口来流条件进行降阶近似模拟的要求,本课题组设计了一种高温强余旋非均匀流场生成装置,如图1所示,由马赫数不均匀发生器、温度与余旋角度耦合不均匀发生器串联组合形成,该组合发生装置利用孔板生成马赫数不均匀流场,利用扭转叶栅产生余旋角度不均匀分布,并通过扭转叶片尾缘释放冷却气产生温度分布不均匀的流场,目的在发生器出口测量截面处生成满足一体化加力燃烧室进口需求的耦合马赫数、温度、余旋角的空间不均匀流场。

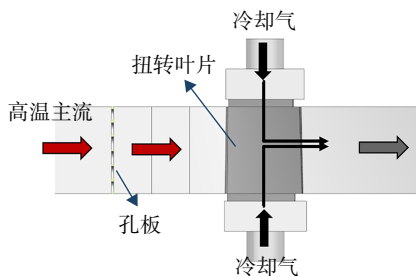
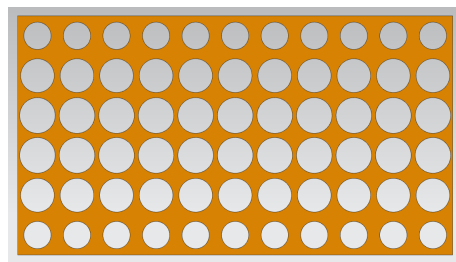


图1 耦合不均匀发生装置结构示意图

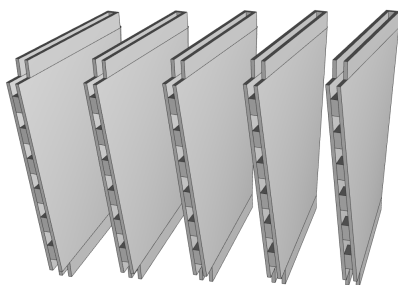
Fig. 1 Structural diagram of coupling non-uniform generator

其中马赫数不均匀发生器本质为多孔板,如图2(a)所示,其速度沿径向不均匀分布的速度分布可利用抛物线分布型进行描述,即上下壁面附近速度较小,中间高度区域速度较大,将圆形通孔开孔率分布和设计的速度分布进行线性匹配,根据一体化加力燃烧室的实际进口径向尺寸,本文选择孔板长为210 mm,高为115 mm,厚度为4 mm,径向等距划分为6个区域,通过调整各区

域的开孔率大小的方式,即可对速度梯度大小进行自主调节,孔板上下开孔率对称。而温度与余旋角度耦合不均匀发生器中设计了一种构型的扭转叶片几何出口角沿径向从上到下均匀变化,如图2(b)所示,本文叶片的设计厚度为8 mm,弦长为100 mm,为了便于加工扭转叶片采用矩形叶型。扭转叶片其前缘为弧形的钝体轮廓,在扭转叶片内部设置腔体以延迟冷热气流的混合,并在尾缘处开孔使得冷却气射流喷出,即冷却气从顶部和底部的狭缝进入扭转叶片内部,进而在叶片尾缘流出并和主流进行掺混过程,同时冷却气对薄的扭转叶片具有降温的作用。叶片尾缘开孔宽为4 mm,开孔起到节流效果,通过改变扭转叶片尾缘的开孔大小和排布方式可对温度不均匀流场空间分布进行调节,初次设计使用等距排列开孔方式,使得冷却气出流流量沿叶片径向均匀分布。



(a) 马赫数不均匀发生器



(b) 温度与余旋角度耦合不均匀发生器

图2 不均匀发生器结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of non-uniform generator

1.2 数值计算方法

本文使用 Fluent 软件对高温强余旋非均匀流场生成装置进行了 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes equations)模拟,利用数值模拟方法研究了不同进口参数和结构参数对高温强余旋非均匀流场的影响规律。湍流模型选用 $k-\omega$ SST(shear stress transport)湍流模型,数值求解基于压力基采用耦合压力-动量算法,由于同时对动量和压力方程进行求解,与分离求解器相比其收敛性显著改

善,耦合求解算法使得对亚声速、超声速甚至高超声速问题求解更加稳定。求解基于 Least-Squares 节点的梯度计算,使用动量、能量和湍流方程的 2 阶压力离散和 2 阶迎风离散。同时监控测量截面平均马赫数变化,为了提高求解效率,残差减少超过 3 个数量级时且平均马赫数保持稳定时,认为流动求解收敛,稍微降低的收敛标准利于工程数据的生成。空气密度根据理想气体定律计算,比热按分段多项式计算,根据 Sutherland 定律,将空气黏度定义为温度的函数。

1.3 计算域

图3为高温强余旋非均匀流场生成装置数值模拟计算的几何模型,包括马赫数不均匀发生器、温度与余旋角度耦合不均匀发生器等,由于实际加力燃烧室进口为环形,为了便于试验测量和数据分析,本文将其简化设计为矩形。鉴于温度与余旋角度耦合不均匀发生器中各扭转叶片沿周向均匀分布,同时也为节省计算机资源及计算时间,本文选择包含 5 个扭转叶片的矩形区域作为计算域。边界条件采用质量流量进口和压力出口,进口给定等效水力直径和湍流强度 $T_u=5\%$,此外在出口平面上施加恒定的出口静压,给定出口背压为 101 325 Pa,以便在设计工况马赫数条件下获得所需的质量流量,两侧壁面设为周期边界,所有固壁均设定为绝热、无滑移边界。

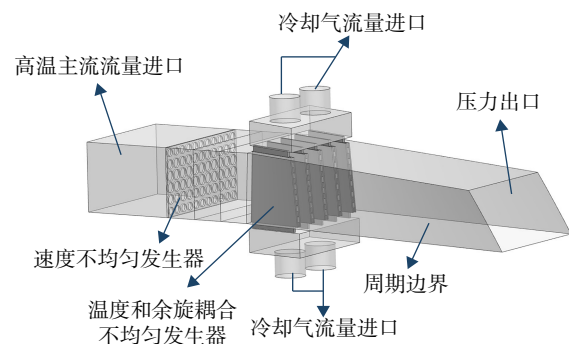


图3 计算域模型示意图

Fig. 3 Diagram of calculation domain model

1.4 网格无关性验证

网格数目的多少直接影响网格质量和计算结果:由于采用 RANS 方法进行数值计算,当网格数目达到一定数目时对计算结果无影响,同时导致计算时间过长,硬件要求较高;网格数目太少将导致网格质量下降,不能准确捕捉流场细节,计算结果误差较大。本文计算域全部采用正四面体非结构网格,网格在孔板和扭转叶片区域进行

了局部加密,加密区域和相连区域网格增长率为 1.2,以此对不同分辨率网格进行过渡,扭转叶片附近网格 y^+ 数值保持在 10 左右,如图 4 所示,因为该区域的分辨率对于准确预测各不均匀度指数至关重要,为获得合理的网格数目,需要对计算对象的网格无关性进行检查。

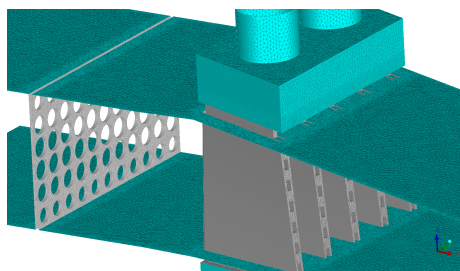


图 4 网格划分

Fig. 4 Meshing scheme

为了确保网格独立性,本文生成 3 种计算网格以确定最佳网格数量,并增加了网格密度,其网格数量 N 分别为粗(7×10^6)、中(1.1×10^7)和细(1.5×10^7)网格,如图 5 所示,选择测量截面中的余旋角 α 作为关键变量,在每个网格之间比较测量截面中心径向曲线的余旋角度分布,其中 y 为截面中心径向曲线的实际高度。可以发现细网格与中等网格之间的径向余旋角曲线基本重合,最大误差为 3%,由此可以证明网格数达到 1 100 万时,数值模拟结果满足网格无关性要求,所以本文中选取网格总量为 1 100 万的网格用作后续计算分析。

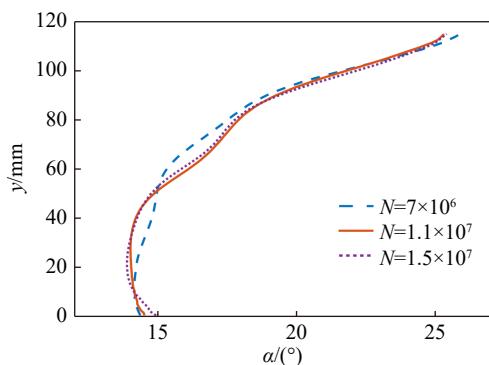


图 5 测量截面中心径向曲线的余旋角度分布比较

Fig. 5 Comparison of the distribution of the cosine rotation angle of the radial curve of the measured section center

2 评价标准

对于复杂的非均匀空间进口流场,如果没有定义准确统一的评价指标进行量化,很难进行有

意义的比较,为此急需需要定量描述进口截面流场的不均匀程度。

余旋角是一种由轴向流动特征标准化的周向流动特征,如图 6 所示,当速度在柱坐标系中表示时,余旋角是速度方向和其轴向分量 U_x 之间的夹角。

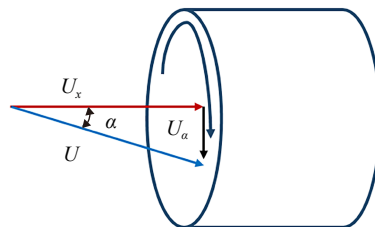


图 6 余旋角定义

Fig. 6 Definition of cosine rotation angle

$$\alpha = \arctan\left(\frac{u_\theta}{u_x}\right) \quad (1)$$

为了评价加力燃烧室的进气余旋角大小,可采用平均余旋角进行衡量。

$$\alpha_{\text{avg}} = \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_i u_i}{n u_{\text{avg}}} \quad (2)$$

式中 α_i 和 u_i 为测量截面第 i 个单元的余旋角和轴向速度, n 为测量截面总的单元数, u_{avg} 为测量截面面积加权轴向平均速度。

加力燃烧室进口气流参数轴向速度在进口截面上是非均匀的,为了更直观地分析流场不均匀程度,进口气流参数的最大值与最小值之差与进口气流参数的平均值之间的比值定义为不均匀度指数(DI,量符号记为 I_{DI})。

$$I_{\text{DI},Ma} = \frac{Ma_{\text{max}} - Ma_{\text{min}}}{Ma_{\text{avg}}} \quad (3)$$

其中 Ma_{max} 和 Ma_{min} 为测量截面最大和最小马赫数, Ma_{avg} 为测量截面面积加权平均马赫数。

定义温度不均匀指数($I_{\text{DI},T}$)表示温度不均匀性的总量。

$$I_{\text{DI},T} = \frac{T_{\text{max}} - T_{\text{min}}}{T_{\text{avg}}} \quad (4)$$

其中 T_{max} 和 T_{min} 为测量截面最大和最小总温, T_{avg} 为测量截面面积加权平均总温。

加力燃烧室进口气流的余旋角度沿高度方向和圆周方向都会有差异,采用的不均匀指标为综合余旋不均匀指数($I_{\text{DI},\alpha}$),通过余旋不均匀指数确定二次流速度在截面上的不均匀程度。

$$I_{DL,\alpha} = \frac{\alpha_{\max} - \alpha_{\min}}{\alpha_{\text{avg}}} \quad (5)$$

其中 $\alpha_{\max}$ 和 $\alpha_{\min}$ 为测量截面最大和最小余旋角, α_{avg} 为测量截面平均余旋角。

本文定义了准确统一的评价指标对复杂的非均匀进口流场进行量化,根据数值计算获得的结果判断生成装置的生成流场是否达到预期目的,为后续生成装置的优化设计提供定量判据。

3 结果分析

3.1 数值计算方法验证

针对本文所优化设计的高温强余旋非均匀进口流场生成装置,选取其中一种组合模式下的生成装置进行试验件加工与试验测量,以此对高温强余旋非均匀来流条件数值模拟方法的有效性进行评估,本文利用五孔探针测量马赫数和余旋角截面分布,并把试验结果和数值计算结果进行定量比较,选取五孔探针采样点分布矩阵中第八列测点数据和对应数值计算的余旋角和马赫数径向分布进行定量对比,从而验证本文的数值计算方法和计算模型。

定量对比如图7所示,图中 Ma_{in} 表示进口平均马赫数。图7(a)表明各进口工况下数值计算结果与试验测量的余旋角 α 径向分布曲线较为吻合,准确预测了径向高度上半部分余旋角变化梯度高于下半部分余旋角变化梯度的余旋角径向分布特征。图7(b)表明各工况下数值计算结果与试验测量的马赫数 Ma 径向分布曲线也较为吻合,数值结果准确预测了轴向马赫数在径向高度上呈现抛物线型分布,其中试验和数值结果中马赫数抛物线型分布峰值位置保持一致。此外在上下壁面附近区域两者存在较小差异,这是由于数值计算对于壁面附近流场预测不够准确,低估了流场中存在的耗散效果。

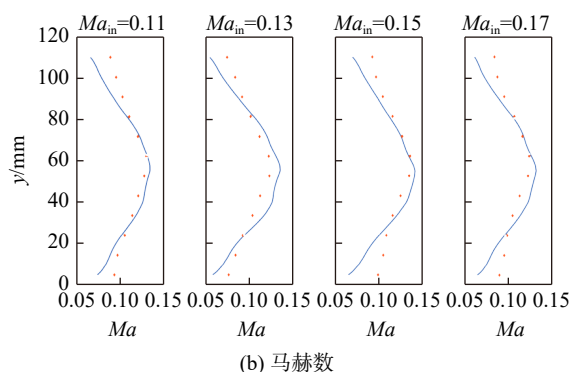
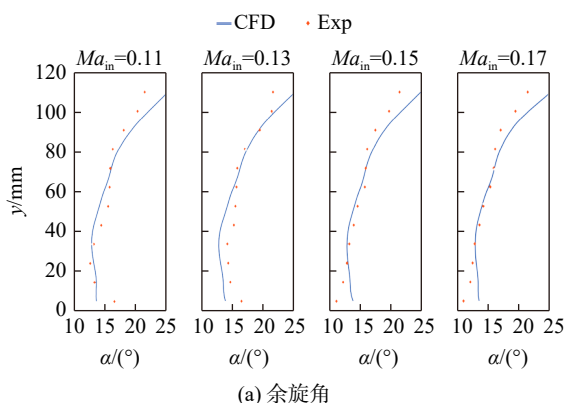


图7 试验和数值计算径向余旋角和马赫数对比

Fig. 7 Comparison of radial rotation angle and Mach number between experimental and numerical calculations

综上所述,本文选择的数学模型和数值计算方法对于高温强余旋非均匀空间流场预测比较准确,可以用于后续不同进口工况参数和结构参数对非均匀指数生成规律的数值模拟。

3.2 非均匀流场特性

由于孔板与扭转叶栅之间可能存在非线性相互作用,需要通过CFD来研究各工况参数对耦合非均匀流场生成和发展的影响规律。关于高温强余旋非均匀进口流场生成装置,其中马赫数不均匀发生器设计 $I_{DL, Ma}=0.5$,高温主流总温为1250 K,冷却气总温为300 K,余旋不均匀发生器选用 $10^\circ \sim 20^\circ$ 的扭转叶片。扭转叶栅和测量截面之间的轴向间距尚未定义标准,此组合模式轴向间距定义为250 mm,如图8所示为耦合发生装置后250 mm轴向距离处截面流场,通过比较工况 $Ma_{\text{in}}=0.15$ 和工况 $Ma_{\text{in}}=0.55$ 的各参数云图,发现两者云图轮廓相似,表明本文提出的耦合不均匀发生装置适用较宽的马赫数工况范围。其中图8(a)中测量截面顶部和底部的低马赫数区域对应实际低压涡轮转子出口截面的叶尖泄漏涡和轮毂附面层造成的低马赫数区域,速度云图中间高速度区域中有部分较低速度分布,这是由于扭转叶片造成的堵塞降低了附近的高温主流速度,同时扭转叶片尾缘释放冷却气马赫数难以与高温主流马赫数匹配造成,同时气流流经扭转叶片本身则通过表面摩擦阻力造成了总压损失并向下游传播,客观上造成了周向马赫数分布不均匀,真实再现了实际低压涡轮转子出口截面由于叶片尾迹造成的低马赫数区域;图8(b)中生成了轮廓明显的径向和周向温度不均匀云图,高温条纹区域与叶片个数相等,该云图与实际低压涡轮动叶出口温度场

形式匹配;图8(c)中由于速度和温度不均匀发生器并不改变气流方向,对余旋不均匀发生器生成目标流场影响较小,测量截面径向存在明显的余旋角梯度分布且周向具有较好的周期性,没有出现大范围的流动分离,余旋不均匀流场轮廓符合

预期;图8(d)中测量截面总压云图和轴向马赫数云图轮廓并无明显差别(p_t 为测量截面总压),测量截面高、低压区域分布明显,高总压区域和高速度区域大致相符,低总压区域与阻塞位置重合。

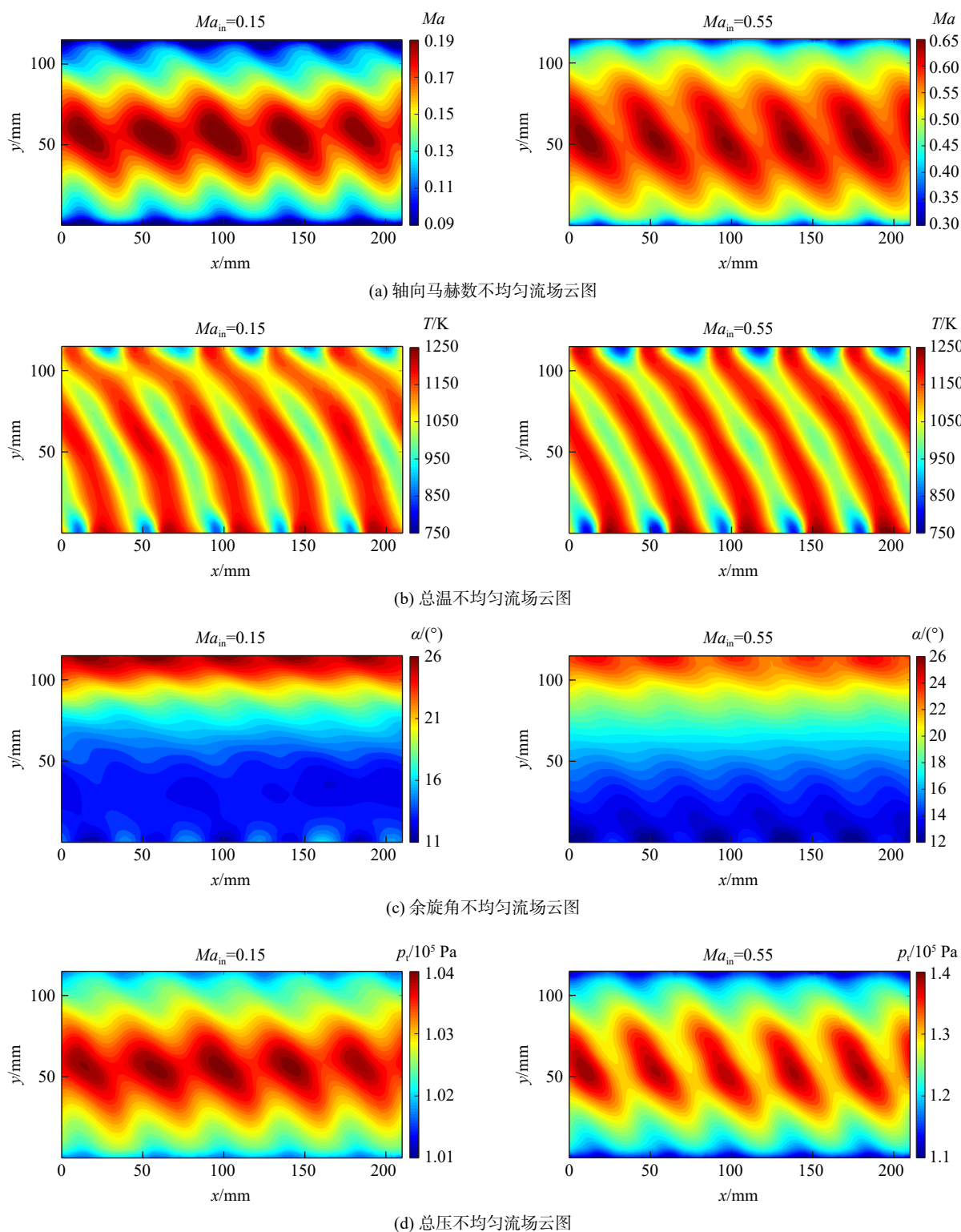


图8 组合不均匀流场发生装置耦合流场

Fig. 8 Coupled flow field of combined non-uniform flow field generator

3.3 非均匀流场不均匀指数生成规律

本文设计的高温强余旋非均匀进气流场生成装置, 其中马赫数不均匀发生器设计马赫数不均匀指数分别为 0.3、0.4 和 0.5, 高温主流总温为 1250 K, 冷却气总温为 300 K, 余旋不均匀发生器选用分别选用扭转角度 θ 为 $5^\circ \sim 15^\circ$ 、 $10^\circ \sim 20^\circ$ 和 $15^\circ \sim 25^\circ$ 三种扭转叶片, 分别选取 0.15、0.25、0.35、0.45 和 0.55 共 5 组进口马赫数, 可覆盖实际加力燃烧室进口的马赫数范围。利用 3 组不同设计马赫数不均匀指数 (0.3、0.4 和 0.5) 的孔板和 3 组不同扭转角度 ($5^\circ \sim 15^\circ$ 、 $10^\circ \sim 20^\circ$ 和 $15^\circ \sim 25^\circ$) 的叶片进行两两组合, 共计 9 种组合构型, 以此研究不同工况马赫数下各设计参数的生成装置后不同轴向距离处的马赫数不均匀指数生成规律。如图 9 所示, 其中 z 为轴向实际距离, D 为生成装置进口等效水力直径, 可以直观看出, 各个组合构型的生成装置的不同轴向距离处截面的马赫数不均匀指数随着轴向距离的提高而逐渐降低, 其中实际马赫数不均匀指数和设计马赫数不均匀指数相关性较高, 设计马赫数不均匀指数分别为 0.5 的生成装置后不同轴向距离的处截面的马赫数不均匀指数整体明显高于设计马赫数不均匀指数分别为 0.3 的生成装置后马赫数不均匀指数; 此外设计马赫数不均匀指数相同时, 同一轴向距离处截面马赫数不均匀指数随着工况马赫数的升高而降低。结合余旋不均匀发生器叶片扭转角度为 $5^\circ \sim 15^\circ$ 、 $10^\circ \sim 20^\circ$ 和 $15^\circ \sim 25^\circ$ 的变量进行分析可知, 随着叶片扭转角度的提高, 扭转叶片对于非均匀来流的整流效果提升, 其马赫数不均匀指数逐渐降低。

根据生成装置流场特性进行分析, 马赫数不均匀指数大小受到设计马赫数不均匀指数、叶片扭转角度、工况马赫数和测量截面位置等影响, 为获得工程可用的马赫数不均匀指数经验关系式, 本文推导出马赫数不均匀指数与相关参数呈幂律关系, 对相关参数进行无量纲化分析, 得到了如下拟合经验公式 (α_{avg} 为叶片扭转角度平均值):

$$I_{\text{DL}, Ma} = 0.415 \times 5.8^{I_{\text{DL}, Ma, \text{design}}} \times 0.8^{\alpha_{\text{avg}}/20} \times 0.475^{Ma_{\text{in}}} \times 0.84^{z/D} \quad (6)$$

拟合经验公式与数值计算结果的收敛程度如图 10 所示, 结果表明本文获得的马赫数不均匀指数拟合经验公式与数值计算数据吻合度较好。

同样研究了不同工况马赫数下各设计参数的生成装置后不同轴向距离处的余旋角不均匀指数

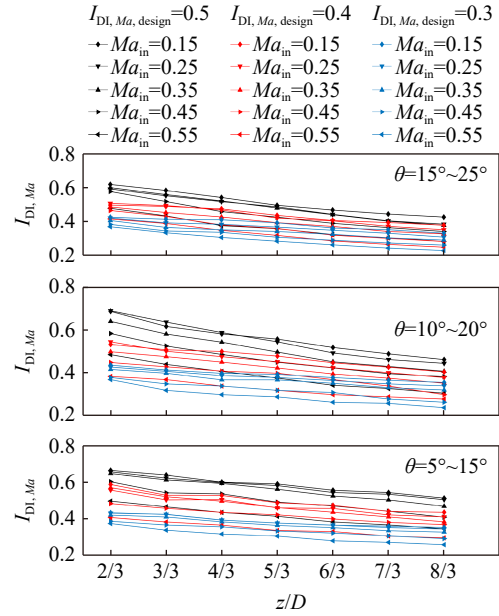


图9 相关变量对马赫数不均匀指数的影响规律

Fig. 9 Influence of related variables on Mach number non-uniformity index

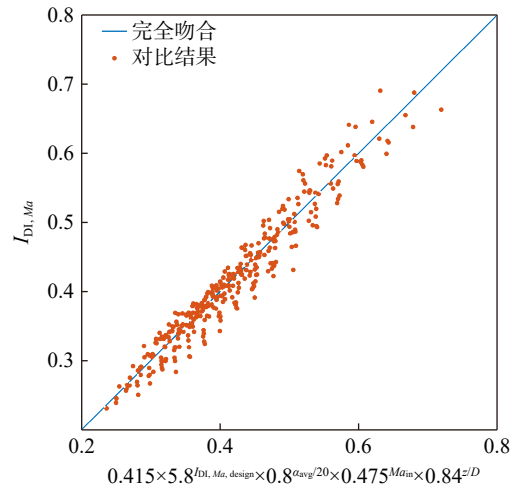


图10 马赫数不均匀指数经验公式和数值仿真对比

Fig. 10 Comparison between empirical formula and numerical simulation of Mach number non-uniformity index

生成规律。如图 11 所示, 其中 z 为轴向实际距离, D 为生成装置进口等效水力直径, 直观看出各个组合构型的生成装置的不同轴向距离处截面的余旋角不均匀指数随着轴向距离的提高而逐渐降低; 设计马赫数不均匀指数对于不同轴向距离处截面的余旋角不均匀指数存在影响, 随着设计马赫数不均匀指数的升高, 实际余旋角不均匀指数逐渐升高, 这是由来流马赫数不均匀指数的提高导致扭转叶片的过偏转效果提升, 此外工况马赫数对于余旋角不均匀指数的影响在低设计马赫数不均匀指数下较为明显, 随着工况马赫数的升高余旋

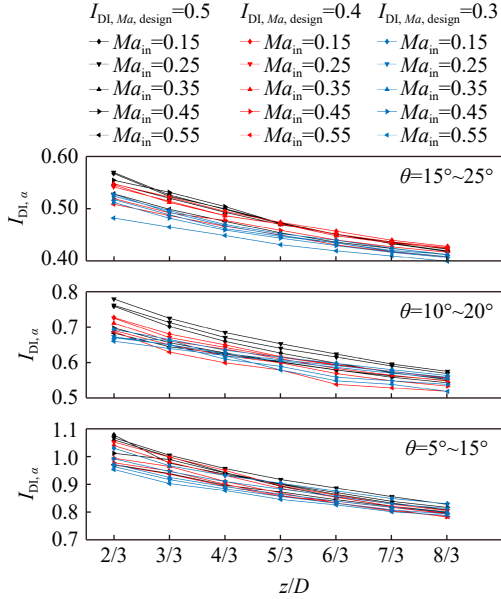


图 11 相关变量对余旋角不均匀指数影响规律

Fig. 11 Influence of related variables on the index of cosine rotation angle nonuniformity

角不均匀指数逐渐降低,在高设计马赫数不均匀指数下,工况马赫数的对余旋角不均匀指数影响不明显,这是由于高设计马赫数下工况马赫数的变化对叶片过偏转效果抑制作用不明显。结合余旋不均匀发生器叶片扭转角度分别为 $5^\circ \sim 15^\circ$ 、 $10^\circ \sim 20^\circ$ 和 $15^\circ \sim 25^\circ$ 的变量进行分析可知,实际余旋角不均匀指数和设计余旋角不均匀指数相关性较高,随着叶片扭转角度的提高,其余旋角不均匀指数逐渐降低。

根据生成装置流场特性进行分析,余旋角不均匀指数大小受到设计马赫数不均匀指数、叶片扭转角度、工况马赫数和测量截面位置等影响,为获得工程可用的余旋角不均匀指数经验关系式,本文推导出余旋角不均匀指数与相关参数呈幂律关系,对相关参数进行无量纲化分析,得到了如下拟合经验公式:

$$I_{Dl,\alpha} = 2 \times 1.225^{I_{Dl, Ma, design}} \times 0.265^{\alpha_{avg}/20} \times 0.875^{Ma_{in}} \times 0.89^{z/D} \quad (7)$$

拟合经验公式与数值计算结果的收敛程度如图 12 所示,结果表明本文获得的余旋角不均匀指数拟合经验公式与数值计算数据吻合度较好。

本文高温强余旋非均匀进气流场生成装置其中的马赫数不均匀发生器设计马赫数不均匀指数分别为 0.5,余旋不均匀发生器选用选用扭转角度为 $10^\circ \sim 20^\circ$ 的扭转叶片,高温主流总温为 1 250、1 050 K 和 850 K,冷却气总温为 300 K,选取 0.15、

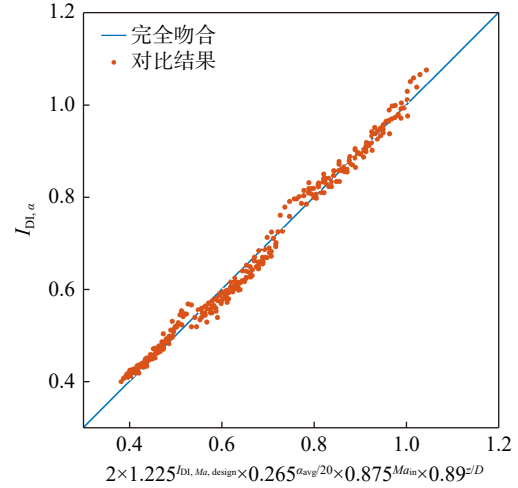


图 12 余旋角不均匀指数经验公式和数值仿真对比

Fig. 12 Comparison of cosine rotation angle non-uniformity index between empirical formula and numerical simulation

0.25、0.35、0.45 和 0.55 共 5 组工况马赫数,可覆盖实际加力燃烧室工作马赫数范围,温度不均匀指数主要与高温主流温度有关,因此只需选取设计马赫数不均匀指数为 0.5 和叶片扭转角度为 $10^\circ \sim 20^\circ$ 的一种组合构型,以此研究不同工况马赫数和不同高温主流进气温度下生成装置后不同轴向距离处的温度不均匀指数生成规律。如图 13 所示。直观看出生成装置的不同轴向距离处截面的温度不均匀指数随着轴向距离的提高而逐渐降低;进口工况马赫数对于不同轴向距离处截面的余旋角不均匀指数存在影响,随着工况马

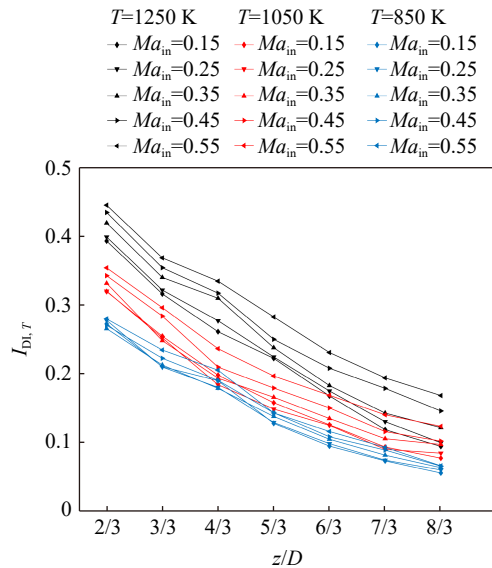


图 13 相关变量对温度不均匀指数影响规律

Fig. 13 Influence of related variables on temperature non-uniformity index

赫数的升高, 温度不均匀指数逐渐升高, 这是由马赫数不均匀指数的降低和气流可压缩性导致冷热气流之间剪切掺混效果降低。结合高温主流温度的变量进行分析可知, 实际温度不均匀指数和主流温度相关性最高, 随着主流进气温度的提高, 其温度不均匀指数逐渐升高。

根据生成装置流场特性进行分析, 温度不均匀指数大小受到高温主流进气温度、工况马赫数和测量截面位置等影响, 为获得工程可用的温度不均匀指数经验关系式, 本文推导出温度不均匀指数与相关参数呈幂律关系, 对相关参数进行无量纲化分析, 得到了如下拟合经验公式(T 为主流温度):

$$I_{D,T} = 0.115 \times 4.7^{T/1250} \times 1.6^{Ma_{in}} \times 0.54^{z/D} \quad (8)$$

拟合经验公式与数值计算结果的收敛程度如图14所示, 结果表明本文获得的温度不均匀指数拟合经验公式与数值计算数据结果吻合度较好。

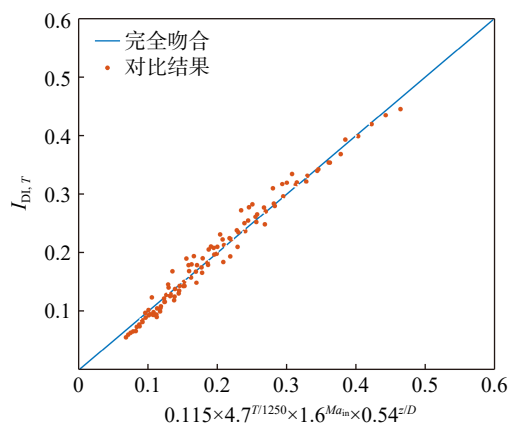


图14 温度不均匀指数经验公式和数值仿真对比

Fig. 14 Comparison of temperature non-uniform index between empirical formula and numerical simulation

4 结 论

为了验证本文设计的高温强余旋非均匀生成装置是否能够准确模拟真实复杂的一体化加力燃烧室进口气流条件, 进行了耦合进口马赫数、温度和余旋角度的不均匀流场数值模拟研究, 并将试验结果和相应工况数值计算结果进行分析对比, 分析了可调参数对生成非均匀流场结果的影响规律。得到如下结论:

1) 本文采用的经试验验证的数值计算方法, 可用于一体化加力燃烧室所面临的高温强余旋非均匀进口流场的数值模拟。

2) 本文的高温强余旋非均匀生成装置可模

拟生成所需的余旋角、马赫数和温度空间非均匀耦合流场, 各参数不均匀指数均能满足目标需求, 不均匀流场评定指标合理可行, 能够较为直观地反映出非均匀流场的强弱。

3) 不均匀发生器的几何结构参数对是否能够生成所需不均匀指数流场起着决定作用, 实际不均匀指数位于设计不均匀指数附近区间内, 因此需对发生器结构参数进行匹配设计; 工况参数同样也影响目标流场的复现, 其中随着进口马赫数的增加, 实际马赫数不均匀指数和余旋角不均匀指数随之降低, 温度不均匀指数逐渐升高; 此外随着下游测量截面和发生装置之间距离的增加, 3种不均匀指数均会降低, 其测量截面的确定需要根据工况进行选取。

4) 本文总结的表征相关参数影响规律的拟合公式, 精度较好, 可用于一体化加力燃烧室代表性进口条件的优化设计。

总体而言, 本文研究结果为后续一体化加力燃烧室研制提供真实复杂的自主可控的进口条件, 同时也为高温强余旋非均匀来流条件数值模拟提供了较为可靠的计算方法。

参考文献:

- [1] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner: US08/087543 [P]. 1995-01-31.
- [2] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析与论述[J]. 航空科学技术, 2017, 28(10): 1-7.
DENG Hongwei, SHANG Shoutang, JIN Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2017, 28(10): 1-7. (in Chinese)
- [3] 林爽, 吴榕, 郑睿书. 加力燃烧室一体化设计[J]. 航空动力, 2020(6): 31-34.
LIN Shuang, WU Rong, ZHENG Ruishu. Integrated design of afterburner[J]. Aerospace Power, 2020(6): 31-34. (in Chinese)
- [4] 夏姣辉, 杨谦, 王慧汝, 等. 涡扇发动机加力燃烧技术发展分析[J]. 航空动力, 2020(4): 17-21.
XIA Jiaohui, YANG Qian, WANG Huiru, et al. Development analysis to afterburner combustion technology of turbofan[J]. Aerospace Power, 2020(4): 17-21. (in Chinese)
- [5] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
- [6] 蒋联友, 李江宁, 赵巍, 等. 余旋对加力燃烧室扩压器流场结构的影响研究[R]. 沈阳: 中国航空学会第8届动力年会, 2014.
- [7] LU H Y, RAMSAY J W, MILLER D L. Noise of swirling exhaust jets[J]. AIAA Journal, 1976, 16(5): 46-52.
- [8] KOZLOWSKI H, LARKIN M. Energy efficient engine-exhaust mixer model technology report[R]. NASA-CR-165459, 1982.

- [9] 文清兰, 张琪, 舒庆. 进口气流角对加力燃烧室流场的影响分析[J]. 航空科学技术, 2021, 32(7): 32-38.
WEN Qinglan, ZHANG Qi, SHU Qing. Influence analysis of inlet flow angle on the flow field of afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2021, 32(7): 32-38. (in Chinese)
- [10] SANDERS D D, NESSLER C, COPENHAVER W W, et al. Computational and experimental evaluation of a complex inlet swirl pattern generation system[R]. Salt Lake City, US: AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015.
- [11] BUCALO T G, FROHNAPFEL D J, LOWE K T, et al. Streamwise development and turbulence characterization of a twin-vortex inlet distortion for turbofan applications[R]. Atlanta, US: the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017.
- [12] O'BRIEN W F, BAILEY J. The influence of duct development distance on screen-generated total pressure distortion profiles[R]. San Jose, US: AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [13] MACK E K, GILLESPIE J, FROHNAPFEL D J, et al. Pressure screen-steam vane interaction effects on downstream flow distortion pattern[R]. Cincinnati, US: Joint Propulsion Conference, 2018.
- [14] MUNK M, PRIM R. On the multiplicity of steady gas flows having the same streamline pattern[J]. [Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America](#), 1947, 33(5): 137-141.
- [15] 林爽, 吴榕, 阮盛伟, 等. 不同结构一体化加力燃烧室冷态流场与性能仿真[J]. 飞机设计, 2021, 41(5): 53-58.
LIN Shuang, WU Rong, RUAN Shengwei, et al. Investigation on cold flow field and performance of afterburner with different structures[J]. Aircraft Design, 2021, 41(5): 53-58. (in Chinese)
- [16] 贾翔中, 单勇, 徐兴平, 等. 一体化加力燃烧室冷态流动特性数值研究[J]. [航空动力学报](#), 2021, 36(7): 1472-1480.
JIA Xiangzhong, SHAN Yong, XU Xingping, et al. Numerical study on cold flow characteristics of integrated afterburner[J]. [Journal of Aerospace Power](#), 2021, 36(7): 1472-1480. (in Chinese)
- [17] 吴榕, 阮盛伟, 姜琴. 典型结构一体化加力燃烧室性能数值仿真研究[J]. 信息记录材料, 2020, 21(3): 238-241.
WU Rong, RUAN Shengwei, JIANG Qin. Numerical simulation study on performance of typical structure in tegrated after burner[J]. Information Recording Materials, 2020, 21(3): 238-241. (in Chinese)
- [18] 尹成茗, 张荣春, 樊未军, 等. 一种一体化加力燃烧室的数值模拟[J]. [航空动力学报](#), 2018, 33(2): 470-476.
YIN Chengming, ZHANG Rongchun, FAN Weijun, et al. Numerical simulation on a type of the integrated afterburner[J]. [Journal of Aerospace Power](#), 2018, 33(2): 470-476. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)