

变涵道比加力/冲压燃烧室两涵掺混特性 实验与数值研究

丁 婧¹, 邓远灏², 单 勇¹, 张 飞²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 以变循环发动机可变涵道比加力/冲压燃烧室为研究对象, 采用缩比模型流场实验和全尺寸三维数值仿真的方法, 揭示不同涵道比、平行混合器出口面积比下的加力燃烧室内部流场特征, 定量评价加力燃烧室内速度不均匀度、掺混损失、隔热屏冷却通道外侧机匣壁面温度峰值等参数。研究表明: 相较于内涵入口均匀流, 内涵入口考虑旋流后, 旋转的内涵流体与外涵流体增强了剪切混合, 严重时引起内涵高温流体部分进入隔热屏冷却通道, 致使隔热屏冷却通道外机匣局部温度高达 812.97 K。采用平行混合器可有效控制加力/冲压燃烧室总压损失, 在 3.5% 以内。内外涵出口面积比是重要参数, 合理的面积分配能够确保外涵道流体有足够的空气进入隔热屏冷却通道, 同时有足够的惯性力遏制隔热屏入口段内侧流动分离。小涵道比工况下, 增大内外涵出口面积比将导致冷却气量减少约 20%, 可能造成隔热屏冷却效果变差; 同时低动量的外涵流体难以克服逆压梯度, 在隔热屏内侧形成回流区, 导致火焰稳定器上游径向速度不均匀度恶化至 0.10~1.20, 对加力燃烧不利。在大涵道比工况下, 过小的内外涵出口面积比将导致掺混损失增至 3.16%, 随着内外涵出口面积比提高, 内外涵气流匹配度改善, 速度不均匀度范围提升至 0.85~1.07, 展现出更优的综合性能。

关 键 词: 变循环发动机; 可变涵道比; 加力/冲压燃烧室; 掺混特性; 速度不均匀度; 总压损失
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Experimental and numerical investigation of core and bypass flow mixing characteristics in variable-bypass-ratio afterburner/ram combustor

DING Jing¹, DENG Yuanhao², SHAN Yong¹, ZHANG Fei²

(1. School of Power and Energy,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The variable-bypass-ratio afterburner/ram combustor of a variable cycle engine was investigated through scaled-model flow experiments and full-scale three-dimensional numerical simulations. The purpose of the research was to reveal the internal flow characteristics under different bypass ratios (BPR) and parallel mixer exit area ratios, while quantitatively evaluating key parameters including velocity non-uniformity, mixing loss, and peak outer casing temperature of the heat shield cooling channel. The results showed that, compared with the uniform flow at the core flow inlet, the introduction of swirl enhanced shear mixing between the rotating core flow and the bypass stream. Under severe conditions, this caused partial ingress of high-temperature core fluid into the heat shield cooling

收稿日期: 2025-07-19

作者简介: 丁婧(2002—), 女, 硕士生, 主要从事航空发动机传热方面的研究。E-mail: 1071881314@qq.com

通信作者: 单勇(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事飞行器红外隐身和航空发动机传热方面的研究。E-mail: nuaasy@nuaa.edu.cn

引用格式: 丁婧, 邓远灏, 单勇, 等. 变涵道比加力/冲压燃烧室两涵掺混特性实验与数值研究[J]. 航空动力学报, 2025, 41(X): 20250343. DING Jing, DENG Yuanhao, SHAN Yong, et al. Experimental and numerical investigation of core and bypass flow mixing characteristics in variable-bypass-ratio afterburner/ram combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 41(X): 20250343.

channel, resulting in localized temperatures as high as 812.97 K on the outer casing. The use of a parallel mixer effectively controlled the total pressure loss in the afterburner/ram combustor, maintaining it within 3.5%. The bypass-to-core exit area ratio served as a critical parameter. An appropriate area allocation ensured sufficient bypass airflow entered the cooling passage while providing adequate momentum to suppress flow separation at the inner side of the heat shield inlet. Under small bypass ratio conditions, increasing the bypass-to-core exit area ratio reduced the cooling flow rate by approximately 20%, which can impair the cooling effectiveness of the heat shield. Additionally, the low-momentum bypass flow struggled to overcome the adverse pressure gradient, leading to the formation of a recirculation zone on the inner side of the heat shield and worsening the radial velocity non-uniformity upstream the flame holder to a range of 0.10—1.20, adversely affecting afterburner performance. In contrast, under large bypass ratio conditions, an excessively small bypass-to-core exit area ratio increased the mixing loss to 3.16%. As the bypass-to-core exit area ratio increased, the matching between the core and bypass flows improved, and the velocity non-uniformity narrowed to a range of 0.85—1.07, demonstrating superior overall performance.

Keywords: variable cycle engine; variable bypass ratio; afterburner; mixing characteristics; velocity non-uniformity; total pressure loss

为满足第六代战机对高推力和低油耗的双重需求,发动机必须有适用于多用途战机需求的热力学变循环方案^[1-2]。传统涡喷/涡扇发动机由于固定循环特性的局限,难以兼顾超声速状态的高推力和亚声速巡航的经济性要求^[3],变循环发动机通过调整涵道比、增压比、涡轮前温度等关键参数,并改变发动机工作模式,使发动机在宽飞行包线范围内都能实现最佳的热力循环特性,被认为是最能够满足第六代战斗机先进性能需求的高性能动力方案^[4-6]。但变循环发动机加力燃烧室面临高温非均匀来流、大气动载荷和压力载荷等多重挑战^[7],要在涵道比大范围变化甚至工作模式发生改变的条件稳定、高效地组织燃烧,需要保证涡轮出口的内外涵流体的充分、均匀混合,以及稳定、充分的扩压过程^[8-10]。作为连接内外涵气流的关键部件,混合器的掺混特性直接影响加力燃烧室进口流场品质^[11-14]。

良好的流场匹配能够减少发动机内部能量损失、提高燃烧效率^[15]、降低振动与噪声^[16],从而提升发动机的性能与可靠性。在过去的几十年中,科研人员在变循环发动机的燃烧室流场气动参数匹配和可调部件结构设计等方面开展了一系列的研究工作。Bartosiewicz 等^[17]以超声速引射器为研究对象,选择不同的湍流模型对流场进行数值仿真并与试验结果对比。结果表明,在总压损失的预测上 RNG $k-\varepsilon$ 和 SST $k-\varepsilon$ 结果与试验结果吻合较好。黄兴、陈玉春等^[18-20]发现双模态超燃冲压发动机在不同工作模式下应采取不同的参数协

调策略:超燃模态下通过调节喉道马赫数实现匹配,而亚燃模态下则主要通过控制热力喉道总压来平衡流量。张荣等^[21]基于涡扇发动机平台,对亚声速巡航和超声速巡航两个典型工况的循环模式转换的过程进行了数值仿真,制定了变循环发动机涡喷与涡扇的转换过程稳定快速的调节方案。刘润富等^[22]提出了一种带波瓣结构的可变面积涵道引射器外涵面积调节方法,证明引入波瓣结构显著改善了流场速度均匀度,极大地提升了内外涵气流混合的热混合效率。王靖宇等^[23]提出了波瓣结构的前可调面积引射器方案,研究结果表明波瓣结构在高背压条件下增加了风扇后流通能力,减小了流动损失,提升了掺混效率,但波瓣曲面构型相对较复杂,引射器面积调节结构的密封性设计难度较大。陈佳等^[24]采用实验与三维数值模拟方法,建立前可变面积涵道引射器模型,发现双涵道进口总压比越大,掺混损失越大,且主、次流掺混沿流向截面速度径向分布趋于均匀。

由此可见,目前变循环发动机研究主要集中在整机初步性能模拟计算,总体结构方案设计以及引射器调节性能方面,对内、外涵掺混特性及加力燃烧室内流场分布均匀性的研究较少,且多为数值仿真研究,缺少实验性内容。就此,本文采用实验研究与数值仿真相结合的方式,对变循环发动机在涡扇模态下的内外涵气流掺混特性开展研究,以火焰稳定器前速度不均匀度、总压损失系数、隔热屏冷却通道进气量、隔热屏冷却通

道外侧机匣壁面温度峰值等参数为考量, 对比分析内涵入口旋流、混合器出口面积分配等对内、外涵气流掺混特性以及加力燃烧室内部流动特征的影响, 为后续模态转换设计提供参考。

1 实验模型和实验系统

1.1 物理模型

变循环发动机可变涵道比加力/冲压燃烧室

结构如图 1 所示, 包括两涵道进气流道(内涵和外涵)结构、混合器结构、中心锥、加力/冲压燃烧室、隔热屏、火焰稳定器。本文依据该结构构建加力/冲压燃烧室模型, 其中 A_{16} 表示外涵出口面积, A_6 表示内涵出口面积, 研究混合器出口外、内涵出口面积比(即 A_{16}/A_6)对外、内涵气流入口总压匹配以及加力/冲压燃烧室流场和温度场分布特性的影响。

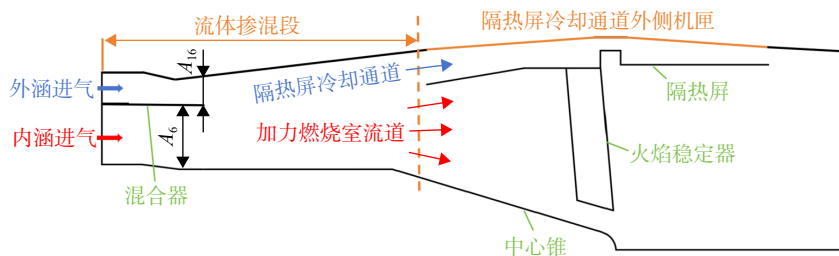


图 1 变循环发动机加力/冲压燃烧室模型示意图

Fig. 1 Afterburner/Ram combustor geometric model

1.2 实验系统

采用模型几何相似和入口边界条件马赫数相似的理论为指导设计实验, 对全尺寸加力/冲压燃烧室进行缩比, 且取 1/7 的扇区。实验时仅模拟涡扇模态, 提供内、外涵气流。实验系统如图 2 所示, 由两股流供气系统、加力燃烧室缩比实验件、温度和压力测试系统、排气系统组成。

外涵气流由压气机提供直接进入实验段的外涵道, 内涵气流还需经电加热器升温后进入实验段的内涵道; 在内外涵混合器下游布置热电偶和总压测量耙, 在火焰稳定器前端布置总、静压测量耙, 加力燃烧室下游采用轴向排气的管路连接, 下游的阀门可控制实验段背压, 压力计用于显示背压值。

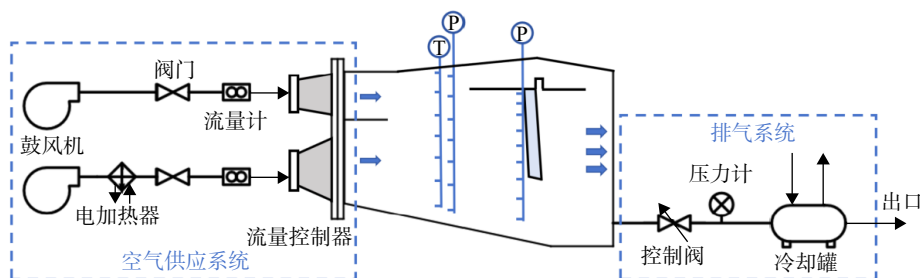


图 2 实验系统图

Fig. 2 Experimental system diagram

实验段如图 3 所示, 从左至右分别对应流体的进气段、流体掺混段以及加力/冲压燃烧室实验段。图 4 展示了本实验测量位点的分布以及编号, 混合器下游测量耙径向布置 7 个总压测点, 隔热屏上游均匀分布 1 个测点, 其余 6 个测点之间等距离分布; 混合器下游温度通过热电偶测量, 径向共分布有 8 根热电偶, 隔热屏上游均匀分布 2 根热电偶, 其余 6 根热电偶之间等距离分布; 火焰稳定器前缘分别径向布置 9 组总、静压测量位

点, 每组位点之间按照等面积分布。

表 1 为本实验的两个工况下的内外涵道进口



图 3 实验段实物图

Fig. 3 Physical map of test section

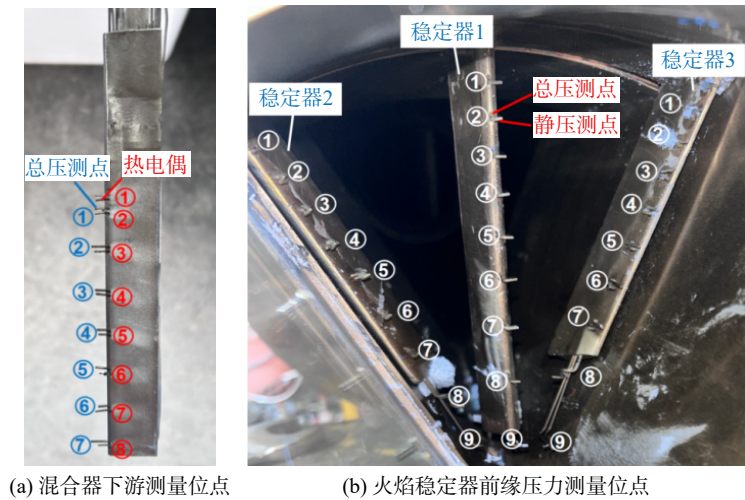


图 4 实验测量位点示意图

Fig. 4 Schematic diagram of test measure point

表 1 实验工况下模型进口和出口参数

Table 1 Inlet and outlet parameters for the experimental model

工况	外涵入口			内涵入口			p_b/kPa
	$q_{m,\text{in1}}/(\text{kg/s})$	T_{in1}/K	$p_{\text{in1}}/\text{kPa}$	$q_{m,\text{in2}}/(\text{kg/s})$	T_{in2}/K	$p_{\text{in2}}/\text{kPa}$	
小涵道比	0.56	313.15	376.94	1.76	731.15	378.51	367.5
大涵道比	0.90	313.15	356.51	1.47	653.15	349.24	336.6

和加力燃烧室出口背压参数,实验给定外涵入口流量 $q_{m,\text{in1}}$ 、内涵入口流量 $q_{m,\text{in2}}$ 、外涵入口温度 T_{in1} 、内涵入口温度 T_{in2} 以及背压 p_b 条件;外、内涵入口总压 p_{in1} 和 p_{in2} 、混合器下游总压和温度分布以及火焰稳定器前总压、静压通过测量获取。其中,小涵道比工况的涵道比 $B=0.3$;大涵道比工况的涵道比 $B=0.6$ 。

2 计算模型及数值方法

图 5 给出了加力/冲压燃烧室计算区域和网格分布,网格通过 ICEM 软件进行划分。由于流体域的不规则性,故采用非结构化网格对计算域进行划分,并在火焰稳定器、混合器、隔热屏等重要模型位置以及壁面网格进行加密。如图 6 所示,通过计算涡扇状态下隔热屏进气比例验证网格独立性后,确定最终模型数值计算网格数量为 1 700

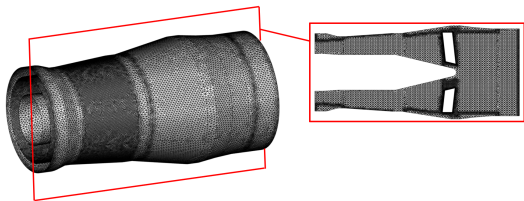


图 5 计算区域及网格

Fig. 5 Grid of calculating domain

万左右。

采用 Fluent 软件开展数值仿真,经过实验数据验证,选择 $\kappa-\varepsilon$ 标准湍流模型,压力与速度耦合选用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法,各方程均采用二阶迎风格式进行离散。所有流体域内流体设置为理想气体,计算时内外涵入口均采用流量边界条件,给定流量和总温;出口采用压力边界条件,给定压力;对混合器、隔热屏、机匣等壁面认为是无滑移的,其中机匣采用绝热边界条件,混合器与隔热屏等壁面采用流固耦合边界条件。

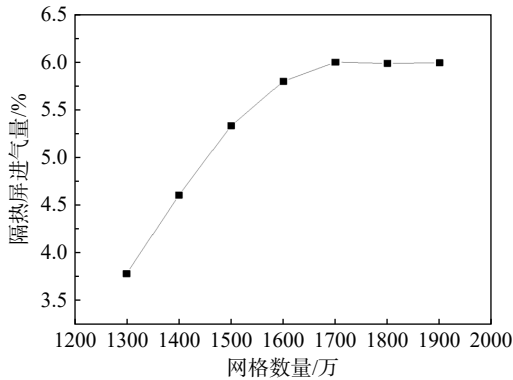


图 6 网格独立性验证

Fig. 6 Grid convergence analysis

3 实验与数值模拟结果分析

3.1 实验与计算结果对比

为验证数值模拟结果的准确性, 将实验结果与相同工况下的数值模拟结果进行对比, 分析不同模式下混合器出口总压及温度分布情况、火焰稳定器前总压分布以及速度分布等性能参数的差异。

图 7 给出了混合器下游实验测量总压、总温与仿真数据的对比, 图中 p^* 表示流场中测点的总压值, T 表示测点的总温度, EXP 表示实验测量结果, CFD 表示数值计算结果。在小涵道比条件下, 混合器下游测点总压数据变化趋势与仿真数据一致, 此时内、外涵入口总压也能基本相同, 内外涵掺混效果较好, 总压基本保持为定值; 温度呈现出越靠近中心锥温度越高的趋势, 实验数据与仿真数据重合度较高, 温度上升趋势与斜率也基本相同。大涵道比条件下, 总压呈现出随靠近中心锥减小的趋势, 其原因在于大涵道比工况下, 外涵总压升高, 高于内涵总压, 流体在贴机匣壁面处未与内涵流体充分掺混, 使得测点 1 的总压值

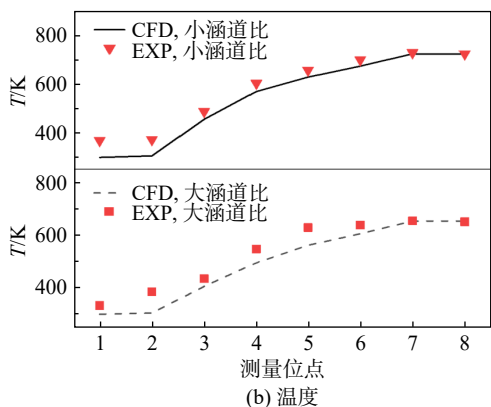
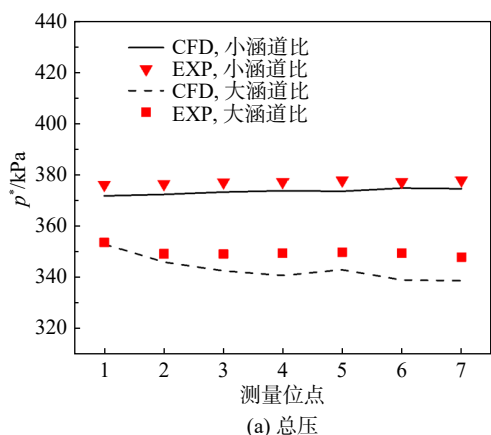


图 7 混合器下游切面仿真与实验数据对比

Fig. 7 Comparison of CFD and experimental data at the mixer downstream cross-section

最高。总体上, 实验测点数据与仿真模拟结果基本一致, 吻合度较高, 压力最大误差为 3.12%, 温度最大偏差为 40 K。

火焰稳定器上测点速度数据由每个测点的总压值 p^* 和静压值 p 计算得出。图 8 给出了火焰稳定器前缘实验获得速度 V 与仿真数据的对比, 两种工况下速度分布一致, 最大偏差为 15 m/s。

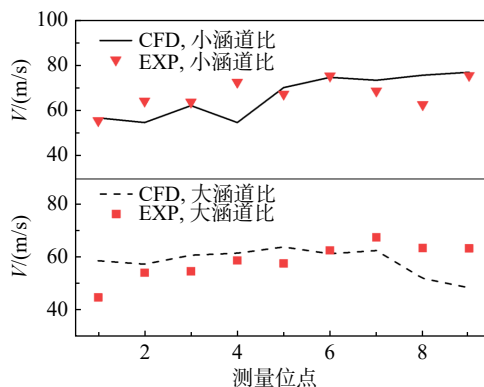


图 8 火焰稳定器前切面仿真与实验数据对比

Fig. 8 Comparison of CFD and experimental data at the flame holder upstream plane

内外涵气流经过平行混合器后在向下游的流动过程中发生相互的掺混, 其掺混损失可以用总压损失系数^[25]评价:

$$\sigma_p = 1 - \frac{\frac{1}{m_h} \int p_h dq_{m,h}}{\frac{1}{q_{m,in1} + q_{m,in2}} \left(\int p_{in1} dq_{m,in1} + \int p_{in2} dq_{m,in2} \right)} \quad (1)$$

式中 p_h 和 $q_{m,h}$ 为加力燃烧室入口总压和流量, p_{in1} 、 p_{in2} 、 $q_{m,in1}$ 和 $q_{m,in2}$ 为外、内涵入口总压和流量。

火焰稳定器前速度均匀性关系到加力燃烧室的燃烧性能。因此, 本文定义速度系数^[25]:

$$V_x^* = \frac{\bar{v}_x}{\bar{v}} \quad (2)$$

将火焰稳定器前缘截面在周向划分 14 个扇形等份, $\bar{v}_x$ 为每等份的平均速度, $\bar{v}$ 为整个截面的平均速度, 按照式(2)计算出每个等份的速度系数, 从而获得周向速度系数分布; 同理, 沿径向划分 10 个等面积的环境, 获得径向速度系数分布。以上获得的速度系数的最小值和最大值就可以评价速度不均匀度。本文采用 $\Delta C_{\theta,h}$ 表示火焰稳定器前缘截面周向速度不均匀度, 采用 $\Delta C_{r,h}$ 表示火焰稳定器前缘截面径向速度不均匀度, 其值越偏离 1, 说明流场速度分布均匀性越差。

表 2 给出了两种工况下仿真与实验的参数对比,总压损失系数的实验计算结果与仿真模拟结果相差较小且均小于 0.03,火焰稳定器前周向及径向速度不均匀度的实验结果与仿真数据范围相

似,吻合度较高,表明两种涵道比条件下,外、内涵的冷热气流掺混效果较好,流动过程中的损失较小。结合前文实验测点数据与仿真数据的对比,说明本文所选仿真模型及方法具有较好的可靠性。

表 2 仿真与实验参数对比
Table 2 Comparison of CFD and experimental parameters

工况	σ_p		$\Delta C_{\theta,h}$		$\Delta C_{r,h}$	
	CFD	EXP	CFD	EXP	CFD	EXP
小涵道比	0.015 3	0.015 1	0.90~1.17	0.80~1.24	0.74~1.25	0.79~1.24
大涵道比	0.028 4	0.025 4	0.89~1.04	0.77~1.23	0.70~1.22	0.78~1.15

3.2 内涵入口旋流的影响分析

通常情况下,对有内外涵的加力燃烧室数值仿真,一般会给定均匀的流量入口或压力入口;事实上,涡轮出口的燃气不可避免地带有一定的旋流。本文考虑到内涵入口气流温度的不均匀分布以及速度的方向,通过编制 Profile 文件导入 Flunet 软件,内涵进气设置旋流时的切向速度 V_t 、径向速度 V_r 、轴向速度 V_a 以及温度 T 分布如图 9 所示。

图 10 展示了内涵无旋流和考虑旋流的仿真模型中心对称截面的速度云图及其流线。对比发现:内涵入口考虑旋流后,内涵气流的流动上下明显不再对称,火焰稳定器前的流场更加不均匀,下方的火焰稳定器前缘产生了一个作用范围较大的回流区,这对加力燃烧室的稳定工作是不利的,甚至能够使得稳定器烧蚀;此外,隔热屏冷却通道内还产生了多个旋涡,从而导致周向进气不均匀,严重时导致隔热屏冷却通道外侧的机匣局部超温。

图 11 是中心对称截面温度云图及其流线。对比发现:内涵带旋后,火焰稳定器前的温度场

周向和轴向上都更加的不均匀,下方的火焰稳定器前缘产生了一个作用范围较大的回流区,这个相对较低温度的区域内对加力燃烧室的点火是不利的;此外,在上方有更多的内涵高温气流进入隔热屏冷却通道,从而引起隔热屏冷却通道入口周向的进气温度不均匀。

图 12 给出了内涵无旋流和加入旋流后火焰稳定器上游横截面速度云图,可以发现:内涵均匀入口条件下,火焰稳定器上游横截面上显示了很有规律的速度分布,在两个火焰稳定器之间的流体速度高、正对稳定器速度低,火焰稳定器根部 and 中心锥处速度低、其余位置速度高的周期性分布,且与 14 个火焰稳定器对应;同时,最外侧一圈的隔热屏冷却通道内流速低。然而,考虑内涵入口旋流后,火焰稳定器前截面速度分布与内涵入口一样呈 7 个周期性分布(图 9(a)和图 9(b)),但是火焰稳定器前缘和隔热屏冷却通道内速度分布都更加的不均匀。

隔热屏冷却通道进口流量占比关系到隔热屏和加力燃烧室流量分配,隔热屏冷却通道进气量过低将影响隔热屏冷却效果,隔热屏冷却通道进

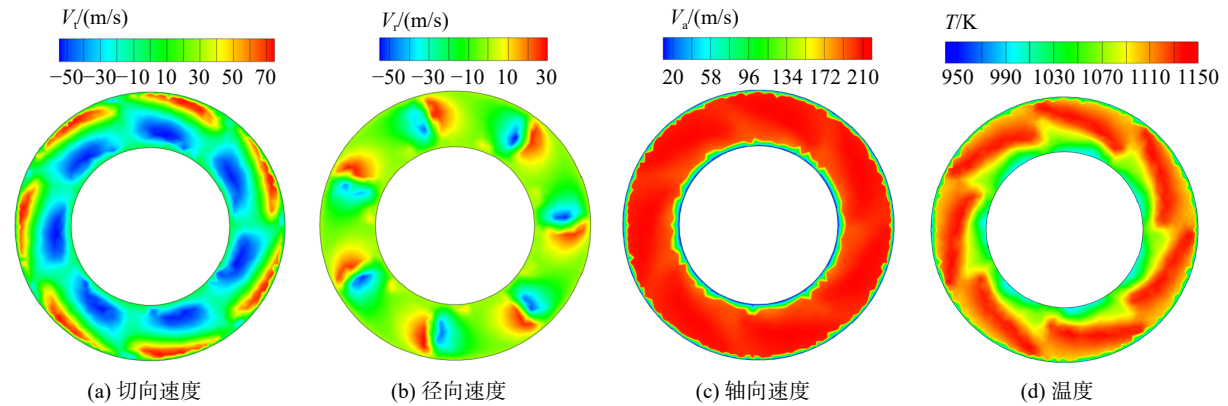


图 9 内涵进气面速度和温度云图

Fig. 9 Contour plots of velocity and temperature at the core duct inlet plane

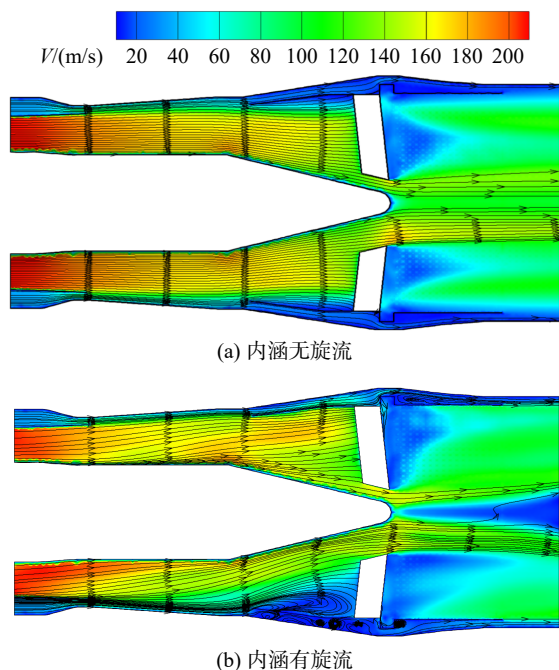


图 10 中心对称截面速度云图(内涵有无旋流对比)
Fig. 10 Contours of velocity on the central symmetric plane
(with/without swirl in the core flow)

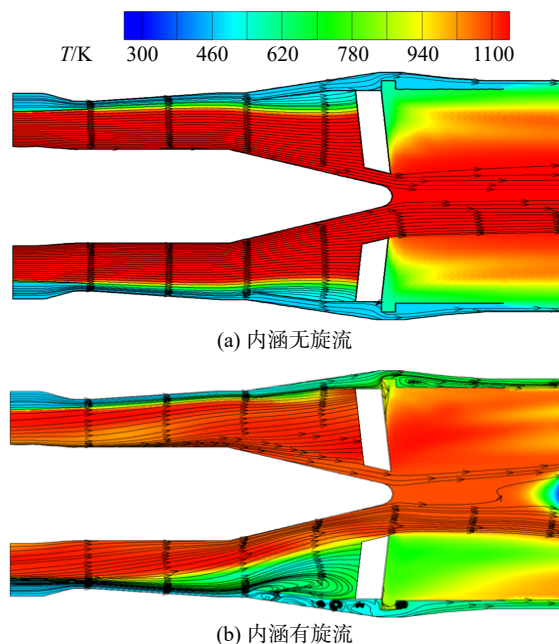


图 11 中心对称截面温度云图(内涵有无旋流对比)
Fig. 11 Contours of temperature on the central symmetric plane
(with/without swirl in the core flow)

气量过高使得参与加力燃烧的空气量不足,从而
影响加力。因此,隔热屏冷却通道进气量应保持
在合理范围内,本文定义隔热屏冷却通道进气流
量比为 ϕ :

$$\phi = \frac{q_{m,g}}{q_{m,in1} + q_{m,in2}} \quad (3)$$

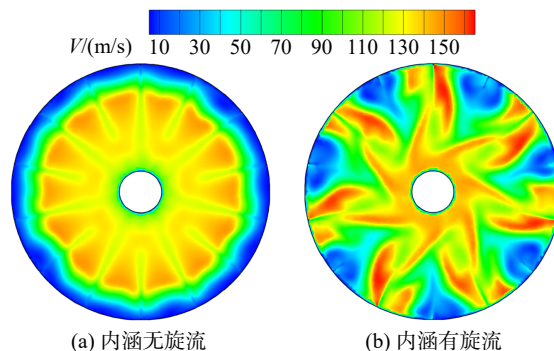


图 12 火焰稳定器上游截面速度云图(内涵有无旋流对比)
Fig. 12 Velocity contours on the upstream cross-section of the
flame holder (with/without swirl in the core flow)

式中 $q_{m,g}$ 为隔热屏冷却通道入口进气量。

表 3 给出了小涵道比条件下内涵旋流影响的
参数对比, T_{l-max} 表示隔热屏冷却通道外侧机匣最
高温度,无论内涵入口是否考虑旋流,外涵与内
涵混合后的总压损失系数 σ_p 基本相当,都在
0.5% 以下;内涵考虑旋流后,隔热屏冷却通道进
气流量比 ϕ 增加了 1.3%,但是,内涵部分高温流体
流入隔热屏冷却通道,隔热屏冷却通道外机匣温
度升高到 800 K 以上;同时,火焰稳定器前截面周
向速度不均匀度 $\Delta C_{\theta,h}$ 降低,径向速度不均匀度
 $\Delta C_{r,h}$ 的最小值显著改善,如图 12 所示,内涵入口
无旋流时,最小值出现在火焰稳定器根部低速区,
内涵加入旋流后,部分内涵高温流体流经火焰稳
定器根部,该部分速度不均匀度改善至 0.93。

表 3 内涵旋流对加力燃烧室性能的影响

Table 3 Impact of core flow swirl on afterburner
performance

参数	无旋流	有旋流
σ_p	0.001 1	0.004 1
ϕ	0.060	0.073
T_{l-max}/K	484.20	812.97
$\Delta C_{\theta,h}$	0.99~1.01	0.79~1.13
$\Delta C_{r,h}$	0.10~1.20	0.93~1.19

3.3 混合器出口面积分配对加力燃烧室流场特征 影响

在内外涵道出口总面积一定的情况下,改变
内外涵道出口面积比 A_{16}/A_6 为 0.14、0.20、0.22、
0.26。在小涵道比和大涵道比两种工况下,分析
混合器出口面积对内、外涵入口压力以及流场特
征的影响。

图 13 给出了外涵和内涵入口总压比(p_{in1}/p_{in2})

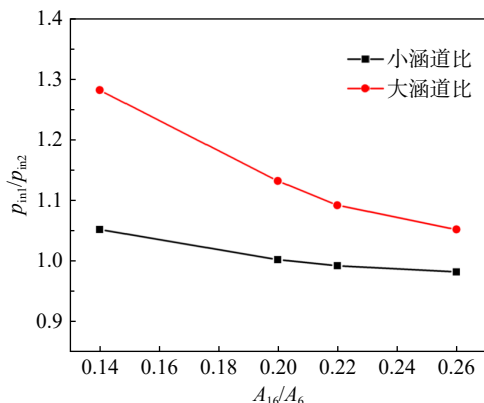


图 13 外/内涵入口压比随混合器出口面积分配的变化曲线

Fig. 13 Curve of bypass/core inlet pressure ratio versus mixer exit area allocation

关于混合器出口面积比的变化曲线,随着 A_{16}/A_6 增大,外涵出口面积增大,内涵出口面积减小,外涵流体流通能力增强,在内外涵相同流量的条件下,外涵入口总压降低,内涵入口总压升高,两种工况下都呈现出外/内涵入口压比随混合器出口面积比的增大而减小的趋势。小涵道比时外涵与内涵流量相差较大,入口压比减小的速率更快,在大涵道比条件下 A_{16}/A_6 超过 0.20 后,内涵总压大于外涵总压。

图 14 展示了小涵道比条件下不同混合器出口面积分配时加力燃烧室中心对称截面的速度分布云图及其流线,对比发现,外涵流体经外涵通道加速后与内涵流体混合,两股气流分层流动,通过自由剪切实现动量和质量的交换。在 $A_{16}/A_6=0.14$ 时,结合图 15(a)温度场可看出,外涵流体几

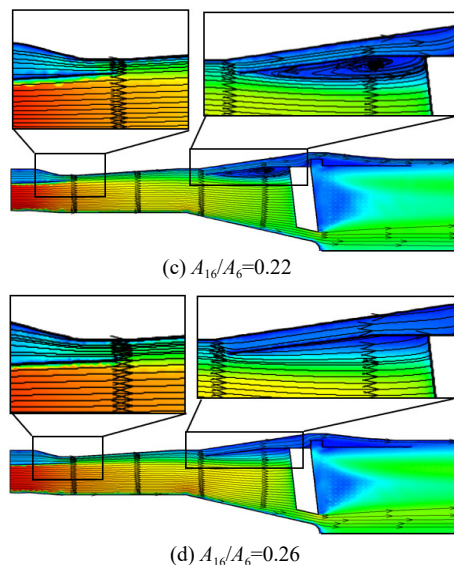
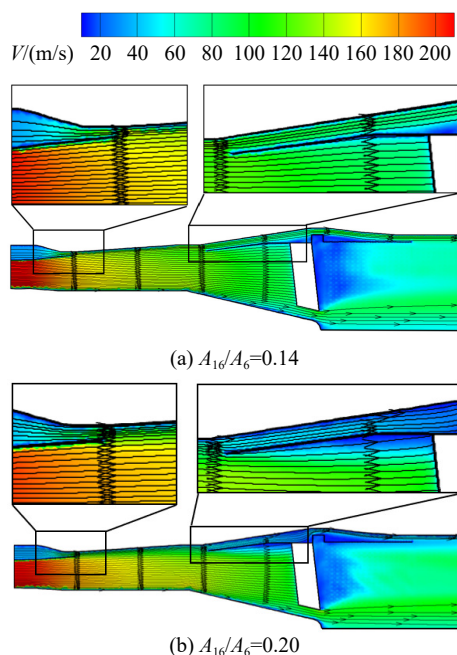
图 14 小涵道比条件下中心对称截面速度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 14 Contours of velocity on the central symmetric plane under low bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

乎完全流入隔热屏冷却通道,外涵出口气流速度高,进入隔热屏冷却通道内流体速度较大。随着 A_{16}/A_6 增大,外涵出口气流速度降低,隔热屏冷却通道内流体速度降低,部分外涵低速流体流入加力燃烧室,当其流过隔热屏内壁时动量减小,与隔热屏入口处流体贴壁性不足,在火焰稳定器根部形成回流区,这对加力燃烧室的稳定工作是不利的。

图 15 展示了小涵道比条件下中心对称截面温度云图,对比发现:随着 A_{16}/A_6 增大,外涵部分流体流入加力燃烧室,隔热屏冷却通道内流体温度降低,火焰稳定器前的温度场径向分布更加不均匀,火焰稳定器根部产生回流区,出现温度分离现象,影响加力燃烧室的点火。

图 16 给出了小涵道比状态下不同混合器出口面积分配时火焰稳定器前截面速度云图,4 种 A_{16}/A_6 的分配下,火焰稳定器前均表现出速度的周期性分布特征,且与 14 个火焰稳定器对应。随着 A_{16}/A_6 增大,外涵出口流体速度减小,部分低速外涵流体进入加力燃烧室,在火焰稳定器根部形成的低速区越来越大;同时,内涵出口流体速度增大,从而在该截面上流速增加。这就导致该截面的径向速度均匀性变差。

图 17 给出了大涵道比状态下不同混合器出口面积分配时中心对称截面速度云图和流线。将

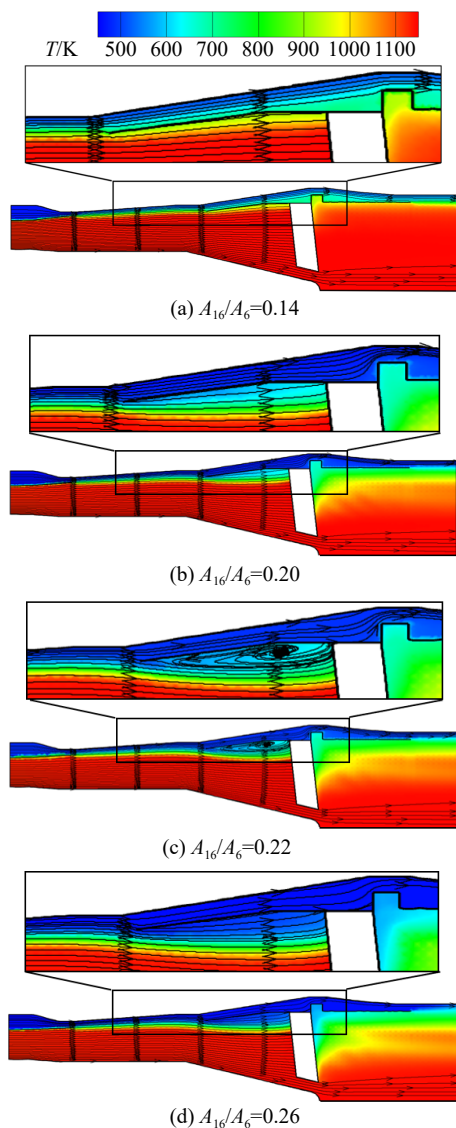


图 15 小涵道比条件下中心对称截面温度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 15 Contours of temperature on the central symmetric plane under low bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

大涵道比图 17(a)与小涵道比图 14(a)对比, 可以明显看出, 在内、外涵总流量不变的条件下, 涵道比增大至 0.6, 外涵流量增加, 所以外涵出口速度

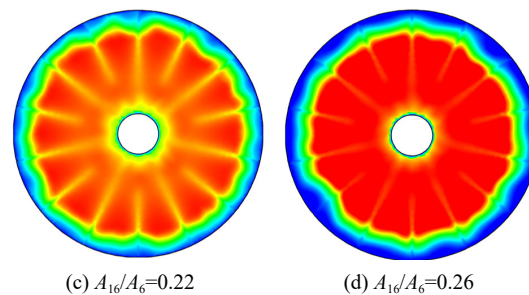
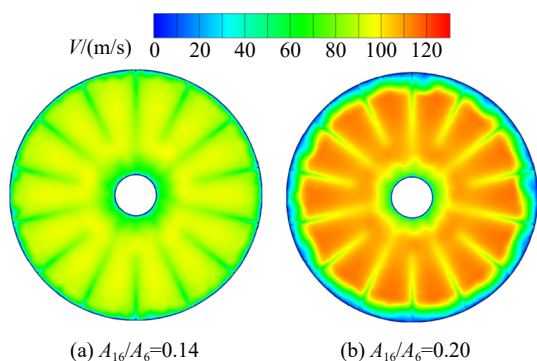


图 16 小涵道比条件下火焰稳定器上游横截面速度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 16 Velocity contours at flame holder upstream cross-section under low bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

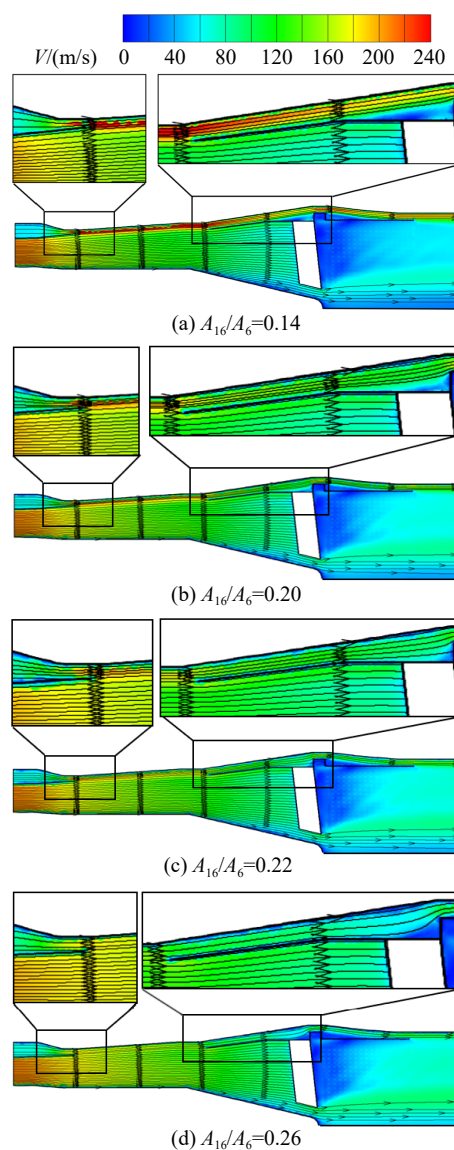


图 17 大涵道比条件下中心对称截面速度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 17 Contours of velocity on the central symmetric plane under high bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

增加至 240 m/s, 高速外涵气流流入隔热屏冷却通道, 进气量随之增大, 观察图 17(a), 此时隔热屏冷却通道内流体温度较低, 对机匣起到了较好的保护作用, 对下游的隔热屏冷却也起到积极作用。

在大涵道比 4 种 A_{16}/A_6 的分配下, 流体沿隔热屏入口段和中心锥壁面保持良好的贴壁流动特性, 未出现流动分离现象。随着 A_{16}/A_6 增大, 流入隔热屏冷却通道进气量降低, 流体速度降低, 流入加力燃烧室的流体增多, 加力燃烧室内部流场分布状态较好, 火焰稳定器前速度分布较为均匀。对比图 14(c) 可以明显看出, $A_{16}/A_6=0.22$ 时, 大涵道比工况下外涵出口速度增加, 流体动量增大, 隔热屏入口段内侧回流区消除, 进入加力燃烧室的流体分布更加均匀。

图 18 展示了大涵道比条件下中心对称截面

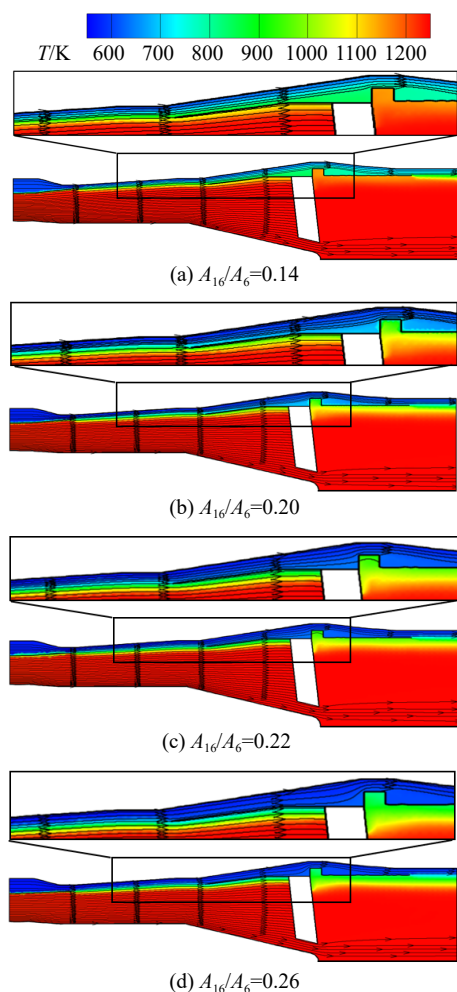


图 18 大涵道比条件下中心对称截面温度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 18 Contours of temperature on the central symmetric plane under high bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

温度云图, 结合图 17 速度场分布, 对比发现: 在 $A_{16}/A_6=0.14$ 时, 外涵出口面积小, 外涵流体在径向尺度上受限制, 同时在高速的外涵流体与内涵流体剪切作用下, 高温的内涵流体随着外涵流体流入隔热屏冷却通道, 此时隔热屏冷却通道内流体整体上温度较高。随着 A_{16}/A_6 增大, 外涵流体在径向上厚度增加, 进入隔热屏冷却通道的流体都是温度较低的外涵流体, 甚至有部分外涵流体流入加力燃烧室; 隔热屏冷却通道内流体温度降低, 对机匣起到了较好的保护作用, 但火焰稳定器根部流体温度降低, 与头部形成较大温度差, 会导致加力燃烧室内流体温度在径向分布的不均匀。

图 19 给出了大涵道比条件下不同混合器出口面积分配时火焰稳定器前截面速度云图, 4 种 A_{16}/A_6 的分配下, 火焰稳定器前均保持良好的周向速度均匀性, 随着 A_{16}/A_6 增大, 流入加力燃烧室内的流体更多, 向中心锥区域汇聚, 火焰稳定器头部流体区域的主流速度从 60 m/s 增大至 90 m/s; 对比图 16 可以发现: 火焰稳定器前截面最外圈速度提高, 根部回流区消除, 径向速度分布均匀性提升, 为加力燃烧室工作提供了良好的进气环境。

表 4 给出了两种工况下混合器出口面积影响的参数对比, 在大涵道比 $A_{16}/A_6=0.14$ 时, 总压损失

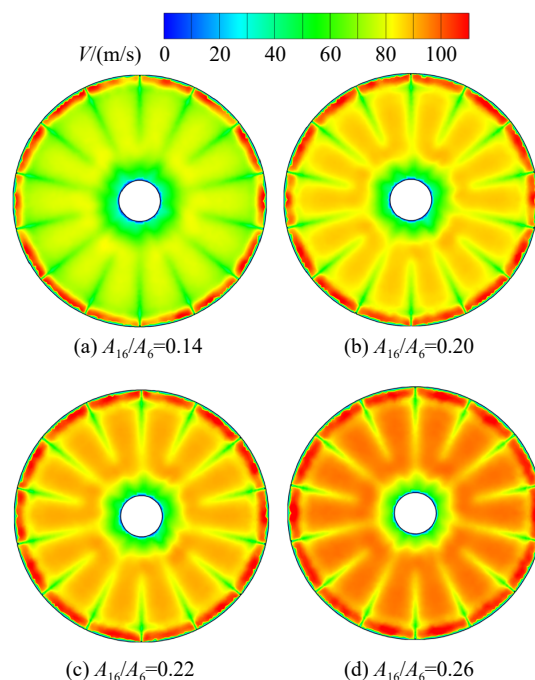


图 19 大涵道比条件下火焰稳定器上游横截面速度云图
(不同混合器出口面积分配对比)

Fig. 19 Velocity contours at Flame Holder upstream cross-section under high bypass ratio (with different mixer exit area allocations)

表 4 混合器出口面积影响的参数对比表

Table 4 Parameter comparison table of mixer exit area effects

工况	A_{16}/A_6	σ_p	ϕ	$T_{1-\max}/K$	$\Delta C_{\theta,h}$	$\Delta C_{r,h}$
小涵道比	0.14	0.004 3	0.254	676.31	0.99~1.00	0.75~1.08
	0.20	0.001 5	0.156	543.46	0.98~1.01	0.32~1.11
	0.22	0.001 0	0.115	506.67	0.99~1.01	0.21~1.16
	0.26	0.000 7	0.060	484.20	0.99~1.01	0.10~1.20
大涵道比	0.14	0.031 6	0.438	708.73	0.97~1.02	0.75~1.27
	0.20	0.010 8	0.368	667.69	0.99~1.01	0.78~1.17
	0.22	0.007 3	0.339	630.05	0.99~1.01	0.80~1.13
	0.26	0.018 5	0.283	593.98	0.99~1.01	0.85~1.07

系数相对较高, 达到 0.031 6, 该工况下, 外涵出口面积过小, 引入口压力显著升高, 而此时外涵流体几乎完全流入隔热屏冷却通道, 加力燃烧室内压力较低, 造成损失较大。在其余工况下, 加力燃烧室的总压损失系数均保持在较小的范围, 表现出良好的冷热流低损失的掺混效果。此外, 随着 A_{16}/A_6 增大, 外涵出口面积变大, 隔热屏冷却通道进气量减小, 外机匣壁面峰值温度降低。这与上文流场和温度场分析结果是一致的。

再看小涵道比工况(外涵流量较小), A_{16}/A_6 增大时, 加力燃烧室内产生局部低速区, 导致火焰稳定器前径向速度不均匀度降低。大涵道比工况下, 隔热屏冷却通道入口及火焰稳定器前截面速度不均匀度均保持在较好水平, A_{16}/A_6 增大时, 部分外涵流体流向火焰稳定器根部, 补充加力燃烧室内流体, 火焰稳定器前径向速度不均匀度提高。

4 结 论

本文基于缩比实验模型, 采用 CFD 方法对其两种实验工况进行数值仿真, 实验与数值模拟结果吻合较好, 证明了数值仿真方法的可靠性。随后, 基于全尺寸三维 CFD 模型, 分析了内涵入口旋流、混合器结构参数等对双涵道气流掺混特性以及加力燃烧室内流动特征的影响。主要结论如下:

1) 相对于均匀进气, 内涵考虑旋流后, 加力燃烧室内流场显示出不对称性, 在火焰稳定器上游局部产生一个作用范围较大的回流区, 该回流区是造成火焰稳定器上游截面速度分布均匀性降低的主要原因, 严重时导致隔热屏冷却通道外侧的机匣局部温度过高, 达到 812.97 K。

2) 内外涵道采用平行混合器, 加力燃烧室总压损失系数较低, 在 3.5% 以内; 增加混合器出口

面积比 A_{16}/A_6 , 可以减小外/内涵入口压比, 降低外涵出口流速, 降低隔热屏冷却通道进气量; 外涵道流体全部或部分的进入隔热屏冷却通道, 对机匣起到较好的热防护作用。

3) 小涵道比工况下, 随着 A_{16}/A_6 增大, 外涵流体速度降低, 导致进入隔热屏冷却通道冷却流体减少约 20%, 可能造成下游的隔热屏冷却效果变差; 部分外涵低速流体流入加力燃烧室, 其低动量不能克服逆压力梯度, 在隔热屏入口段的内侧脱离壁面流动, 从而形成回流区; 同时, 在火焰稳定器上游截面的径向速度不均匀度变得更差, 由 0.75~1.08 降至 0.10~1.20, 对加力燃烧不利。因此, 小涵道比工况下的结构设计难度大。

4) 大涵道比工况下, 过小的面积比 A_{16}/A_6 会导致平行混合器下游的外涵和内涵流体掺混损失过大, 达到 3.16%, 同时造成火焰稳定器上游外圈速度大、内圈速度小, 径向速度不均匀度变差; 在本文变化的面积比范围内, 加力燃烧室内流场均保持良好的贴壁流动特性; 随着 A_{16}/A_6 增大, 内外涵道流体速度更加一致, 加力燃烧室内速度分布均匀性提高, 达到 0.85~1.07。

参考文献:

- [1] CHEN Haoying, ZHANG Haibo, WANG Yong, et al. Installation characteristics of variable cycle engine based on inlet flow matching[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2021, 38(3): 319-329.
- [2] AYGUN H, CILGIN M E, EKMEKCI I, et al. Energy and performance optimization of an adaptive cycle engine for next generation combat aircraft[J]. Energy, 2020, 209: 118261.
- [3] 刘治呈. 变循环发动机发展综述[J]. 现代制造技术与装备, 2019, 55(1): 177-179.
LIU Zhicheng. Summary of the development of variable cycle engines[J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2019, 55(1): 177-179. (in Chinese)
- [4] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3):

- 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [5] 吴涛, 骆广琦, 胡坤霖, 等. 配装变循环/常规发动机的飞机航程比较研究[J]. 计算机仿真, 2015, 32(10): 89-93.
WU Tao, LUO Guangqi, HU Shendao, et al. Comparison of range of aircraft equipped with variable cycle engine versus turbofan engine[J]. Computer Simulation, 2015, 32(10): 89-93. (in Chinese)
- [6] OBAID Y, MARK V A, RICHARD M M, et al. Military jet engine acquisition: technology basis and cost-estimating methodology[M]. Santa Monica, US: RAND Corporation, 2002.
- [7] 周红, 王占学, 刘增文, 等. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 2842-2850.
ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2842-2850. (in Chinese)
- [8] YAN Wei, HU Jun, ZHANG Huan, et al. Effects of complicated rotating inlet distortion on compressor aerodynamic stability: AIAA2014-3732 [R]. Reston, US: AIAA, 2014.
- [9] 李浪浪. 航空发动机加力燃烧室性能数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
LI Langlang. Numerical study of afterburner performance of aero engine[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023. (in Chinese)
- [10] 武渊, 田维平, 乐发仁, 等. 双模态冲压发动机燃烧室流场数值模拟研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(4): 41-44.
WU Yuan, TIAN Weiping, LE Faren, et al. Study on numerical simulation of the dual-mode scramjet combustor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(4): 41-44. (in Chinese)
- [11] 窦健. 变循环发动机后涵道引射器设计与气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
DOU Jian. Research on design and aerodynamic performance for variable cycle engine rear bypass injector[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [12] 黄光辉. 变循环发动机前涵道引射器设计与气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
HUANG Guanghui. Design and aerodynamic performance research of front variable area bypass injector of variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [13] 山旭. 一种基于 TBCC 多模态工作条件的掺混器性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
SHAN Xu. Research on performance of a mixer based on multimodal working conditions of TBCC[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022. (in Chinese)
- [14] AOKI S, LEE J, MASUYA G, et al. Aerodynamic experiment on an ejector-jet[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(3): 496-503.
- [15] HUANG Yakun, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Effect of non-uniform inlet profile on the combustion performance of an afterburner with bluff body[J]. Energy, 2021, 216: 119142.
- [16] FADILAH P A, ERAWAN D F. Effect of applying screen and honeycomb to the flow characteristic in wind tunnel based on CFD simulation[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2018, 1130: 012008.
- [17] BARTOSIEWICZ Y, AIDOUN Z, DESEVAUX P, et al. Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2004, 26(1): 56-70.
- [18] 黄兴, 陈玉春, 王晓东, 等. 超燃冲压发动机流量匹配机理[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 852-857.
HUANG Xing, CHEN Yuchun, WANG Xiaodong, et al. Mechanism of mass flow matching in scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 852-857. (in Chinese)
- [19] 陈玉春, 刘小勇, 黄兴, 等. 基于集总参数方程的超燃冲压发动机性能计算模型[J]. 推进技术, 2012, 33(6): 840-846.
CHEN Yuchun, LIU Xiaoyong, HUANG Xing, et al. A model based on lumped parameter method for scramjet performance computation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(6): 840-846. (in Chinese)
- [20] 黄兴, 陈玉春, 李洁, 等. 双模态超燃冲压发动机流量匹配临界面积法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1305-1312.
HUANG Xing, CHEN Yuchun, LI Jie, et al. Critical area method for mass flow matching of dual-mode scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1305-1312. (in Chinese)
- [21] 张荣, 叶志锋, 薛益春. 变循环发动机模式转换调节计划仿真研究[J]. 测控技术, 2011, 30(2): 47-50.
ZHANG Rong, YE Zhifeng, XUE Yichun. Simulation research on adjustment plan to mode transition of variable cycle engine[J]. Measurement & Control Technology, 2011, 30(2): 47-50. (in Chinese)
- [22] 刘润富, 黄玥, 李臻曜, 等. 波瓣结构后可变面积涵道引射器掺混特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(8): 20220594.
LIU Runfu, HUANG Yue, LI Zhenyao, et al. Numerical simulation of mixing characteristic of rear variable area bypass injector with lobed structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(8): 20220594. (in Chinese)
- [23] 王靖宇, 张怀宝, 黄国平, 等. 采用射流掺混增强的前可调面积涵道引射器数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(2): 69-74, 81.
WANG Jingyu, ZHANG Huaibao, HUANG Guoping, et al. Numerical investigation of front variable area bypass injector with jet mixing enhancement[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(2): 69-74, 81. (in Chinese)
- [24] 陈佳, 胡文兵, 陈晓文, 等. 前可变面积涵道引射器特性的试验与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(2): 263-271.
CHEN Jia, HU Wenbing, CHEN Xiaowen, et al. Experiment and numerical simulation on characteristic of front variable area bypass injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 263-271. (in Chinese)
- [25] 雷晗. 带旁路引气的混合扩压器气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
LEI Han. Study on aerodynamic characteristics of mixer-diffuser with bypass flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)