动力装置燃烧研究

文章编号:1001-2060(2023)05-0071-09

一体化加力燃烧室燃烧性能数值研究

向缘酝,李 伟,刘云鹏,颜应文

(南京航空航天大学能源与动力学院,江苏南京210016)

摘 要:为减少一体化加力燃烧室内支板火焰稳定器高度与进口试验参数较高所导致的昂贵基础试验成本,采用 经试验数据验证的数值计算方法,对不同高度的一体化模型加力燃烧室燃烧性能进行数值模拟,分析模型加力燃烧室高度变化和侧壁边界层效应对一体化加力燃烧室回流区、总压恢复系数以及燃烧效率的影响。在保持空间油 雾场分布均匀与阻塞比一致的前提下,简化扇形加力燃烧室模型为矩形加力燃烧室模型,其中模型加力燃烧室高 度H分别为200,150和100mm,总长L=1480mm,宽B=125mm。结果表明:模型加力燃烧室高度的降低对燃烧 性能影响较小,其中回流率最大降幅为0.16%,总压恢复系数最大降幅为0.15%,燃烧效率的最大降幅为1.9%; 模型加力燃烧室侧壁面边界的引入对燃烧性能影响较小,回流率、总压恢复系数最大降幅均小于1%,燃烧效率的 最大降幅仅为0.7%;可以采用单支板火焰稳定装置降低高度的方法简化试验件设计。

关键 词:一体化加力燃烧室;回流区;总压恢复系数;燃烧效率;侧壁边界层效应

中图分类号: V231.2 文献标识码: A DOI: 10.16146/j. cnki. mdlgc. 2023.05.009

[引用本文格式]向缘酝,李 伟,刘云鹏,等. 一体化加力燃烧室燃烧性能数值研究[J]. 热能动力工程,2023,38(5):71-79. XIANG Yuan-yun,LI Wei,LIU Yun-peng, et al. Numerical study on combustion performance of integrated afterburner[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2023,38(5):71-79.

Numerical Study on Combustion Performance of Integrated Afterburner

XIANG Yuan-yun, LI Wei, LIU Yun-peng, YAN Ying-wen

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China, Post Code: 210016)

Abstract: In order to reduce the expensive cost of basic test caused by the high height of strut flame stabilizers and the high import test parameters in integrated afterburner, a numerical calculation method which had been verified by experimental data was used. The combustion performance of integrated model afterburner with different heights was simulated, and the influence rule of the height change and the side-wall boundary layer effect of model afterburner on the size of recirculation zone, total pressure recovery coefficient and combustion efficiency in integrated afterburner was summarized. On the premise of uniform fuel spray field and the same blocking ratio, the fan-shaped afterburner model was simplified to rectangular afterburner model, in 200, 150 and 100 mm heights, 1 480 mm total length and 125 mm width. The results show that the combustion performance is less affected by decreasing height of the model afterburner, the maximum reduction of the recirculation rate, total pressure recovery coefficient and combustion efficiency are 0. 16%, 0. 15% and 1.9% respectively; the combustion performance is also less affected by introducing sidewall boundary of the model afterburner, the maximum reduction of the recircul-

收稿日期:2022-09-15; 修订日期:2022-12-01

基金项目:国家科技重大专项(J2019 - III - 0004 - 0047)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(J2019 - III - 0004 - 0047)

作者简介:向缘酝(2000-),男,南京航空航天大学硕士研究生.

通讯作者:颜应文(1978-),男,南京航空航天大学教授.

ation rate and total pressure recovery coefficient are both less than 1%, that of combustion efficiency is only 0. 7%; the design of test specimen can be simplified by reducing the height of single-strut flame stabilizer.

Key words: integrated afterburner, recirculation zone, total pressure recovery coefficient, combustion efficiency, sidewall boundary layer effect

引 言

传统的加力燃烧室常采用 V 形钝体火焰稳定 器,但其面临着流阻损失过大、装置受到高温烧蚀所 导致的寿命较短等问题^[1]。国外学者^[2-4]首先提出 涡轮后框架、火焰稳定器以及喷油杆一体化设计的 新型加力燃烧室,总结分析了一体化加力燃烧室设 计技术特点及其所面临的一些关键问题,突出强调 了一体化加力燃烧室发展的必要性与可行性。

支板火焰稳定器作为一体化加力燃烧室的核心 部件,其结构与布置方式对加力燃烧室的燃烧性能 起到至关重要的作用。Khosla 等人^[5]在火焰稳定器 尾端增加凸台结构,有效提升了湍流火焰燃烧速率 和稳定性,减少了流场冷态损失。Lubarsky 等人^[6] 通过改变火焰稳定器的常规供油系统,有效提升了 火焰稳定器的静态和动态稳定性。北京航空航天大 学刘玉英团队提出一种凹腔支板火焰稳定器,并通 过数值模拟与试验对燃油雾化[7]、自燃性能[8]、火 焰传播^[9]、贫油熄火性能^[10]和燃烧效率^[11]进行了 较为全面的研究,结果表明,该凹腔结构可有效提升 一体化加力燃烧室的燃烧性能。目前,一体化径向 支板火焰稳定器的高度比较高、进口试验参数也较 高(进口马赫数接近0.4、进口温度接近 1 300 K)^[12-13],导致开展径向整支板火焰稳定装置 燃烧性能试验进口流量比较大,试验成本高。同时, 由于一体化支板火焰稳定装置的燃烧性能无法降状 态开展试验,因此进行试验件设计时,在保证供油规 律与全支板火焰稳定装置相同的前提下,采取降低 支板火焰稳定装置高度的方式对燃烧性能影响规律 进行研究。

本文主要通过数值模拟对不同径向火焰稳定装 置高度下一体化加力燃烧室的燃烧性能进行研究, 总结和分析模型加力燃烧室壁面效应对一体化加力 燃烧室回流区尺寸、回流率、总压恢复系数和燃烧效 率的影响,从而为一体化加力燃烧室试验件的设计 提供相关的技术支持。

1 研究对象与方法

1.1 物理模型

一体化加力燃烧室结构如图 1 所示^[14]。经过 涡轮后的高温气流从内涵通道流出,在经过支板火 焰稳定器后与外涵冷气掺混。与此同时,燃油从火 焰稳定器内部的喷油杆喷射而出,在火焰稳定器后 进行燃烧从而进一步增加燃气温度,实现加力。由 于越靠近轴线,支板间距越近。为保证空间油雾场 的分布均匀和阻塞比要求,通常采用长短支板交替 布置作为实际加力燃烧室内的稳焰结构。



图 1 一体化加力燃烧室结构示意图 Fig. 1 Structure diagram of integrated afterburner

在对支板火焰稳定器燃烧性能进行基础研究 时,对模型进行了一定的简化:某型一体化加力燃烧 室的内涵道环腔内共布置 16 个长短交替的火焰稳 定装置,等间隔取出含一个火焰稳定器的扇形加力 燃烧室流道,扇形角为 22.5°。在保证加力燃烧室 阻塞比一致的条件下,简化扇形流道为矩形流道, 如图 2所示。计算模型主要由单支板火焰稳定装置 与矩形加力燃烧室流道两部分组成。其中,支板 前端呈圆弧形扩张,在支板中部宽度保持不变,为 35 mm,尾缘向外略有扩张,矩形加力燃烧室流道总 长 *L* = 1 480 mm,宽 *B* = 125 mm,高度 *H* 与支板保持 一致。



图 2 计算模型结构示意图 Fig. 2 Structure diagram of calculation model

为便于分析,截取两个特征面并在相应截面上标注特征线,如图 2(b)所示。截面选取的主要原则是能有效地观察流体在模型加力燃烧室内流动状态。截面①为模型沿高度方向的中心截面 Z/H = 1/2;截面②为模型沿流道方向中段截面 Y/L = 1/2。选取穿过火焰稳定装置尾缘回流区的两根特征线,特征线①处于截面①Y/L = 3/10 处,特征线②处于截面①中心位置 X/B = 0 处。为观察流体流经火焰稳定器后沿高度方向的速度分布,选取位于流道中心的特征线③,其处于截面②X/B = 0 处;特征线④

1.2 数值模拟方法

1.2.1 计算方法

采用商用软件 ANSYS FLUENT 对模型进行数 值计算。气体性质定义为理想可压缩气体。选取湍 流模型为 Realizable $k - \varepsilon$ 模型,壁面函数为标准壁 面函数,压力速度耦合算法采用 SIMPLE 算法,采用 组分输运与离散相模型计算液体燃油的喷雾燃烧。 燃烧模型采用有限速率/涡耗散模型。试验中采用的 燃料为 Jet 系列航空煤油,分子量接近 C₁₂H₂₃,因此 数值计算中液态燃料采用C₁₂H₂₃代替,其热物性如 表1所示。全局油气比为0.036。为保证空间油雾 场的分布均匀,在不同高度的模型加力燃烧室中,将 位于火焰稳定装置两侧的喷油出口等间距交替布 置,间隔20mm。同时,底部喷嘴距下壁面的距离与 顶部喷嘴距上壁面的距离保持一致,喷雾粒径满 足 Rosin-Rammler分布,最小粒径1μm,平均粒径 30μm,最大粒径60μm,分布系数3.5。喷嘴相关 参数通过 DPM 模型给定,采用锥形喷嘴,喷嘴孔径 0.48mm,喷射速度18.5m/s,射流半角5°。

表1 C₁₂H₂₃物理性质

Tab. 1 Physical properties of $C_{12}H_{23}$

| 密度/ | 比定压热容/ | 气化潜热/ | 蒸发温度/ | 沸点/ |
|----------------------|-----------------------------|-------------------|-------|-----|
| kg \cdot m $^{-3}$ | $J \cdot (kg \cdot K)^{-1}$ | $J \cdot kg^{-1}$ | Κ | К |
| 780 | 2 090 | 226 000 | 341 | 477 |

定义回流率 β 、总压损失 Δp 及总压恢复系数 σ ,并参考燃油法燃烧效率 $\eta_{\rm F}$ 与焓差法燃烧效率 $\eta_{\rm H}^{[15]}$ 进行燃烧效率的分析。

$$\beta = \frac{\int \rho \, \vec{v} \, \mathrm{d} \, \vec{A}}{\dot{m}_{\mathrm{in}}} \times 100\% \tag{1}$$

式中: ρ —流体密度, kg/m³; \vec{v} —通过回流面的法向 速度, m/s; \vec{A} —回流面面积, m²; \vec{m}_{in} —进口总质量流 量, kg/s。

$$\Delta p = p_{\rm in}^* - p_{\rm out}^* \tag{2}$$

$$\sigma = \frac{p_{\text{out}}^*}{p_{\text{in}}^*} \times 100\% \tag{3}$$

式中: p_{out}^* 一出口总压力值, Pa; p_{in}^* 一入口总压力值, Pa。

$$\eta_{\rm F} = \frac{\dot{m}_{\rm F,tot} - \dot{m}_{\rm F,out}}{\dot{m}_{\rm F,tot}} \times 100\% \tag{4}$$

式中: $\dot{m}_{F,tot}$ —总供油质量流量,kg/s; $\dot{m}_{F,out}$ —出口未 燃燃油质量流量,kg/s。

$$\eta_{\rm H} = \frac{\dot{m}_{\rm g} h_{\rm out}^* - \dot{m}_{\rm in} h_{\rm in}^*}{\dot{m}_{\rm F} \times Q_{\rm F}} \times 100\%$$
(5)

式中: h_{out}^* , h_{in}^* —出口与进口总焓值, MJ/kg; \dot{m}_{out} —出 口总质量流量, kg/s; Q_F —燃料的低位热值, 取 42.89 MJ/kg^[16]。

1.2.2 边界条件

将模型燃烧室出口设置为压力出口,压力为 101 325 Pa,上下壁面设置为无滑移固体边界条件, 左右侧壁面设置为无滑移固体边界或周期性边界条件。其中,进口设置为质量流量进口,相关参数设置如表2所示。根据试验中对高度为200mm一体化加力燃烧室进口燃气组分与含量的测量,进行模型加力燃烧室进口燃气组分的设置,如表3所示。

表 2 进口相关参数设置

Tab. 2 Relevant parameters setting of inlet

| 高度/mm | 进口流量/kg·s ⁻¹ | 进口总温/K | 水力直径/mm |
|-------|-------------------------|--------|---------|
| 200 | 1.0 | 1 250 | 160 |
| 150 | 0.75 | 1 250 | 140 |
| 100 | 0.50 | 1 250 | 120 |

表 3 进口燃气组分

Tab. 3 Composition of inlet gas

| 燃气成分 | 摩尔分数 |
|-----------------|-------|
| N ₂ | 80.89 |
| 02 | 12.78 |
| CO ₂ | 6.33 |

1.2.3 网格无关性与计算方法验证

采用 ICEM 网格划分软件对一体化模型加力燃 烧室流域进行结构性网格划分,对火焰稳定装置壁 面附近与尾缘回流区进行局部网格加密处理以获得 较高网格质量。选取高度为 100 mm 的模型加力燃 烧室进行网格划分,获得网格数从 83 万逐渐过渡到 180 万的4 套网格。对比特征线①、特征线②上各 点轴向方向(Y方向)的速度,如图 3 所示。当网格 数量在 147 万以后,各点沿 Y 方向的速度大小基本 保持一致,最终选取网格量为 147 万。对于其他不 同高度的一体化模型加力燃烧室,均采用相同的网 格划分方法,分别获得计算所需的网格。

为验证数值计算方法,选取与试验件高度相同 的一体化模型加力燃烧室进行上述流场设置的数值 模拟。通过试验数据分别对比总压恢复系数与出口 平均温度,从而验证数值计算方法的合理性。试验 中,采用压力传感器 MIK-P300 对进出口压力进行 采集,采集不确定度为1.03%,总压恢复系数不确 定度为0.19%。采用 B 型热电偶对加力燃烧室出 口温度进行测量,测量不确定度为0.25%。试验结 果与仿真结果对比如图 4 所示。燃烧流场总压恢复 系数计算误差为 0.3%,出口平均温度计算的相对 误差为 3.32%,验证了数值计算方法和数学模型的 可靠性。





on the feature line



2 结果分析

2.1 燃烧室高度对燃烧性能的影响

首先,对3个不同高度下的一体化模型加力燃 烧室内部流场结构进行分析。选取特征截面①如图 5(a)所示。燃烧流场分布云图表明,不同高度的一 体化模型加力燃烧室具有相似的流场结构。进一步 对特征线①上轴向速度分布进行分析,如图5(b)所 示。可以看出,3个不同高度的一体化模型加力燃 烧室内部流场速度大小基本相同,且回流区结构形 成较好。





其次,对各高度下的一体化模型加力燃烧室回 流区进行分析。通过选取流场中轴向速度为零的三 维等值面,提取其二维等值线作为回流区尺寸,如图 6(a)所示。可以看出,高度为200 mm 与150 mm 的 一体化模型加力燃烧室回流区尺寸基本相同,高度 为100 mm 的一体化模型加力燃烧室回流区结构略 有缩小。通常,燃油的蒸发与燃烧需要回流区卷吸 足够的高温燃气,因此回流区尺寸并不能有效判别 支板火焰稳定器的稳焰效果,故对回流区内回流率 的统计是必要的。图6(b)表明,随着一体化模型加 力燃烧室高度的降低,燃烧室内的回流率有所下降, 但最大降幅仅0.16%。引起该现象的主要原因是, 模型加力燃烧室高度的下降导致流体流动雷诺数降 低,而雷诺数表征的是流体的惯性力与粘性力之比, 因此在高度下降的过程中流体受到粘性力作用更 强,导致回流区对来流流体的卷吸作用变弱,回流率 减小。



Fig. 6 Comparison of structural and characteristic parameters of recirculation zone

图 7 对比了不同高度的一体化模型加力燃烧室 总压参数,可以看出,随着高度的降低,模型加力燃 烧室总压损失呈现出增大的趋势,这主要是由于壁 面间距的改变引起流速变化,进而影响沿程总压损 失。分析特征线①上的速度分布(图 5(b)),由于 两侧壁面间距不变,流体在 XY 截面上的速度分布 相同,所引起的沿程总压损失在各模型加力燃烧室 中一致。其次,分析上下壁面间距的影响,取特征线 ③分析沿高度方向轴向速度的变化(图 8),随着上 下壁面间距的减小,近壁面附近的速度大小与速度 梯度有所增大,由于沿程损失与流动速度呈正相关, 故总压损失有一定程度的增加。此外,不同高度模 型加力燃烧室的总压恢复系数相差甚微,最大降幅 为0.15%,这是因为气流在流道中所产生压力损失 相对于总压力而言量级较小。



图 7 总压参数对比

Fig. 7 Comparison of total pressure parameters



Fig. 8 Axial velocity distribution on the feature line

一体化加力燃烧室的燃烧性能与多个因素相

关,最为直观的判别方法则是燃烧效率。不同高度 模型加力燃烧室效率如图9所示。通过图9可以看 出,燃油法与焓差法计算出的燃烧效率在数值上虽 有所差异,但随燃烧室高度的变化两者呈现出相同 的趋势。其原因是,上下壁面间距的减小所引起的 回流区结构变化。模型加力燃烧室高度的下降引起 燃烧室内回流率降低,下游高温气体的回流量减少, 所以回流区内高温气体对燃油加热蒸发效果变差。 同时,燃油在一体化加力燃烧室内的驻留时间变短, 部分燃油蒸气未能进行燃烧就随着气流到达出口。 总体来看,高度变化对燃烧效率的影响较小,最大降 幅为1.9%。



2.2 侧壁边界层效应对燃烧性能的影响

一般地,加力燃烧室内含有多个火焰稳定装置, 在基础试验过程中对进口参数的要求仍较高,因此 为进一步指导试验件设计,提高试验过程的经济性 并简化后续数值计算过程,选定100 mm 高度的一 体化模型加力燃烧室进行侧壁边界层效应对燃烧性 能影响的研究。

对比模型加力燃烧室侧壁面边界条件改变时回 流区结构与参数的变化,如图 10 所示。可以看出, 侧壁边界层效应对模型加力燃烧室内的回流区尺寸 与回流率影响较小,回流率降幅为 0.2%。其主要 原因是,侧壁的引入虽然会改变壁面附近的流动状 态,但是不影响主流核心区。

特征线①与特征线③轴向速度分布如图 11 所 示。当侧壁条件为无滑移固体壁面时,来流在靠近 壁面时受到粘性力作用会在壁面附近形成边界层。 边界层理论指出,在边界层外缘流体流动速度趋于 主流速度,随着流体向边界层内部移动流体速度逐 步降低,直至在贴近固体壁面处时流体流动速度降 为零。图中,由于边界层厚度相比流道宽度非常小, 因此在靠近两侧壁面时出现速度骤降为零的现象。 当侧壁条件为周期性边界时,由于无壁面边界层的 影响,来流在侧壁附近保持与主流一致的速度。若 仅观察充分发展的湍流核心区,即回流区域,可发现 两种边界条件下的一体化模型加力燃烧室具有相似 的回流区特征,因此,两者回流区尺寸相差甚微是合 理的。从图11(b)可以看出,两种一体化模型加力燃烧室 存高度方向上的轴向速度分布出现差异。且由 式(1)得出,具有较大速度的一体化模型加力燃烧室 将具有更大的回流率,因此侧壁为无滑移固体壁面 的一体化模型加力燃烧室回流率略大也是合理的。



parameters of recirculation zone

图 12 为两类侧壁面边界条件下一体化模型加 力燃烧室的总压恢复系数。相较而言,无滑移固体 侧壁模型加力燃烧室的总压恢复系数略低于周期性 侧壁模型加力燃烧室,这由流场结构所决定。从*XY* 截面分析(图 11(a)),无滑移固壁条件的模型加 力燃烧室在壁面处存在边界层,边界层的粘性作 用使得压力损失有一定的增加;从 YZ 截面分析 (图11(b)),无滑移固体侧壁模型加力燃烧室具有 更高的平均流速,故无滑移固体侧壁模型加力燃烧 室总压损失高于周期性侧壁模型加力燃烧室。从整 体分析可以看出,侧壁边界层效应对总压恢复系数 的影响较小,两类模型加力燃烧室总压恢复系数的 变化仅为0.5%。



图 11 特征线轴向速度分布

Fig. 11 Axial velocity distribution on the feature line



Fig. 12 Comparison of total pressure recovery coefficients

图 13 对比了两种边界条件下模型加力燃烧室 的燃烧效率。与总压恢复系数类似,无滑移固体侧 壁模型加力燃烧室燃烧效率略低,最大降幅为 0.7%。由于两模型加力燃烧室的回流区尺寸和回 流率的差异很小(图 10),因此可排除回流区卷吸作 用下燃油加热蒸发速率变化所引起的燃烧效率差 异。根据扩散火焰的燃烧机理进行分析,当进入一 体化加力燃烧室的气流与燃油在发生剧烈化学反 应前,两者在湍流核心区不断掺混雾化,当氧气与燃 油蒸气在某处形成化学恰当比时,扩散火焰面在此 处生成,产生燃烧现象。在火焰面上,燃料和氧气的 浓度最小(理论上为零),而燃烧产物的浓度则最 大;自火焰面向中心轴线燃料浓度增高、产物浓度减 小;自火焰面向侧壁,则氧气浓度增高、产物浓度 减小。





图 14(a)展示了当火焰稳定燃烧后特征线④上 的氧气质量占比情况。在流道中心区域 | X | < 0.25B 区域内,两特征线上氧气质量占比皆为零,由 此可以确定模型加力燃烧室出口处的火焰面位置。 图 14(b)统计了出口截面上的氧气质量流量分布。 在流道中心区域 | X | < 0.25B 区域内,两模型加力 燃烧室的氧气质量流量分布情况无差异,这是氧气 在进入火焰面时急剧消耗的结果。由于进入两模型 加力燃烧室的氧气总质量流量是相等的,而在侧壁 边界处出现了无滑移固体侧壁模型加力燃烧室氧气 量较大的情况。因此从整体来看,无滑移固体侧壁 模型加力燃烧室内对氧气的消耗量较小,即对燃油 的消耗量较小,燃烧不充分,燃烧效率略低。



Fig. 14 Relevant parameter distribution on outlet section

3 结 论

采用数值模拟方法评估了不同高度下一体化模型加力燃烧室的燃烧性能,在进口气动参数相同条件下,分析了模型加力燃烧室高度与侧壁边界层效应对回流参数、总压恢复系数与燃烧效率的影响,得出结论:

(1)在所研究的高度参数下,随着模型加力燃烧室高度的降低,流体流动雷诺数变小,流体所受粘性力作用变大,回流区尺寸与回流率呈现出减小趋势,其中回流率最大降幅为0.16%。

(2)随模型加力燃烧室高度的降低,流道内 YZ 截面的轴向速度分布出现差异,速度梯度有所增加, 导致总压损失略有增加,但总压恢复系数的变化仅 为0.15%,总压恢复系数对高度的变化不敏感。

(3)随着高度的降低,模型加力燃烧室回流率的下降使得回流区对高温燃气的卷吸作用和对燃油的加热蒸发作用减弱,从而导致燃油蒸气在回流区驻留时间缩短,燃烧效率有所下降,最大降幅为1.9%。

• 79 •

(4) 侧壁边界条件的改变,对回流区尺寸、回流 率与总压恢复系数影响较小,最大降幅均小于1%, 基本可以忽略。

(5)无滑移固体壁面边界的模型加力燃烧室较 周期性侧壁边界的模型加力燃烧室燃烧效率略有下 降,最大降幅仅为0.7%。

通过分析可知,高度变化与侧壁边界层效应对 一体化加力燃烧室的燃烧性能影响较小,可以采用 单支板降低高度的方法来设计试验件,为后续一体 化加力燃烧室试验件的设计提供了相应的技术 支撑。

参考文献:

[1] 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 Xiao-chun, SUN Yu-chao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2):24 – 30,60.

- [2] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner [P]. US: US5-385015, 1995.
- [3] WOLTMANN I E, ARCHER S S, BACHMAN F G, et al. Augmentor with trapped vortex cavity pilot[P]. US: US8011188,2011.
- [4] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced afterburner designs [C]//Fort Lauderdale, Florida, US: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2015.
- [5] KHOSLA S, LEAASDSADCH T, SMITH C. Flame stabilization and role of von karman vortex shedding behind bluff body flameholders [C]//Cincinnati, OH: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007.
- [6] LUBARSKY E, CROSS C N, CUTRIGHT J T, et al. Novel carbureted flameholder for improved afterburner stability [C]//Reno, Nevada: AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [7] 刘玉英,周弘毅,谢 奕,等. 喷油杆和凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化[J]. 航空动力学报,2018,33(3):549-556.
 LIU Yu-ying,ZHOU Hong-yi,XIE Yi,et al. Visualization on spray distribution of close-coupled fuel injector and strut with cavity flameholder system[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(3): 549-556.
- [8] 刘玉英,谢 奕,柳 杨,等. 凹腔支板火焰稳定器自燃点火性能初步试验[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1298-1304.
 LIU Yu-ying,XIE Yi,LIU Yang, et al. Preliminary experiment on spontaneous ignition performances of cavity-based strut flameholder [J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(6):1298-1304.
- [9] 张容珲,刘玉英,谢 奕,等.燃油喷射方式对凹腔支板稳定器 火焰传播性能的影响[J].推进技术,2017,38(9):2046 -

2054.

ZHANG Rong-hun, LIU Yu-ying, XIE Yi, et al. Effects of fuel injection on flame propagation of cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(9):2046 – 2054.

- [10] 刘玉英,周春阳,谢 奕,等.一体化凹腔支板稳定器贫油熄火性能初步试验[J].航空动力学报,2020,35(1):75-80.
 LIU Yu-ying,ZHOU Chun-yang,XIE Yi, et al. Preliminary experiment on the lean blow-off of an integrated cavity-based strut flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(1):75-80.
- [11] 刘广海,刘玉英,谢 奕. 凹腔对一体化支板火焰稳定器燃烧 性能的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1838-1844.
 LIU Guang-hai, LIU Yu-ying, XIE Yi. Effect of cavity on combustion characteristics of integrated strut frame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8):1838-1844.
- [12] 谭 威.模型加力燃烧室热声耦合特性研究[D].南京:南京 航空航天大学,2015.

TAN Wei. Thermoacoustic coupling characteristics research of an afterburner model [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.

[13] 程新荣.先进加力燃烧室供油与稳定一体化技术研究[C]// 昆明:中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四 届空天动力联合会议论文集——S03 冲压及组合推进技术,2019.

CHENG Xin-rong. Research on integrated technology of oil supply and stabilization in advanced afterburner [C]//Kunming: Proceedings of the 40th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and the 4th Aerospace Power Joint Conference—S03 Stamping and Combined Propulsion Technology, 2019.

- [14] 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 Xiang-zhong, SHAN Yong, XU Xing-ping, et al. Numerical study on cold flow characteristics of integrated afterburner[J].
 Journal of Aerospace Power,2021,36(7):1472-1480.
- [15] 王成冬.小型涡喷发动机加力燃烧室燃烧特性研究及整机验证[D].北京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所),2018.

WANG Cheng-dong. Research on combustion characteristics of afterburner of small turbo-jet engine and validation of overall engine test[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences), 2018.

 [16] 曾 文,刘 靖,张治博,等. 一种新的 RP - 3 航空煤油模拟 替代燃料[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2314-2320.
 ZENG Wen,LIU Jing, ZHANG Zhi-bo, et al. A new surrogate fuel of RP-3 kerosene[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(10): 2314-2320.

(丛 敏 编辑)