

部分旋流对加力燃烧室流动和燃烧性能的影响*

毕亚宁, 范育新, 肖 锋, 马宗伯, 陈玉乾

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为改善先进加力/冲压燃烧室燃烧组织困难等问题, 采用设置进口部分旋流, 在燃烧室中产生局部离心力来增强油气掺混和加速火焰传播。通过数值模拟和试验的方法, 研究了不同旋流进口位置及角度下部分旋流加力/冲压燃烧室的流动特性、燃烧效率及值班点火火焰发展过程。研究发现: 多区域旋流进口与不同旋流角度的组合会使流动损失增大, 但可以在燃烧室建立一个局部超重力场, 增强油气掺混和加速点火过程火焰传播。相比于无旋流, 旋流进口可以提高值班火焰传播速度; 旋流进口最高可提升2.35%的燃烧效率。

关键词: 加力燃烧室; 超重力燃烧; 旋流; 离心力; 流动特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2024) 02-2210062-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2210062

1 引言

随着现代航空发动机性能要求的逐渐提高, 高燃烧效率、宽点熄火极限和短燃烧室长度已经成为高性能燃烧室的重要发展方向^[1-2]。在加力/冲压燃烧室的高速流动中组织高效低阻的燃烧十分困难, 通常的手段是使用火焰稳定器, 这样带来的问题就是燃烧室内阻力损失增大, 稳定器在高温来流下易被烧蚀, 需要对稳定器进行冷却。针对火焰稳定器带来的高阻力损失以及热防护等一系列问题, 为了减少钝体的使用, 提出一种在加力/冲压燃烧室内利用旋流来组织高效燃烧的方法^[3-4]。

旋流燃烧技术是在燃烧室进口端改变主流的进口角度, 利用产生的切向速度改善燃烧室的燃油分布和燃烧效果。加力/冲压燃烧室的进气速度较大, 气流经过旋流叶片后可在燃烧室内局部形成大于1500g(g 为重力加速度)的离心力场, 所以在加力/冲压燃烧室内会形成超重力燃烧^[5-6]。所谓超重力燃烧, 是指在较高的体积力场下进行燃烧。通常当体积力场所产生的加速度达重力加速度的500倍以上时, 体积力场对火焰的加速效果明显, 此时的燃烧可称为超重力燃烧。高体积力增大了火焰燃烧面积,

使燃料可以在更短的轴向距离上充分燃烧。Lewis等^[7]首次发现了离心力有加快火焰传播的作用, 提出一种基于“焰泡迁移”的火焰传播理论: “焰泡”火焰的传播速度是常规火焰的4~5倍。超紧凑燃烧室的相关研究^[8-13]发现超重力燃烧有着更高的燃烧效率和热释放率, 同时其阻力损失更低, 离心加速度还可以增强油气混合物的掺混效果, 从而提高燃烧效率。Lapsa等^[14]研究了离心力场对燃烧的影响发现, 由于离心力场引起火焰表面的RT(Rayleigh Taylor)不稳定性, 从而导致火焰表面强烈变形, 火焰表面积的增加最终导致燃烧速度增加。

此外, Wang等^[15]研究了重力及离心力对液滴燃烧产生的影响, 计算结果表明: 离心力和重力对液滴燃烧的作用比较相似, 火焰偏转角度随离心力或重力作用变大, 离心力增加促使液滴蒸发率和燃烧温度的增加。李林等^[16]和安帅等^[17]研究发现, 离心力的增大可以拓宽火焰稳定器的贫油点熄火极限。曾卓雄等^[18-19]对旋流在驻涡燃烧室上的应用研究发现, 旋流通道的结构参数对燃烧效率的影响较大, 同向旋转结构在低排放上要优于反向旋转结构。翟文辉等^[20]研究发现离心力对于粒径较大的油滴影响更显著。

* 收稿日期: 2022-10-20; 修订日期: 2023-05-23。

基金项目: 国家两机专项(2017-III-0007-0033); 先进航空动力创新项目(HKCX2020-02-020)。

作者简介: 毕亚宁, 硕士生, 研究领域为先进航空发动机加力燃烧室。

通讯作者: 范育新, 博士, 教授, 研究领域为先进航空发动机燃烧技术。E-mail: fanyuxin@nuaa.edu.cn

引用格式: 毕亚宁, 范育新, 肖 锋, 等. 部分旋流对加力燃烧室流动和燃烧性能的影响[J]. 推进技术, 2024, 45(2): 2210062. (BI Y N, FAN Y X, XIAO F, et al. Effects of partial swirl on flow and combustion performance of afterburner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2):2210062.)

著,可以让新鲜混气和燃油在更短的距离上充分掺混。Egan等^[21]和Hanloser等^[22]对旋流加力燃烧室开展的试验研究表明,旋流加力燃烧室相比常规燃烧室燃烧效率更高。

目前旋流在加力/冲压燃烧室内的应用大多是使整个进口气流旋转,在燃烧室内无法衰减,出口的旋流会导致推力损失增加。本文提出一种带有部分旋流功能的加力燃烧室方案,用进口的部分旋流功能在燃烧室内形成一个超重力的区域,在不依靠常规燃烧室中的火焰稳定器的前提下,以较低的阻力损失来实现高速气流中火焰的快速触发、稳定及传播,提高燃烧室的性能。

2 研究方法

2.1 研究方案

本文设计了一种部分旋流整流支板,如图1(a)所示,可以实现不同旋流位置和角度的调节。为了尽量降低燃烧室的阻力损失和加工难度,将可调节部分设计为6级,每一级都可以单独调节旋流角度。将该支板设置在燃烧室进口处,为确保气流在流过旋流叶片后可以带有切向动能,在周向上每 22.5° 设计一个叶片,最终的旋流叶片模型如图1(b)所示。

为了分析不同旋流进口位置和角度的加力/冲压

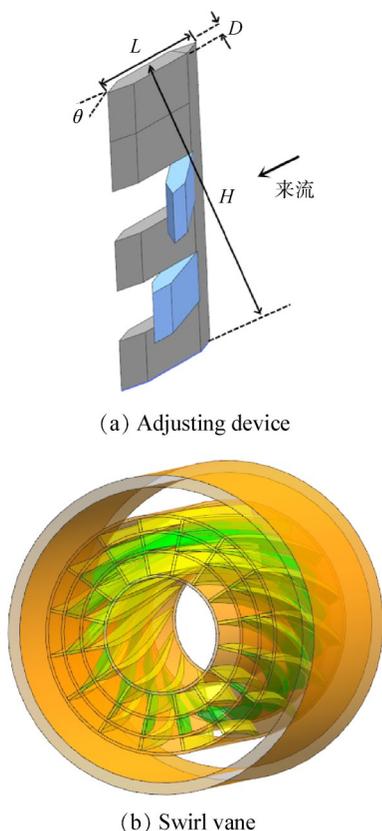


Fig. 1 Design of swirl vane

燃烧室流动特性和燃烧特性,研究所采用的几何模型如图2(a)所示,由旋流叶片、凹腔稳定器和环形燃烧室构成。加力/冲压燃烧室的点火和火焰稳定主要是依靠凹腔稳定器,凹腔结构因其性能好、阻力小等优点已经被广泛应用于加力/冲压燃烧室的点火和火焰稳定^[23]。旋转气流在流动时半径的减小将对离心立场产生较大影响,故为减少影响因素,采用如图2(a)所示的基于外凹腔稳定器的环形燃烧室物理模型。燃烧室的总长度650 mm,进口半径 $R=50$ mm,凹腔稳定器的高度为15 mm,长度为65 mm。为了实现燃烧室内局部旋流,按面积将燃烧室进口等分,从燃烧室中心到燃烧室外壁分别记为Inlet 1~6,如图2(b)所示。

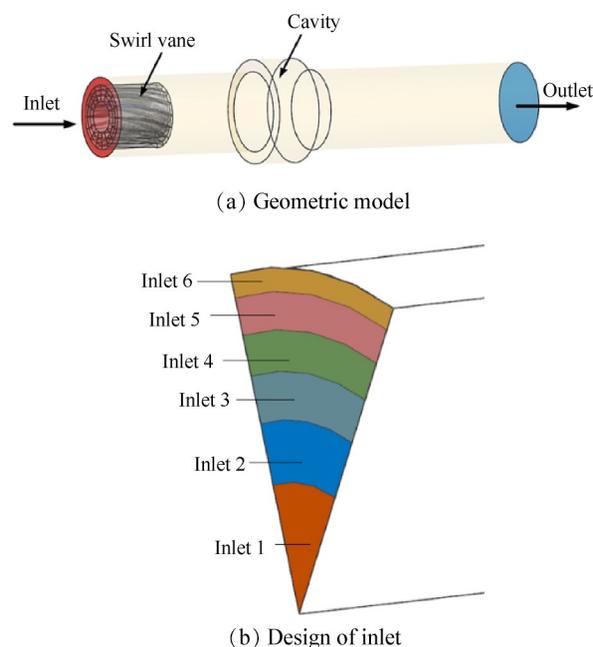


Fig. 2 Physical model

2.2 数值研究方法

2.2.1 网格划分及无关性验证

使用Gambit软件对计算区域进行网格划分,采用结构化网格划分模型,并在外凹腔稳定器附近进行网格加密,最大网格尺寸小于1 mm。燃烧室部分网格如图3所示。

网格无关性验证如图4所示,当加密网格尺寸直到数量为270万和409万时,在燃烧室凹腔稳定器中心线上的轴向速度与切向速度的变化很小,可以认为速度不再随网格数量的增大而增大。为了更好地利用计算资源,各个工况均采用270万网格进行计算。

2.2.2 边界条件

为分析燃烧室的流场及涡系特征,本文采用CFD

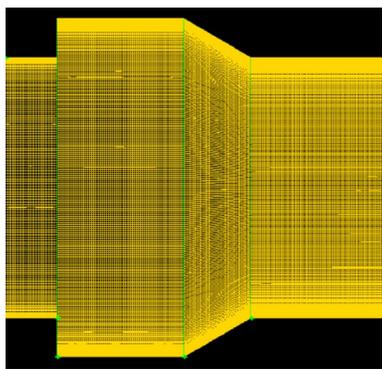


Fig. 3 Combustor section grid

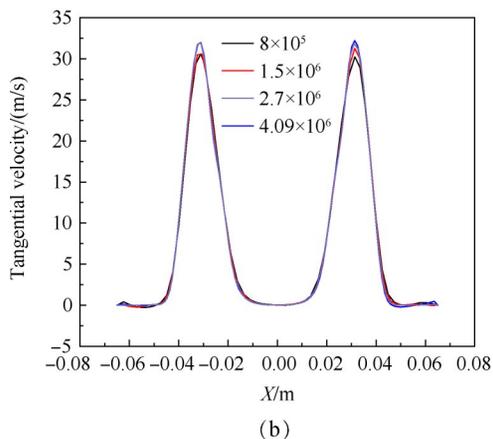
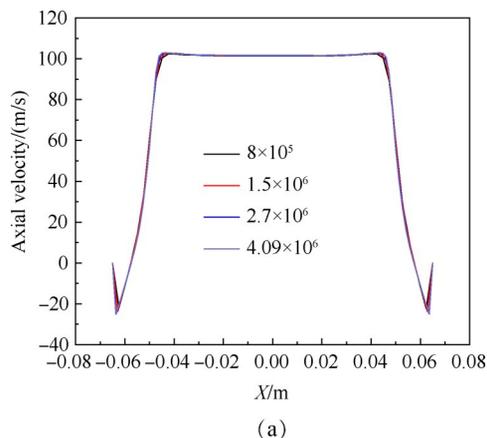


Fig. 4 Grid independence verification

商业软件 Fluent 进行数值模拟,湍流模型采用 Reliable $k-\varepsilon$ 模型,它对于旋转流动的预测效果较好。在近壁面采用标准壁面函数处理,采用基于压力的 SIMPLE 算法,对于控制方程的各项均采用二阶迎风格式进行离散。

燃烧室进口采用速度进口条件,给定来流的速度、总温、静压;燃烧室出口采用压力出口边界条件,出口压力为 0.1 MPa;壁面为绝热、无滑移边界条件。

2.2.3 计算方法验证

本文采用张建等^[24]的环形管道试验模型进行数

值模拟方法验证,验证结果如图 5 所示(图中 r_i 和 r_0 分别表示试验模型的内、外半径)。当 15° 和 30° 旋流时,数值模拟的流场截面轴向速度和切向速度变化趋势与试验结果比较吻合,其中轴向速度最大误差在 8% 以内,切向速度最大误差发生在环管内壁面处,约 8.4%。本文研究的部分旋流主要位于燃烧室内部,因此其误差会更低。综上,与试验结果对比表明,本文所采用的计算模型用于模拟旋流燃烧室的轴向和切向速度是可信的。

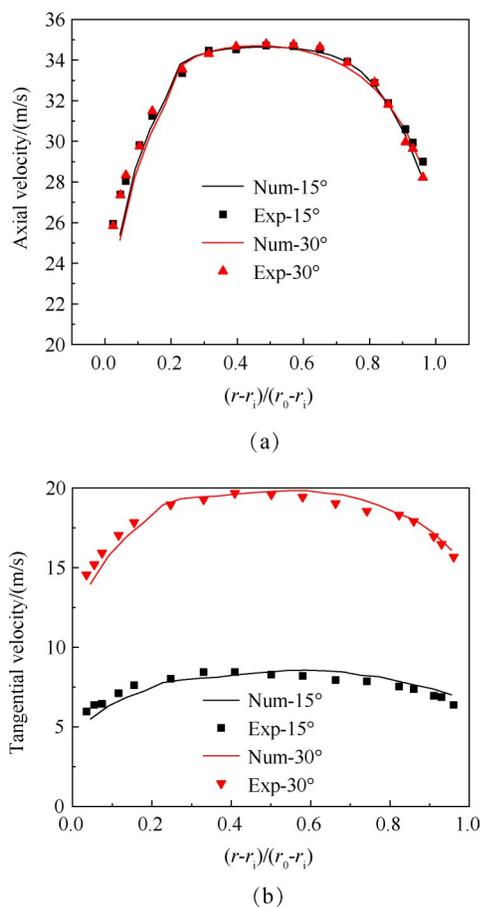


Fig. 5 Turbulence model validation

为了进一步验证计算模型对于旋流燃烧室下游流场及涡系的预测效果,本文采用 PIV (Particle Image Velocimetry) 测量技术对部分旋流加力燃烧室在轴向 $4D$ (D 为进口直径) 位置截面上的流场特征进行测量。图 6 为数值模拟速度矢量结果和 PIV 试验速度矢量结果。从图中可以看出,由于旋流叶片的位置在 Inlet 2~4, 燃烧室中心切向速度较小, Inlet 2 和 Inlet 4 的叶片旋转角度均为 10° , Inlet 3 的叶片旋转角度为 20° , Inlet 3 的切向速度最大, PIV 速度矢量图呈现出切向速度由内向外先增大后减小的趋势,与数值模拟结果相符;流线方向从中心向四周发散,具有

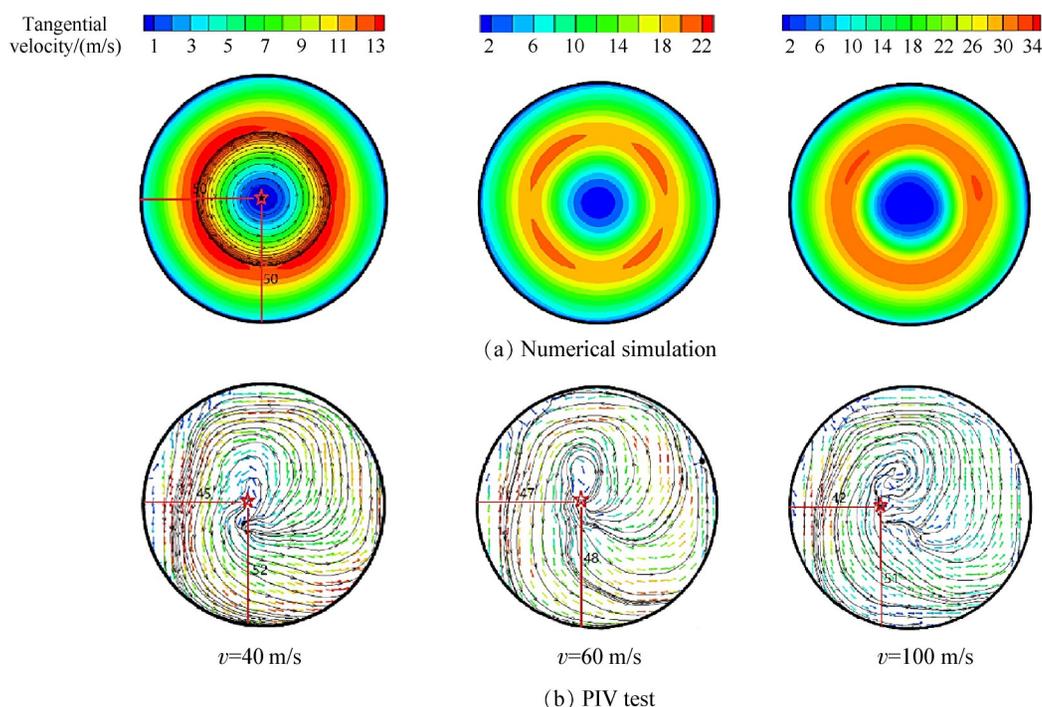


Fig. 6 Tangential velocity streamline distribution

明显的旋转性。数值模拟的涡心位置不随流速变化,与PIV测试的结果存在一定的误差,轴向方向上的误差分别是10%,6%和16%,径向方向上的误差分别是4%,4%和2%。考虑到实际试验时气体的粘性、旋流叶片的表面粗糙度、示踪粒子的跟随性以及激光路径上的介质都会对结果产生一定的误差,所以用该数值模拟方法模拟流场是可信的。

2.3 试验研究方法

2.3.1 试验系统

为了研究部分旋流加力燃烧室的流动和燃烧特性,本文采用的试验系统由供气系统、供油系统、点火系统、加热系统和测量系统组成,见图7。其中,供气系统由三台罗兹风机组成,最大供气量为3.6 kg/s、总压为0.17 MPa。此外,使用空气加热器可以使燃烧室进口气温最高达600 K。

PIV系统是北京立方天地科技有限公司所开发的,主要包括激光器、同步器、CCD相机。火焰的发展由高速摄影相机(Phantom v710)搭配Nikon Nikkor镜头(焦距为50 mm、光圈为f/2.8),拍摄频率为 4×10^3 Hz,曝光时间100 μ s。出口温度采用B型热电偶(测量温度0~1 800 $^{\circ}$ C,最大误差 $\pm 0.25\%$)测量,径向上布置5个测点,使用南京朝阳仪表有限公司的XDM-2000A型温度巡检仪(最大误差 $\pm 0.5\%$)记录试验数据。

2.3.2 试验工况

为研究不同主流气动参数和供油量下旋流燃烧

室的流动和燃烧性能,本文数值模拟和试验研究采用的工况如表1所示。

3 结果与讨论

3.1 不同旋流进口位置的流场特性

为了分析不同旋流进口位置对旋流加力燃烧室流场特性的影响规律,取来流速度为100 m/s,气流旋转角度为 10° 。定义离心加速度 G 为

$$G = \frac{v_t^2}{R} \quad (1)$$

式中 v_t 为主流切向速度, R 为燃烧室半径。

图8给出了不同旋流进口位置下凹腔中心线(轴向1.75D处)的轴向速度分布,从图中可以看出,在凹腔内部存在一个主回流区,改变旋流进口位置对其轴向速度几乎没有影响。

图9(a)~(c)分别是燃烧室切向速度分布、超重力区($G > 5000$)和出口切向速度分布。图9(a)中切向速度带随着旋流进口位置的移动而移动,沿程切向速度逐渐变小。此外,随着轴向距离增加,旋转气流带动更多的主流气流旋转,其切向速度逐渐衰减。当旋流进口设置在贴近燃烧室外壁面时(Inlet 6),凹腔内切向速度较高,会影响值班区的点火性能和火焰稳定性。

进一步地,由图9(b)中不同旋流进口位置下超重力区($G > 5000$)的分布可知,其超重力区在径向上的分布位置主要由旋流进口位置决定,超重力有利

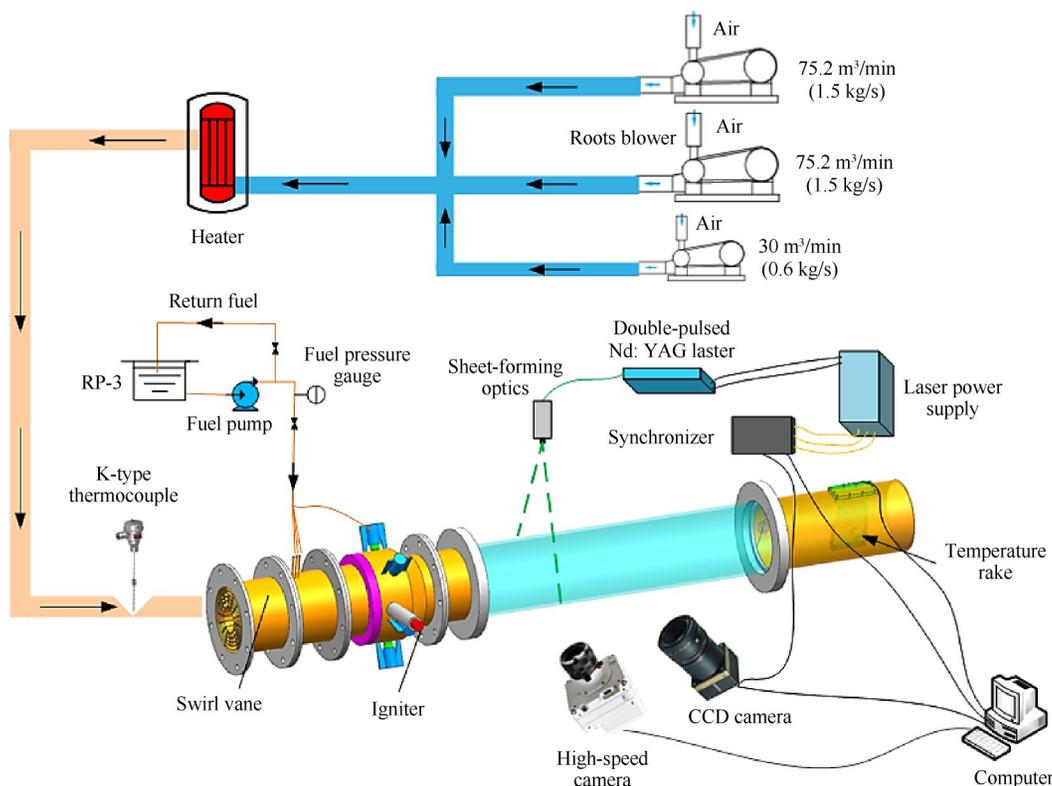


Fig. 7 Test system

Table 1 Inlet conditions

Parameter	Value
Velocity/(m/s)	40, 60, 80, 100
Equivalence ratio	0.4, 0.5, 0.6
Temperature/K	400

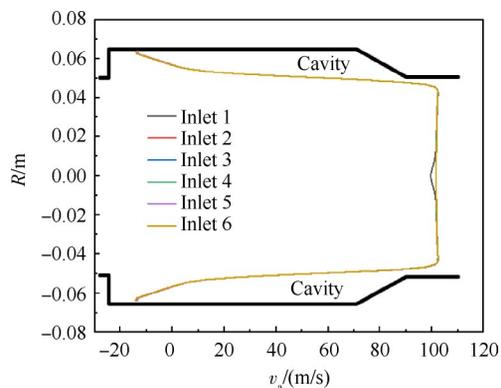


Fig. 8 Axial velocity

于增强该区域的湍流脉动,改善燃烧室的油雾分布。当旋流进口位置在 Inlet 1 时,由离心力公式(1)可知,由于旋流进口靠近燃烧室中心, R 值较小,形成的超重力区域较大。当旋流强度不变时,随着旋流进口位置上移(Inlet 1~5), R 增大,离心力逐渐减小,形成的超重力区域逐渐上移并变小。然而,当旋流进口位置在 Inlet 6 时,切向气流进入凹腔稳定器后衰减较

小,反而形成了比 Inlet 5 位置更大的超重力区域。

此外,由图 9(c)中燃烧室出口截面中心对称线上的切向速度分布可知,随着旋流位置的不不断上移(Inlet 1~5),切向速度的衰减程度先减小后增大,旋流进口位置在 Inlet 6 时略微减小。当旋流位置靠近燃烧室中心轴线时,旋转气流在中轴线沿程的耗散逐渐变大,因此切向速度衰减程度较大;此外,当旋流位置靠近燃烧室壁面时,切向气流与近壁区气流以及燃烧室壁面的摩擦效应增强,切向速度衰减加快。因此,当旋流进口位置设置在 Inlet 3 时,出口切向速度最大,但旋流进口位置正后方对应燃烧室出口的大部分区域切向速度也由 18 m/s 衰减到 9 m/s 以下。

综合而言,当旋流进口位置设置在 Inlet 2~4 时,不影响凹腔的点火性能和火焰稳定性,形成的超重力场有助于增强主流和油雾的掺混效果,有利于火焰的快速触发、稳定和传播,切向速度也衰减明显。

3.2 多区域旋流进口及不同角度组合的流场特性

为了进一步探究多个旋流进口位置与不同旋流角度匹配方案对加力燃烧室流动特性的影响,旋流进口位置设置在 Inlet 2~4,取气流旋转角度 β 为 10° 和 20° ,具体匹配方案如表 2 所示。

图 10 是多区域旋流进口及不同角度组合的切向

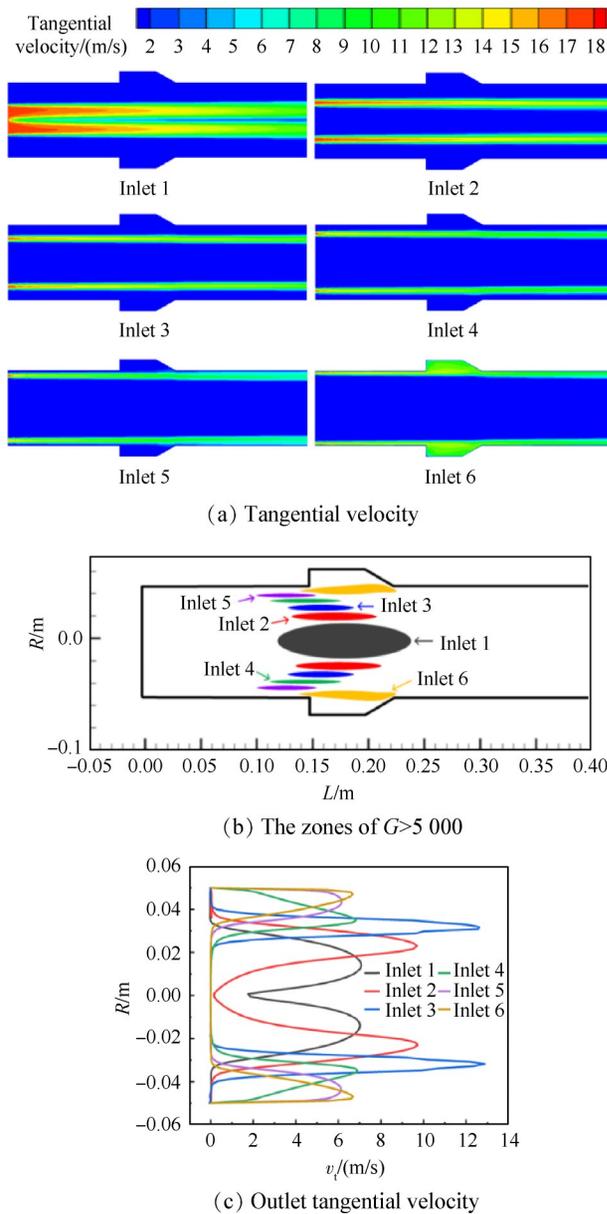


Fig. 9 Flow characteristics of different swirl inlets

Table 2 Coupled schemes with different inlet positions and swirl angles

Case	$\beta=10^\circ$	$\beta=20^\circ$
1	Inlet 2,3	-
2	Inlet 2,4	-
3	Inlet 3,4	-
4	Inlet 2,4	Inlet 3

速度分布和离心加速度分布,主流轴向速度为 $v_a = 100 \text{ m/s}$ 。由图 10(a)可知,当旋流进口为两个不相邻的区域时(Case 2),切向速度在燃烧室内的耗散更快,靠近凹腔稳定器区域的切向速度较小。对于 Case 1 和 Case 3,由于其旋流进口为相邻两个区域组合,切向速度沿程衰减较小,因此其切向速度整体大于 Case 2。对于 Case 4,由于将 Inlet 2,3,4 区域全部

设置为旋流进口,将 Inlet 3 的旋流角度增大至 20° ,其下游区域对应的切向速度明显高于 Inlet 2 和 Inlet 4。进一步地,由图 10(b)所示 Case 4 在不同轴向截面的离心加速度分布可知,其沿程的切向速度逐渐减小, G 在轴向上也逐渐降低。

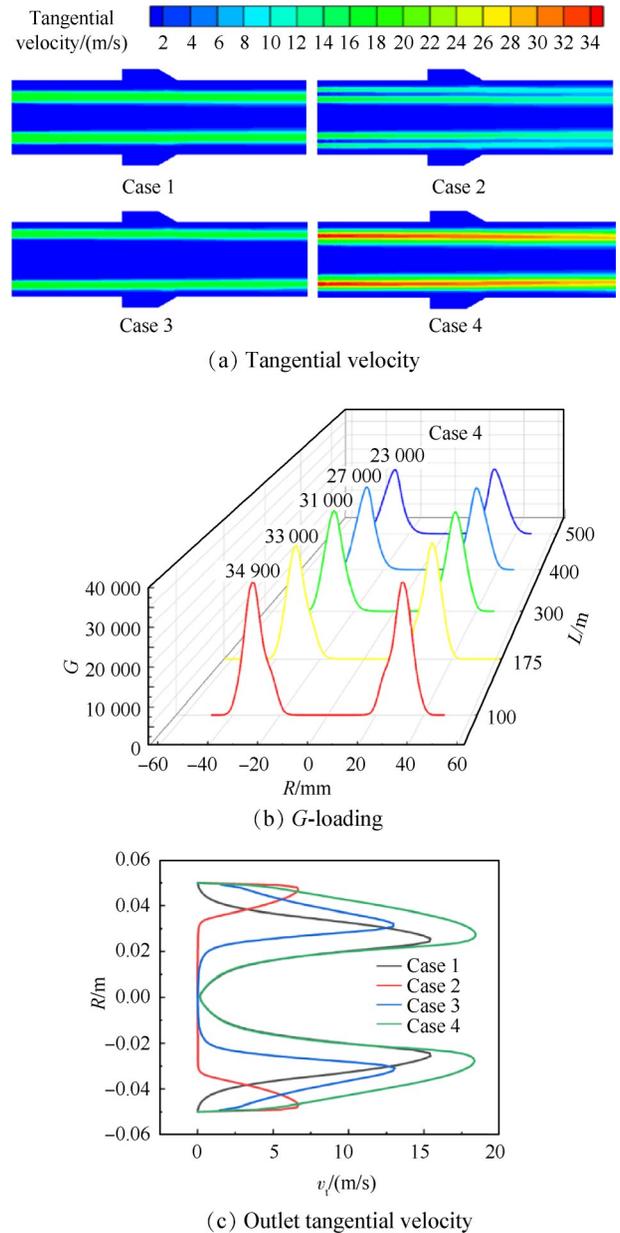


Fig. 10 Flow characteristics of different swirl inlets and angles combinations

此外,根据图 10(c)可知,与 Case 1 和 Case 3 相比,Case 2 的切向速度在燃烧室中的衰减程度最大,即旋流进口位置分别设置在 Inlet 2 和 Inlet 4 时可以加快切向速度在燃烧室中的衰减。Case 4 在 Case 2 的基础上增加了一个进口角度为 20° 的 Inlet 3 以后其切向速度变大,但整体衰减程度也小于 Case 2。但

是,根据图10(a)的切向速度分布可知,Case 2的切向速度在径向上不连续。尽管Case 4的出口切向速度较大,但是其形成的连续超重力区域($G > 20\ 000$)对于增强主流中油气掺混以及加速值班区火焰的径向传播比Case 2更有利。

3.3 总压损失

为了进一步研究在加力燃烧室进口添加旋流叶片对流动特性的影响规律,开展如表3所示几个特殊方案下的冷态总压损失测试,试验采用进出口总压耙、压力扫描阀及三维坐标架测试燃烧室进出口压力。

Table 3 Experimental schemes of swirl vane with different inlet positions and angles

Scheme	$\beta=10^\circ$	$\beta=20^\circ$
Non-swirl	-	-
Swirl-2	Inlet 2	-
Swirl-3	Inlet 3	-
Swirl-4	Inlet 4	-
Swirl-234	Inlet 2, 4	Inlet 3

定义总压损失系数 ξ 为

$$\xi = 1 - \frac{p_{\text{out}}}{p_{\text{in}}} \quad (2)$$

式中 p_{out} 为燃烧室出口总压, p_{in} 为燃烧室进口总压。

图11给出了不同主流速度下几种特殊方案的冷态总压损失。当主流速度增加时,燃烧室旋流叶片及凹腔稳定器等几何结构带来的沿程损失增加,因此其总压损失上升。此外,与进口无旋相比,有旋时总压损失更大,一是由于燃烧室进口旋流叶片在流动方向上的堵塞,气流与旋流叶片之间存在摩擦;二是燃烧室内引入了旋流,使流场呈旋转状态,气体摩擦效应增大,流体微团受离心力的作用,往燃烧室外壁面流动增强,流体与壁面摩擦加强。当旋流进口设计为单一进口时,其总压损失总体低于Swirl-234方案。主要原因是由于Swirl-234方案的多个旋流进口旋流叶片所占燃烧室进口面积是单个旋流叶片的三倍,堵塞比显著增加,旋流叶片带来的总压损失较大。但整体上总压损失在设计要求范围内,当主流速度增加至100 m/s时,Swirl-234方案的总压损失仅为3.287%。

3.4 旋流对点火和火焰传播过程影响

为了更直观地研究旋流对火焰传播的影响,加力燃烧室进口采用Non-swirl方案和Swirl-234方案,利用高速摄影对值班火焰的发展进行了拍摄。

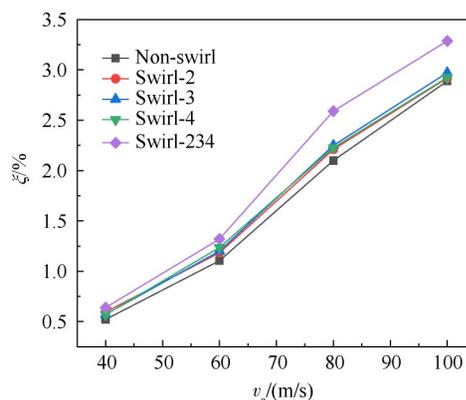


Fig. 11 Total pressure loss test

图12是有无旋流下值班火焰的发展过程,图12(a)中,火花在初期被点燃之后受到切向力的作用沿着壁面逆时针发展,在 $t=5.5$ ms时火焰前锋受到离心力的拉扯变形,火焰面更加褶皱,由超重力引起了RT不稳定性(如图12(a)中红圈所示); $t=7.7$ ms和11.3 ms时后部火焰追赶上来,火焰前端以“气泡状”小火核向前发展; $t=12.2$ ms时刻火焰从凹腔稳定器顶点向下传播过程中,受超重力影响火焰面再次被拉扯,加速了火焰传播,最终在 $t=21$ ms发展成稳定的火焰。图12(b)中燃气被电火花点燃之后,由于燃烧室内不存在切向速度,初始火核在壁面上两个方向同时发展,没有超重力的作用,火焰面不存在RT不稳定性,火焰前锋以“火团”的形式在值班稳定器内传播。

有无旋流的火焰传播速度也大不相同。图12(a)火焰由于体积力诱发了火焰面的RT不稳定性,火焰面面积的增大提升了传播速度,值班火焰在 $t=11.3$ ms时就已经充满了半个值班稳定器,在 $t=21$ ms时值班稳定器内形成了燃烧室尺度上的稳定火焰;图12(b)在 $t=14.2$ ms时火焰传播至半个稳定器,而值班稳定器内形成稳定的火焰则需要29.1 ms。由于超重力的RT不稳定性引起的火焰面褶皱,加速了火焰传播速度,进口有旋时值班火焰在凹腔稳定器中充分发展耗时比进口无旋快了8.1 ms。

旋流对火焰传播过程和传播速度的影响主要是离心力产生的RT不稳定性。诱发RT不稳定性的条件是:(1)流体之间的密度不同;(2)受离心力作用;(3)流体之间存在交界面。在本文中,由于已燃气体和新鲜混气的密度不同,受到的离心力大小也不同,离心力导致已燃气体和新鲜混气的交界面发生剧烈反应,诱发了RT不稳定性,对火焰面进行撕扯和旋转,使得火焰面形状和传播速度与进口无旋时有较大差别。

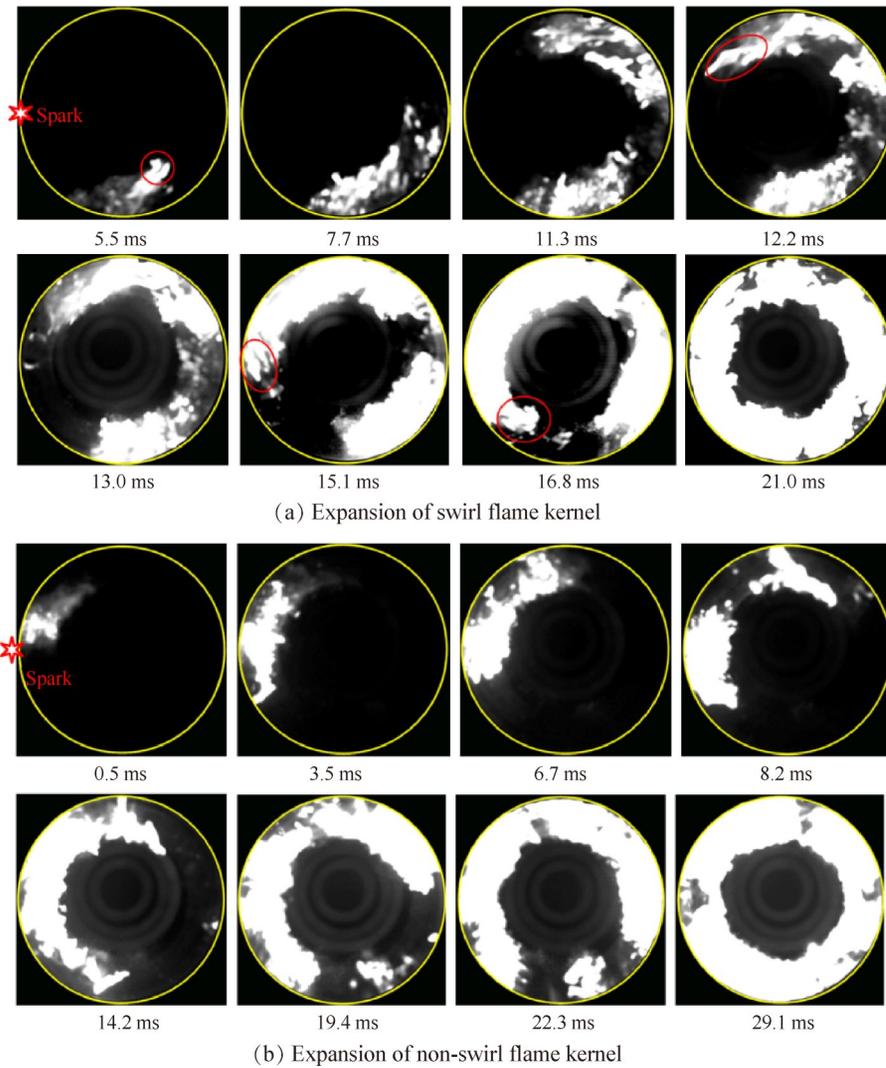


Fig. 12 Expansion of flame kernel

3.5 燃烧效率

对旋流进口位置采用 Non-swirl 方案和 Swirl-234 方案进行了燃烧效率测试试验。燃烧效率的计算使用焓增法, 计算公式为

$$\eta = \frac{(m_a + m_f)C_{p, out}T_{out} - m_a C_{p, a}T_a - m_f C_{p, f}T_f}{m_f H_f} \quad (3)$$

式中 m_a 为进口空气质量流量; m_f 为燃油质量流量; $c_{p, out}$, $c_{p, a}$ 和 $c_{p, f}$ 分别为出口燃气、进口空气和燃油的比定压热容; T_{out} , T_a , T_f 分别是燃烧室的出口温度、进口温度和燃油温度; H_f 是航空煤油的低热值, 为 4.32×10^4 kJ/kg。

图 13 是有无旋流方案的燃烧效率随供油当量比的变化规律。进口有旋时, 当来流速度为 100 m/s, 当量比 $\phi=0.6$ 的燃烧效率最高, 进口无旋流, 当来流为 60 m/s, 当量比 $\phi=0.4$ 的工况燃烧效率最低。随着当量比和流速的增大, 燃烧效率增大, 但不同当量比下燃烧效率的增速变化有所不同: 当来流速度为 100 m/s

时, 燃烧效率从 $\phi=0.5 \sim 0.6$ 的增长速率明显大于其他工况。当量比增大, 供油压力更大, 油珠喷出的速度更快, 雾化性能更好, 提高了燃烧效率; 来流速度增大, 气流在轴向和径向方向对油珠的剪切作用都增大, 油珠破碎成了更小的液滴, 油气掺混的更加充分, 提高了燃烧效率。

进口有旋的燃烧效率均大于进口无旋, 当来流

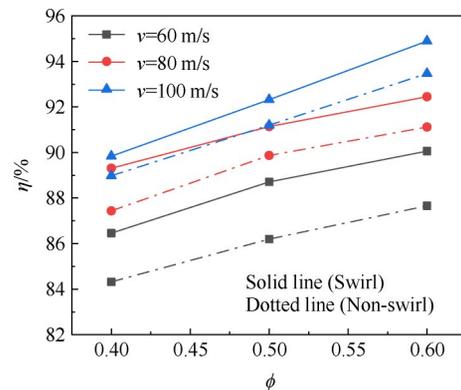


Fig. 13 Combustion efficiency

速度为 60 m/s 时,进口有旋的燃烧效率比进口无旋平均提高 2.35%;当来流速度为 80 m/s 时燃烧效率平均提高 1.49%;当来流速度为 100 m/s 时燃烧效率平均提高 1.13%。当来流速度较低时,相比于进口无旋,进口有旋时不仅轴向气流对油珠有剪切作用,离心力在径向上除了对油珠存在气动剪切力,离心力的作用还会使液滴沿径向穿透距离增大,提高了沿径向的油雾分布均匀度,燃烧室内的油气当量比更有利于高效燃烧,同时由于体积力对火焰面的作用,火焰面的快速扩张加剧了超重力燃烧,使燃烧效率得到了提升;当来流速度增大时,轴向气流的气动剪切力对于燃油破碎掺混的作用大于离心力,对于燃烧效率的提升不如低流速工况。

4 结论

本文通过对部分旋流加力燃烧室的流动和燃烧特性进行数值和实验研究,得出如下结论:

(1)当旋流进口位置设置在 Inlet 2,4(10°)+Inlet 3(20°)的流场较为合理,数值模拟结果和试验结果的吻合度较好,验证了数值模拟方法的合理性。

(2)不同旋流进口下总压损失测试结果表明,旋流进口位置在 2~4 区时的总压损失最大。当旋流进口为单区域进口时,燃烧室的总压损失略大于进口无旋流的方案。

(3)对比了有无旋流进口时值班火焰的发展过程:进口无旋时,值班火焰沿凹腔稳定器壁面向两边同时发展,传播速度较慢。然而,进口有旋时,在离心力的作用下火焰沿着凹腔稳定器壁面逆时针方向发展,火焰前锋成“气泡状”传播,火焰面褶皱增大了火焰面面积,加快了火焰在凹腔稳定器的传播速度,值班火焰充满整个凹腔稳定器耗时比进口无旋时短了 8.1 ms。

(4)加力燃烧室的燃烧效率随主流速度和供油当量比的增加而增加。与无旋流相比,进口有旋时由于切向速度所产生的离心力加速了燃油液滴的破碎和雾化,改善了油气掺混效果,使得燃烧效率更高。特别地,当来流速度 $v_a=60$ m/s 时,旋流进口对加力燃烧室燃烧效率的改善效果更加明显,燃烧效率提升了 2.35%。

致谢:感谢国家两机专项、先进航空动力创新项目的资助。

参考文献

- [1] SZIROCZAK D, SMITH H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1-28.
- [2] 金如山,索建秦. 先进加力燃烧室技术发展[C]. 贵阳:中国航空学会第七届动力年会,2010.
- [3] ZHAO D N, GUTMARK E J, GOEY P D, et al. A review of cavity-based trapped vortex, ultra-compact, high-g, inter-turbine combustors[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2018, 66: 42-82.
- [4] JOHNSON D, POLANKA M. Cooling requirements for an ultra-compact combustor[C]. Nashville: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [5] LEWIS G D. Combustion in a centrifugal-force field[J]. Symposium (International) on Combustion, 1971, 13 (1): 625-629.
- [6] LEWIS G D. Swirling flow combustion-fundamentals and application[C]. Las Vegas: 9th Propulsion Conference, 1973.
- [7] LEWIS G D, SHADOWEN J H, THAYER E B. Swirling flow combustion[J]. Journal of Energy, 1977, 1(4): 201-205.
- [8] ZELINA J, STURGESS G, SHOUSE D. The behavior of an ultra-compact combustor(UCC) based on centrifugally-enhanced turbulent burning rates [C]. Fort Lauderdale: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [9] ZELINA J, EHRET J, HANCOCK R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate [C]. Indianapolis: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [10] ZELINA J, SHOUSE D, NEUROTH C. High-pressure tests of a high-g, ultra-compact combustor [C]. Tucson: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [11] ZELINA J, GREENWOOD R T, SHOUSE D. Operability and efficiency performance of ultra-compact, high gravity(g) combustor concepts[C]. Barcelona: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [12] MAWID M, THORNBURG H, SEKAR B, et al. Performance of an inter-turbine burner (ITB) concept with three-different vane cavity shapes[C]. California: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2013.
- [13] SIRIGNANO W A, DUNN-RANKIN D, LIU F, et al. Turbine burners: performance improvement and challenge of flameholding[J]. AIAA Journal, 2015, 50(8): 1645-1669.
- [14] LAPSA A P, DAHM W. Hyperacceleration effects on turbulent combustion in premixed step-stabilized flames [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32 (2): 1731-1738.

- [15] WANG F, JIANG Q, CUI H. The droplet burning character influenced by body force [C]. Dusseldorf: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, 2014.
- [16] 李林, 林宇震, 郭新华, 等. 离心条件下后台阶贫油熄火特性[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 822-828.
- [17] 安帅, 林宇震, 张弛, 等. 离心力场下V型火焰稳定器火焰稳定性的研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1011-1015.
- [18] 曾卓雄, 张龙. 单旋流驻涡燃烧室流场结构的数值模拟[J]. 推进技术, 2017, 38(4): 896-902. (ZENG Z X, ZHANG L. Numerical simulation on single swirl trapped-vortex combustor flow[J]. Journal of Propulsion Technology. 2017, 38(4): 896-902.)
- [19] 曾卓雄, 薛锋, 张龙. 双旋流驻涡燃烧室湍流燃烧流动的数值分析[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1572-1578. (ZENG Z X, XUE F, ZHANG L. Numerical simulation on turbulence flow in dual swirl trapped-vortex combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1572-1578.)
- [20] 翟文辉, 范育新, 陶华, 等. TBCC旋流燃烧涡扇模式下的流动特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 130-139. (ZHAI W H, FAN Y X, TAO H, et al. Flow characteristics of TBCC swirled combustion in turbofan mode [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 130-139.)
- [21] EGAN W J, SHADOWEN J H. Design and verification of a turbofan swirl augmentor [J]. Journal of Aircraft, 1978, 16(9): 599-604.
- [22] HANLOSER K J, CULLOM R. Test verification of a turbofan partial swirl afterburner [C]. Las Vegas: 15th Joint Propulsion Conference, 1979.
- [23] 缪俊杰. 加力/冲压燃烧室点、熄火特性及边界拓宽方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [24] 张健, 陆惠萍, 周力行, 等. 环形通道内湍流旋流流动的数值模拟[J]. 计算力学学报, 2000, 17(1): 14-21.

(编辑:朱立影)

Effects of partial swirl on flow and combustion performance of afterburner

BI Yaning, FAN Yuxin, XIAO Feng, MA Zongbo, CHEN Yuqian

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

Abstract: To improve the organization of stable combustion difficulties of the advanced after-ramjet-burner, the local centrifugal force created by the partial inlet swirling inflow is utilized to enhance the mixing of fuel and air and accelerate the pilot flame propagation. The flow characteristics, combustion efficiency, ignition process and pilot flame development characteristics of partial swirling afterburner under different swirl inlet position and angles are studied by numerical simulation and experimental methods. Results show that the swirl inlet combination with multi zones and different swirl angles will increase the flow loss, but it can establish a local high gravity field to enhance the mixing of fuel and air and accelerate the flame propagation in the ignition process. Compared with the non-swirl inlet, the swirl inlet can increase the flame propagation velocity in the pilot zone. Furthermore, the swirl inlet can increase combustion efficiency by up to 2.35%.

Key words: Afterburner; High gravity combustion; Swirl flow; Centrifugal force; Flow characteristics

Received: 2022-10-20; Revised: 2023-05-23.

Foundation items: National Science and Technology Major Project of China (2017-III-0007-0033); Advanced Aerospace Force Innovation Workstation in China (HKCX2020-02-020).

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2210062

Corresponding author: FAN Yuxin, E-mail: fanyuxin@nuaa.edu.cn