

带凹腔的支板火焰稳定器三维大涡模拟

邹 咪, 金 捷, 王旭东
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究支板冷态流场,应用 LES(大涡模拟)的方法对带凹腔的支板火焰稳定器在 $Ma=0.06$ 和 $Ma=0.09$ 两种工况下分别进行三维数值模拟. 对比试验和仿真结果表明:三维大涡模拟结果具有与试验相似的流场结构,定量对比试验和 LES 结果的尾涡脱落频率的最大相对误差为 9.4%;支板尾部截面流向时均速度的最大相对误差为 7.7%. 表明数值模拟方法和边界条件设置的正确性和可信度. 又对支板的三维流场进行分析:速度越大,支板尾涡的尺寸和强度越大;支板流场存在明显的三维效应,并且随着速度变大,三维效应越明显.

关 键 词: 加力燃烧室; 支板; 凹腔; 大涡模拟; 尾涡; 三维效应

中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Three-dimensional large eddy simulation of strut flame-holder with cavity

ZOU Mi, JIN Jie, WANG Xu-dong
(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the cold flow field of strut, three-dimensional LES (large eddy simulation) of strut flame-holder with cavity at $Ma=0.06$ and $Ma=0.09$ was carried out respectively. The simulation results were compared with experiment data. It showed that the flow field structure of three-dimensional LES was similar with that of experiment. What's more, two quantitative comparisons in the frequency of wake vortex and time-averaged stream-wise velocity on strut rear section were made. And the maximum relative errors were 9.4% and 7.7% respectively, proving that the model of numerical calculation at boundary conditions was correct and believable. Then by analyzing the three-dimensional flow field of strut, a conclusion that the faster velocity means the bigger size and intensity of wake vortex. Besides, the result of three-dimensional LES shows an obvious phenomenon of three-dimensional effect which gets stronger when the velocity gets faster.

Key words: after-burner; strut; cavity; large eddy simulation; wake vortex; three-dimensional effect

加力燃烧室作为改进航空发动机性能的重要装置,虽然可以实现短期内增大推力,但是安装加力燃烧室后,也直接造成发动机质量增加近 20%^[1-4]. 并且流经加力燃烧室的气流速度远高于湍流火焰传播速度,因此必须采取有效措施以稳定火焰. 传统加力燃烧室通常在流道中布置钝体

收稿日期:2015-07-02
作者简介:邹咪(1990—),女,硕士生,主要从事航空发动机加力燃烧室流体力学研究.

引用格式:邹咪,金捷,王旭东. 带凹腔的支板火焰稳定器三维大涡模拟[J]. 航空动力学报,2017,32(3):607-613. ZOU Mi, JIN Jie, WANG Xudong. Three-dimensional large eddy simulation of strut flame-holder with cavity[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 607-613.

V型火焰稳定器,利用高速气流绕流钝体形成的回流区来稳定火焰和组织燃烧。发展至今,传统的钝体火焰稳定器已出现各种不同的结构,如V型、U型及其改进型火焰稳定器^[5-9]。但传统的钝体火焰稳定器在稳定火焰的同时,在非加力状态所带来的附加质量和流动损失都是无意义的,这成为制约推质比进一步提高的重要因素。

由此,国内外对加力燃烧室的创新设计进行了不同的尝试。早在20世纪50年代Huellmantel等就证明了在低速燃烧室内采用凹腔火焰稳定器的可行性^[10]。随后Hsu等提出驻涡燃烧室的概念^[11],将凹腔应用于驻涡燃烧室成为一个新的发展方向。近年来,已有学者针对凹腔与支板的排布位置、凹腔前段支板的不同形状,以及不同来流工况对驻涡燃烧室流场的影响等^[12-18]开展了不同程度的试验和数值模拟研究。

而将凹腔与支板相结合的另一应用则是在一体化加力燃烧室设计中。早在1995年,就有美国专利提出了一体化加力燃烧室的设计概念^[19],该方案主要特点是将涡轮后框架支板与火焰稳定器一体化设计。在此基础上,文献[4]又提出了一种内突扩加力燃烧室设计方案并验证其可行性。这种一体化设计相较于传统的加力燃烧室,不仅能降低发动机质量,减小尺寸,还能有效降低流动损失。其后有李峰、孙雨超等对带翼型支板的一体化加力燃烧室分别进行热态和冷态RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值模拟^[20-21];马梦颖利用气流主动控制支板火焰稳定器稳定火焰,改进中心锥面,优化加力燃烧室的一体化设计^[22]。吴迪、王海龙分别在马梦颖设计方案的基础上发展成带凹腔的支板火焰稳定器,并分别进行了冷态^[23]和热态流场试验^[24]。刘雯佳采用LES(大涡模拟)的方法对带凹腔的支板进行二维数值模拟^[25]。然而国内外对一体化加力燃烧室的带凹腔支板火焰稳定器的三维流场研究较少,因此本文采用LES的方法对带凹腔支板的冷态流场开展三维数值模拟,旨在得出有效可靠的三维LES方案和凹腔支板火焰稳定器的冷态流场性能,以对实际工程设计研究提供参考。

1 数值计算模型

1.1 几何模型

为与吴迪开展的带凹腔火焰稳定器冷态流场测量^[23]的试验数据进行比较,本文数值模拟几何模型与试验件一致,尺寸见图1。计算所选择的流

动条件与试验一致,对带凹腔的支板火焰稳定器在 $Ma=0.06$ 和 $Ma=0.09$ 两种工况下,分别进行三维LES计算。

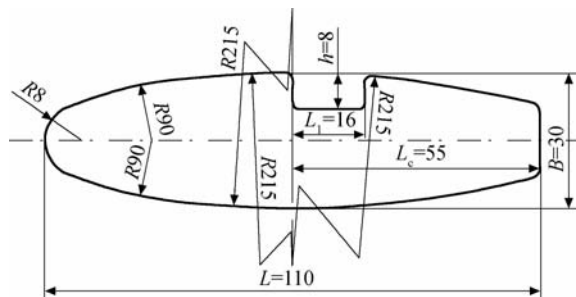


图1 支板试验件尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Size of strut experimental sample (unit:mm)

计算域在笛卡儿坐标系下表示,选取计算域左下角顶点为原点, x 轴方向与来流方向一致, y 轴平行于支板横截面, z 轴沿支板展向, x, y, z 轴方向分别对应图2中的 L_x, L_y, L_z 方向。综合计算时间和精确度考虑,选取三维模型计算域为 $1025\text{ mm} \times 240\text{ mm} \times 150\text{ mm}$,如图2所示。

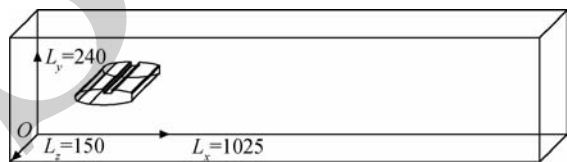


图2 计算域(单位:mm)

Fig. 2 Computational domain (unit:mm)

1.2 网格划分

利用软件ICEM划分结构化网格,三维模型计算域总体划分为9大部分,为了捕捉支板周围的流场结构,在划分网格时,在其周围进行了加密处理。其中凹腔部分网格最密,最小网格尺寸为 0.02 mm ,网格总数为270万,如图3所示。

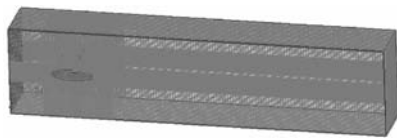


图3 三维模型网格划分

Fig. 3 Three-dimensional model meshing

1.3 计算模型

利用FLUENT软件对支板流场进行冷态三维LES,采用经典的Smagorinsky-Lily模型,同时使用动力模式;采用有限体积法求解N-S

(Navier-Stokes)方程. 非定常模拟时间上采用 2 阶隐式格式, 空间上采用中心差分格式. 使用 PI-SO(pressure implicit split operator)算法对压力和速度进行耦合, 为保证计算精度 $y^+ \sim 1$, 时间步长取为 3×10^{-7} s.

入口边界: 速度进口, 两种工况 $Ma = 0.06$, $Ma = 0.09$. 出口边界: 压力出口, $p = 101\,325$ Pa. 支板表面: 固壁无滑移. 计算域上、下、左、右表面: 固壁无滑移.

数据处理方法: ①支板尾涡频率 $f(\text{s}^{-1})$, 监测支板尾部 $x/L = 2.17, y/H = 0.375, 0.4375, 0.5, 0.5625$ 四条线上的流向瞬时速度(H 为流体域 y 方向的宽度, $H = 120$ mm), 并将相同 y 坐标节点的流向速度在展向上进行平均处理, 最后参照文献[22]的方法得到尾涡脱落频率. ②时均速度 $u_x(\text{m/s})$, 提取支板尾部 $x/L = 2.55$ 截面流向的瞬时速度 u_x , 先用 Excel 软件对相同 y 坐标数据作展向平均, 然后作时间平均得出时均速度. 以进口速度 U_0 为特征量, 作无量纲化处理. ③尾涡尺寸 $L_v(\text{mm})$, 支板尾涡有正有负, 但为了研究凹腔带来的影响, 因此对尾流负旋涡展开研究, 在其向下游移动一个周期时间内, 其 y 向尺寸的最大值作为尾涡尺寸 L_v , 选取支板宽度 B 为特征量, 并将其无量纲化, 记为 L_v/B . ④尾涡强度 $Q_v(\text{s}^{-1})$, 同上, 对支板尾涡从产生至向下游移动的一个周期内, 其涡量最大值作为尾涡强度, 记为 Q_v .

2 算法验证

2.1 三维 LES 与试验流场结构对比

相较于传统的翼型支板, 带凹腔的支板火焰稳定器可以利用气流流经凹腔时形成的驻涡, 构成稳定的点火源; 流经支板突扩尾缘时形成的回流区, 构成主要燃烧区. 支板凹腔和尾部流场性能将直接影响燃气掺混速度和火焰停留时间, 进而影响到燃烧效率和稳定性; 同时为与试验数据进行对比, 验证算法的可信度, 因此本文对支板凹腔内驻涡和尾涡频率、尾流场速度等参量进行研究.

以展向涡量代表 x - y 平面的大涡结构, 三维 LES 支板的凹腔和尾涡流场分布与试验对比分别如图 4、图 5 所示. 对比图可以看出, 三维 LES 与试验结果具有相似的流场结构: ①凹腔内存在两个驻涡, 尺寸较大的为主涡, 分布在流向凹腔后壁; 尺寸较小的为次涡, 由主涡挤压、卷吸凹腔内的流体引发. ②支板尾流场中, 上下壁面流体交替形成脱落旋涡.

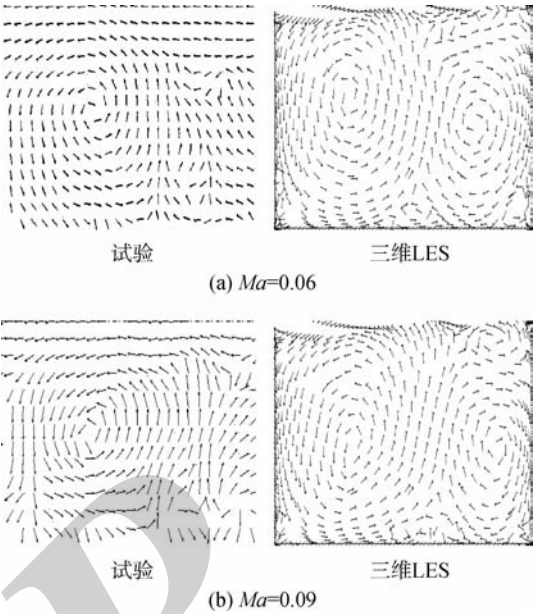


图 4 支板凹腔流场结构
Fig. 4 Flow field structure of strut cavity

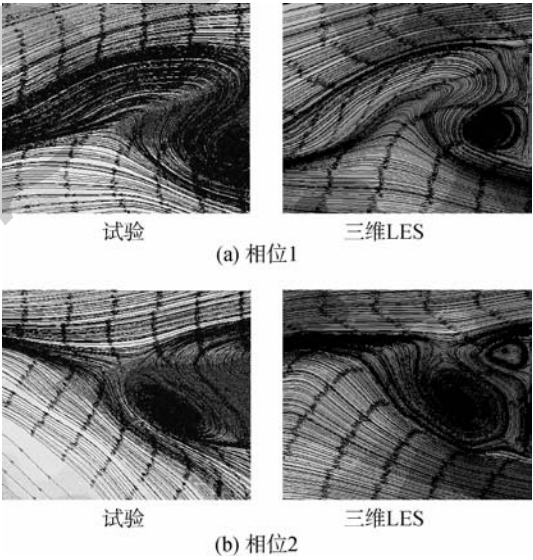


图 5 支板尾流流场结构 ($Ma = 0.09$)
Fig. 5 Flow field structure of strut wake ($Ma = 0.09$)

图 5 是 $Ma = 0.09$ 时, 试验和计算得到的同相位尾流流场比较, 从相位 1 到相位 2 的过程是支板尾涡在支板后端面形成并向下游发展的过程. 如图 5(a) 所示, 此时支板上侧的旋涡处于新旧交替状态, 上一个旋涡早已离开尾缘, 但由于大涡耗散使其形态不明显, 但从下游流场中所形成的马鞍形流线中还能看到一些痕迹, 下一个旋涡并未形成. 图 5(b) 中支板下侧的旋涡已经离开支板尾缘向下游移动, 支板上侧形成的旋涡紧靠支板尾缘壁面. 比较两个相位的流线分布, 三维

LES 计算结果无论是涡的形态还是流场速度变化都与试验结果一致,表明所采用的计算模型正确,边界条件设置合理.

2.2 尾涡频率与时均速度对比

进一步根据试验数据,将尾涡频率和支板尾缘的流向时均速度进行定量对比,表 1 为试验和三维 LES 计算得出的尾涡频率比较.从表中数据看出,无论是 $Ma = 0.06$ 还是 $Ma = 0.09$,三维 LES 与试验数据符合较好,最大相对误差为 9.4%.

表 1 尾涡频率对比

Table 1 Comparison of wake vortex frequency

Ma	尾涡频率/ s^{-1}		相对误差/%
	试验值	三维 LES 值	
0.06	368	345	6.2
0.09	512	560	9.4

图 6 是支板尾部 $x/L=2.55$ 截面三维 LES 和试验的流向时均速度对比图,从图中可以看出在 $Ma=0.06$ 和 $Ma=0.09$ 两种工况下,在支板尾缘后约一个支板宽度范围内,形成回流区,并且模拟结果与试验相符.尤其在支板中心线附近符合较好,而越靠近两边壁面,符合效果变差,造成这种差异的原因可能是计算域 y 向宽度小于试验取值,从而受壁面影响造成.将两种工况下的尾流时均速度取方均根误差如表 2 所示,三维 LES 结果相对于试验的最大方均根误差为 7.7%.

因此,从支板尾涡频率和尾部时均速度的对比中可以看出:①三维 LES 结果与试验结果符合较好,最大相对误差不超过 10%,证明所采用的三维 LES 计算模型的正确性和可信度;②速度越

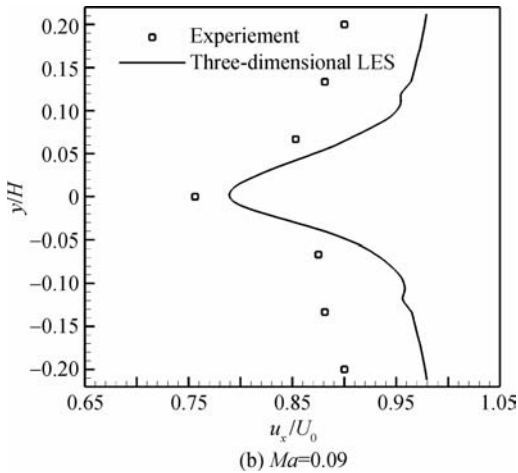


图 6 时均速度的对比

Fig. 6 Comparison of time-averaged velocity

大,三维 LES 与试验数据的误差变大,模拟精度变差.

表 2 时均速度方均根误差

Table 2 Root mean square error of time-averaged velocity

Ma	三维 LES 时均速度方均根误差/%
0.06	3.6
0.09	7.7

3 三维流场分析

3.1 支板三维流场结构

图 7 展示了支板三维涡量等值面图,从图中可以看出:①支板凹腔内形成两个稳定的驻涡,尺

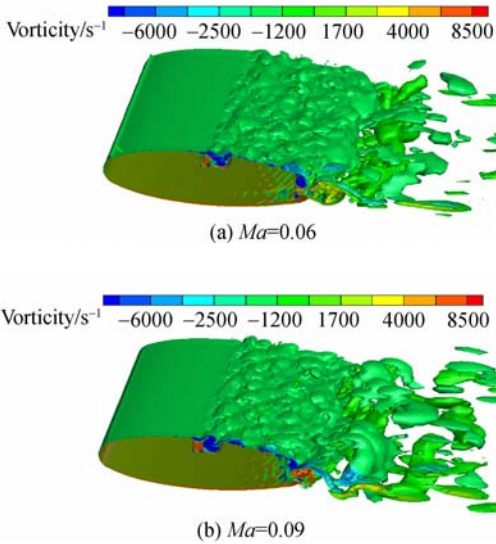
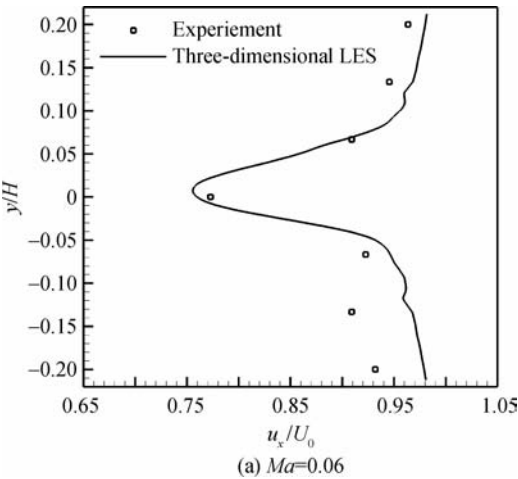


图 7 支板 z 向涡量等值面图

Fig. 7 Iso surface of strut z vorticity

寸一大一小;②支板流场中存在大量的拟序涡结构;③支板上表面流体由于受凹腔的影响较下表面流体更早脱离壁面;④ $Ma=0.09$ 时,大尺度涡比 $Ma=0.06$ 时更大。

进一步对两种工况下支板截面 $z/L_z=0.5$ 的尾涡尺寸和强度进行分析,如表 3 所示.从表中看出:速度增大,尾涡尺寸和强度均有所增大.由于速度越大,凹腔内驻涡的尺寸变小,强度减弱,对剪切层涡量的削弱作用减小.并且尾涡通过聚集相邻剪切层的涡量而增大自身涡量,速度越大,旋涡的卷吸能力越强,这都有利于支板尾涡强度的增大.而尾涡强度增大,穿透力越强,能卷吸更多的流体,使绕涡核旋转的流体增多,从而增大旋涡尺寸。

表 3 三维 LES 尾涡尺寸和尾涡强度
Table 3 Wake vortex size and intensity of three-dimensional LES

Ma	L_v/B	Q_v/s^{-1}
0.06	1.5	10 129
0.09	2.0	12 383

3.2 支板的三维效应

图 8 是同一时刻支板不同展向截面的流线图.由图可知,同一时刻不同展向截面的支板流场结构不同;表明在本文采用的计算模型中,流体流过支板时存在明显的三维效应.由于流体绕流支板经过凹腔时,发生突然分离,发展成湍流,同时湍流的不稳定性和支板几何结构的三维特性导致

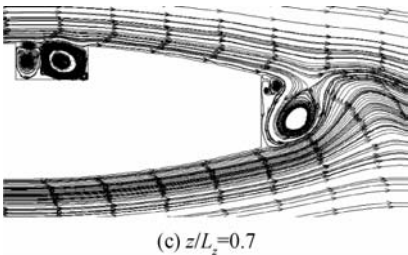
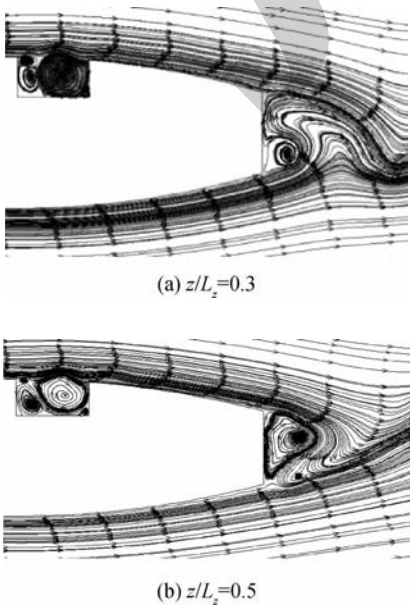


图 8 同一时刻支板不同展向位置流线分布($Ma=0.09$)
Fig. 8 Stream lines of different span-wise positions of strut at the same time ($Ma=0.09$)

支板流场在不同展向截面位置呈现不同的流动状态.提取支板尾部 $x/L=2.55, y/H=0.5$ 纵向中心线上的流向瞬时速度 v_x 进行分析,如图 9 所示,看出流向速度沿展向有明显的脉动.计算两种工况下的速度脉动的标准差,并以进口速度进行无量纲化,见表 4.数据表明:速度越大,展向速度脉动越剧烈,即三维效应越明显.原因在于速度越大,流场湍动能越大,导致支板尾缘湍流脉动加剧。

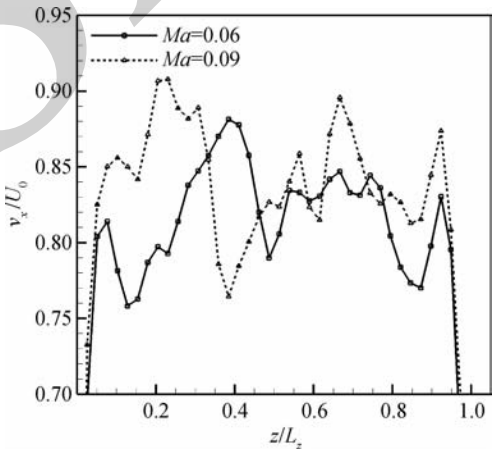


图 9 $x/L=2.55, y/H=0.5$ 中心线上流向瞬时速度
Fig. 9 Instantaneous flow velocity in centerline of $x/L=2.55, y/H=0.5$

表 4 时均速度随展向位置变化脉动标准差
Table 4 Standard deviation of time-averaged velocities in different span-wise positions

Ma	速度脉动标准差
0.06	0.98
0.09	1.43

4 结 论

1) 三维 LES 结果与试验数据相符,尾涡频

率和支板尾部截面速度的相对误差分别为 9.4% 和 7.7%;表明所采用数值模型的正确性和可信度,能为实际工程应用提供参考。

2) 支板凹腔内有两个稳定的驻涡,可以成为稳定的点火源;而支板尾部则形成交替脱落的旋涡;并且由于凹腔的存在,使得流经凹腔的流体提前发生分离;有利于扩大尾部回流区,形成主要燃烧区域;

3) 支板流速越大,尾流场中的大涡尺寸和强度越大,尾涡脱落频率也越大,有利于增强燃气掺混过程;

4) 支板流场中存在明显的三维效应,并且速度越大,三维效应越明显;表明实际工程应用的高速来流工况中,三维效应已不能忽略。

参考文献:

- [1] Lovett J A, Brogan T P, Philippona D S. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192, 2004.
- [2] Desclaux J, Serre J. Advanced new generation engine for Rafale Multirole Fighter[R]. AIAA-2003-2610, 2003.
- [3] 黄勇, 林宇震, 李峰, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 314-321.
- [4] 季鹤鸣, 樊未军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.
JI Heming, FAN Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [5] 金莉, 谭永华. 火焰稳定器综述[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 30-34.
JIN Li, TAN Yonghua. Study on flameholders[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(1): 30-34. (in Chinese)
- [6] 郑殿峰, 张会强, 林文漪, 等. 带 U 型槽射流缝隙式稳定器燃烧性能的试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 808-812.
ZHENG Dianfeng, ZHANG Huiqiang, LIN Wenyi, et al. Experimental investigation of combustion performance of U-type flame holder[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 808-812. (in Chinese)
- [7] 张洪滨, 王纪根. 双 V 型稳定器的研制及应用[J]. 推进技术, 1994, 15(3): 39-43.
ZHANG Hongbin, WANG Jigen. Development and application of double V type flame stabilizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(3): 39-43. (in Chinese)
- [8] 付彥群. 吸入式稳定器设计与试验[J]. 航空发动机, 1998(3): 28-32.
FU Zaoqun. Design and experiment on suction stabilizer[J]. Aeroengine, 1998(3): 28-32. (in Chinese)
- [9] 岳连捷, 杨茂林, 黄勇, 等. 尾缘吹气式火焰稳定器流场计算[J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 180-184, 221.
YUE Lianjie, YANG Maolin, HUANG Yong, et al. Numerical prediction of cold flow field behind EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 180-184, 221. (in Chinese)
- [10] Huellmantel L W, Ziemer R W, Cambel A B. Stabilization of premixed propane-air flames in recessed ducts[J]. Journal of Jet Propulsion, 1957, 27(1): 31-34.
- [11] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D. Performance of a trapped vortex combustor[J]. AIAA 95-0810, 1995.
- [12] JIN Yi, HE Xiaomin, JIANG Bo, et al. Effect of cavity-injector/radial-strut relative position on performance of a trapped vortex combustor [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 32(1): 10-18.
- [13] ZHANG Rongchun, FAN Weijun. Flow field measurements in the cavity of a trapped vortex combustor using PIV[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21(4): 359-367.
- [14] 秦伟林, 何小民, 金义, 等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1347-1354.
QIN Weilin, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Experimental investigation on cold flow characteristics of afterburner with cavity/strut hybrid flameholders[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1347-1354. (in Chinese)
- [15] 刘玉英, 李瑞明, 杨茂林, 等. 驻涡燃烧室凹腔流场结构试验[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 29-33.
LIU Yuying, LI Ruiming, YANG Maolin, et al. Experiment on flow field of cavity in trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 29-33. (in Chinese)
- [16] Merlin C, Domingo P, Vervisch L. Large eddy simulation of turbulent flames in a trapped vortex combustor (TVC): a flamelet presumed-PDF closure preserving laminar flame speed[J]. Comptes Rendus Mécanique, 2012, 340(11/12): 917-932.
- [17] Ghodke C D, Choi J J, Srinivasan S. Large eddy simulation of supersonic combustion in a cavity-strut flameholder [R]. AIAA-2011-323, 2011.
- [18] JIN Yi, HE Xiaomin, ZHANG Jingyu. Numerical investigation on flow structures of a laboratory-scale trapped vortex combustor[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 66(1/2): 318-327.
- [19] Clements T R, Graves C B. Augmentor burner; US, US5385015A[P]. 1995-01-31.
- [20] 李峰, 郭瑞卿, 李龙贤, 等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能数值模拟[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 6-9.
LI Feng, GUO Ruiqing, LI Longxian et al. Numerical simulation of characteristics for afterburner with integrated flow plate and flameholder[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 6-9. (in Chinese)
- [21] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74.

SUN Yuchao,ZHANG Zhixue,LI Jiangning,et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011 (4):71-74. (in Chinese)

[22] 马梦颖. 一体化加力燃烧室火焰稳定装置数值计算与试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2010.

MA Mengying. Computational and experimental investigation of integrated afterburner flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)

[23] 吴迪. 新型一体化加力燃烧室冷态流场试验研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2010.

WU Di. Experimental research of non-reacting flow fields in a novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[24] 王海龙. 新型火焰稳定器设计与研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.

WANG Hailong. Design and research on new-type flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)

[25] 刘雯佳. 新型一体化加力燃烧室支板冷态流场数值仿真[D]. 北京:北京航空航天大学,2010.

LIU Weijia. Numerical simulation for cool flow-field of strut on novel integrated afterburner[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010. (in Chinese)

(编辑:陈 越)