

无掺混孔三级旋流器燃烧室燃烧性能试验

丁国玉, 何小民, 赵自强, 金 义, 洪 亮

(南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对无掺混孔三级旋流器燃烧室进行了不同进口空气速度和油气比下的热态试验研究, 研究结果表明: 随着进口空气速度的增加, 点火油气比从 0.0115 增大到 0.0174, 贫油熄火油气比大多在 0.005 以下且变化不大; 同一油气比下, 进口空气速度越低, 燃烧效率越高; 各工况下的燃烧效率均在 0.895 以上, 大状态点的出口温度分布系数均在 0.1 左右; 综合考虑各燃烧性能, 试验结果验证了对于高油气比燃烧室而言取消掺混孔的可行性和所提出的几个技术创新的可行性。

关 键 词: 无掺混孔; 三级旋流器; 燃烧室; 燃烧性能; 油气比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment of combustion performance of a triple swirler combustor with no dilution holes

DING Guo-yu, HE Xiao-min, ZHAO Zi-qiang, JIN Yi, HONG Liang

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experiments were conducted to study the combustion performance of a triple swirler combustor with no dilution holes at different inlet airflow velocities and fuel-air ratios. The results show that the ignition fuel-air ratio increases from 0.0115 to 0.0174 with the growing inlet airflow velocity, while the lean blowout fuel-air ratio varies little and most of these values are below 0.005; at the same fuel-air ratio, the slower inlet airflow velocity means the higher combustion efficiency; the combustion efficiency is above 0.895 at all experimental conditions, and the outlet temperature distribution factor is about 0.1 at the state of high fuel-air ratio; in full consideration of all combustion performance, the experiment results have proved the feasibility of canceling dilution holes for high fuel-air ratio combustors and several technology innovations mentioned here in.

Key words: no dilution holes; triple swirler; combustor; combustion performance; fuel-air ratio

随着航空发动机推质比的不断增加, 燃烧室油气比也相应提高, 燃烧室温升和单位容积释热率增加, 这就对航空发动机燃烧室设计提出了更

高的要求, 这些要求包括在更宽广的范围内稳定工作, 保持甚至提高火焰筒的耐久性和大幅度降低出口温度分布系数等^[1-2]。对于常规的旋流器燃

收稿日期: 2013-07-30

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(CXLX12_0169);

南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ14-01)

作者简介: 丁国玉(1985—), 男, 山东潍坊人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室和燃烧理论的研究。E-mail: dgy812@163.com

烧室,头部旋流器的主要作用是在主燃区内形成回流区以稳定火焰,提供空气用于燃油雾化和燃烧;主燃孔的主要作用是提供部分空气形成回流区和参与燃烧;掺混孔的主要作用是调整常规旋流器燃烧室出口温度分布,冷却气的主要作用是保护火焰筒不被高温燃气冲蚀。然而,对于高油气比燃烧室,用于燃烧的空气越来越多,反之也就是说用于冷却和掺混的空气逐步减少,这与保持甚至提高火焰筒的耐久性和大幅度降低出口温度分布系数是矛盾的,如何解决这一难题是高油气比燃烧室所必须要面对的。

对于高油气比燃烧室,有更多的空气参与燃烧是必须的,这样用于冷却和掺混的空气势必会减少。就目前的研究来看,除了发展新型耐高温火焰筒材料外,冷却气的数量不能大幅度减少,这也是基于对火焰筒寿命的考虑,也就是说用于冷却的空气要基本保持不变,那么用于掺混的空气就很少了,这对高油气比燃烧室出口温度分布是极大的挑战。从液雾燃烧的角度出发,必须发展新的燃油喷射/火焰稳定组合,宁梹等在其所著《燃烧室气动力学》中提到“油雾蒸发、扩散掺合的快慢及浓淡,决定于局部流速,故‘速度场’决定‘浓度场’;分子碰撞、燃烧放热的快慢及多少,决定于局部温度、压力及燃料浓度,故‘浓度场’决定‘温度场’”。按照这个观点,主燃区的速度场决定火焰筒出口温度场,出口温度分布不合格,应改善主燃区的“流场结构”^[3]。根据这一思路,如果头部雾化性能、油气匹配和主燃区流场结构足够好,那么用于掺混的空气可以没有,也就是取消掺混孔。取消掺混孔无疑会使高油气比燃烧室“争气”的局面得到缓解。

如上所述,取消掺混孔的前提条件是燃烧室头部有足够好的雾化、油气匹配和流场结构。多级旋流器是一种公认的可适用于高油气比燃烧室头部的解决方案。多级旋流器是利用多个同向和反向旋转的旋流器,三级旋流器是多级旋流器的一个典型代表,已有的研究表明:采用三级旋流器的燃烧室具有火焰稳定工作范围宽、燃油雾化效果好、燃烧效率高、污染排放低等优点^[4-13],这些优点使得三级旋流器非常适合用作高油气比燃烧室的头部。

本文以三级旋流器燃烧室为研究对象,设计了无掺混孔三级旋流器燃烧室^[14-15],这里需要说明的是本文中所说的无掺混孔是指没有传统意义上的掺混孔,但是本文中的主燃孔仍会起到一定

的掺混和调整出口温度分布的作用。本文中的无掺混孔三级旋流器燃烧室为一小流量直流燃烧室,设计点油气比为 0.033,头部装有三级旋流器。与常规的旋流器燃烧室相比,该燃烧室有一些技术上的创新,如下所述:

1) 流经三级旋流器的空气流量占无掺混孔三级旋流器燃烧室总空气流量的 42.01%,其中内、中间、外旋流器的空气流量依次为 9.85%, 14.67%, 17.49%, 常规旋流器燃烧室头部旋流空气流量占总空气流量之比为 10%~25%,显然这一设计违背了常规旋流器燃烧室关于旋流空气的设计准则。

2) 火焰筒的长度 L 与头部高度 H 之比 $L/H=1.75$, 而常规旋流器燃烧室的该值为 3 左右。

3) 火焰筒高度与外旋流器出口直径之比为 1.5, 而常规旋流器燃烧室的该值为 2。

4) 火焰筒壁面冷却孔均为直径为 0.8 mm 的多斜孔。

5) 火焰筒表面大孔只有主燃孔,主燃孔位于火焰筒头部落下游 0.9 H 处。

本文的目的是研究无掺混孔时三级旋流器燃烧室(下文简称燃烧室)的点火性能、贫油熄火性能、燃烧效率、出口温度分布等燃烧室性能,并验证本文中所采用的技术创新的可行性。

1 燃烧室模型、试验系统和研究参数

1.1 燃烧室模型

研究设计了单头部矩形无掺混孔三级旋流器燃烧室模型,图 1(a)为燃烧室示意图,图 1(b)为燃烧室照片。该燃烧室的设计点油气比为 0.033,燃烧室主要由 5 部分组成:燃油喷嘴、三级旋流器、扩压器、火焰筒和机匣。试验中所用喷嘴为单路离心喷嘴,该离心喷嘴的喷雾全锥角为 80°;火焰筒头部装有三级旋流器(如图 2 所示),该三级旋流器为斜切孔-径向-径向的组合形式,由内旋流器(斜切孔)、中间旋流器(径向)、外旋流器(径向)、一级文氏管、二级文氏管和套筒组成,按照由内而外的顺序,三级旋流器各级旋流器的旋流数依次为 1.5, 1, 0.8, 沿流动方向看去各级旋流器的气流旋转方向分别为顺时针、逆时针、顺时针;扩压器与机匣连成一体,在机匣侧面开有观察窗,便于试验中对燃烧室燃烧状况进行直观观察;火焰筒由厚度为 2 mm 的高温合金制成,火焰筒上开有主燃孔和孔径均为 0.8 mm 的多斜孔。

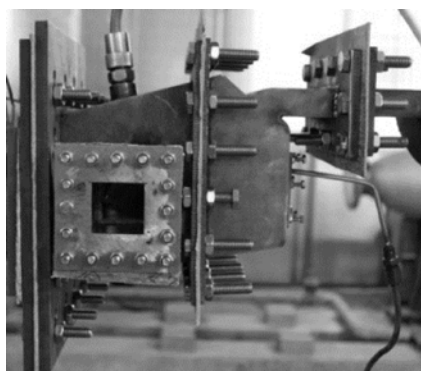
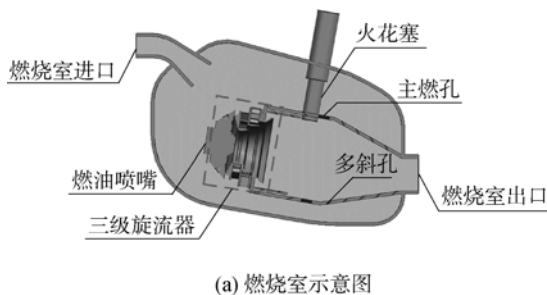


图1 燃烧室模型

Fig. 1 Combustor model

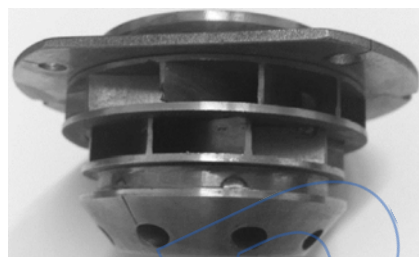
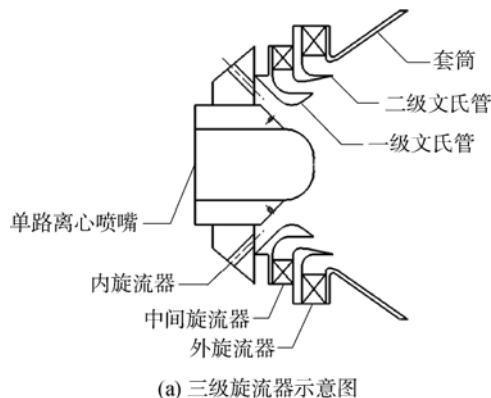


图2 三级旋流器模型

Fig. 2 Triple swirler model

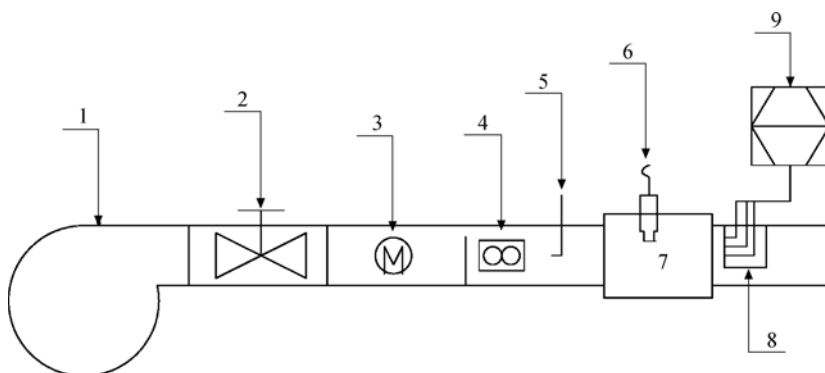
1.2 试验系统

图3为燃烧室试验系统示意图,试验系统主要包括燃烧室单头部模型试验件、电加热器、供气系统、供油系统、点火系统和测试系统。供气系统是一台单螺杆空气压缩机,空气经电加热器可加热至523 K;供油系统由油泵、阀门和喷嘴组成;点火系统含高能点火器、电缆和火花塞;测试系统包括测试装置、补偿导线和数据采集设备等,燃烧室进口温度采用单只镍铬-镍硅热电偶测量,空气流量通过孔板流量计测量,燃油流量通过喷嘴前

油压和浮子流量计共同确定,在燃烧室出口布置了温度靶,测量出口温度,用于计算燃烧效率和分析出口温度分布,温度数据采集处理系统为美国国家仪器公司(National Instruments, NI)的PX-1e-1082系统,温度值由NI数据采集分析系统测量,出口燃气温度由12点双铂铑热电偶测量,测点分布如图4所示,圆圈代表热电偶。

1.3 研究参数

研究中开展了燃烧室不同进口空气速度、温度和油气比下燃烧室点火性能、贫油熄火性能、燃



1 气源; 2 流量控制阀; 3 电加热器; 4 孔板流量计; 5 镍铬-镍硅热电偶;
6 点火系统; 7 三级旋流器燃烧室; 8 双铂铑热电偶温度靶; 9 计算机

图3 燃烧室试验系统

Fig. 3 Experimental system of combustor

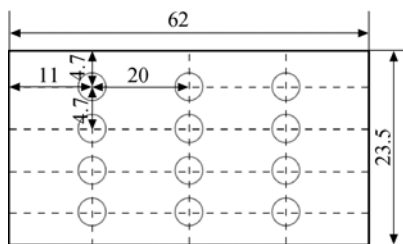


图 4 燃烧室出口截面温度测点分布(单位:mm)

Fig. 4 Temperature measuring points distribution of combustor outlet (unit:mm)

烧效率和出口温度分布等试验,试验中的主要参数如下:进口空气压力为 0.100 8 MPa;进口空气温度为 473 K;进口空气速度为 40, 50, 60, 70 m/s;试验中通过控制燃油流量来改变燃烧室的油气比。

2 试验结果及分析

2.1 点火性能

可靠地点火及起动是对航空发动机燃烧室的基本要求。影响航空发动机燃烧室点火性能的因素主要有进口空气速度、进口空气温度、进口空气压力、油气比、点火能量、火花塞位置等。本文中只研究进口空气温度为 473 K 时,进口空气速度对点火性能的影响。图 5 所示为燃烧室点火油气比随进口空气速度的变化,从图中可以看出,进口空气速度从 40 m/s 增加到 70 m/s,对应的燃烧室点火油气比从 0.0115 增大到 0.0174,燃烧室点火油气比随着进口空气速度的增大而增加。总体而言,进口空气速度低对燃烧室点火时有利,可能的原因是进口空气速度较小,可以提高驻留时间,点着的瞬间也有利于火焰稳定和传播。

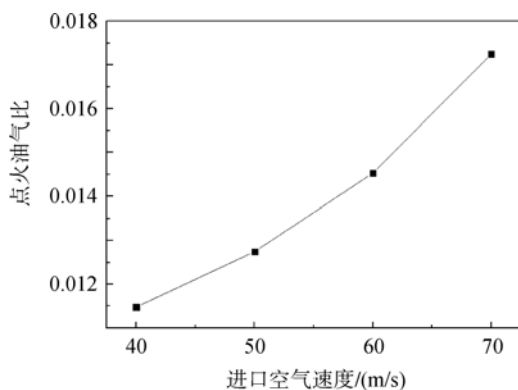


图 5 燃烧室点火油气比随进口空气速度的变化

Fig. 5 Ignition fuel-air ratio varying with inlet airflow velocity of combustor

2.2 贫油熄火性能

贫油熄火性能是高油气比燃烧室重点关注的性能参数之一,因为高油气比燃烧室燃烧区空气量大,燃烧区气流平均速度高,贫油熄火性能一般会下降。试验中,对燃烧室进行了不同进口空气速度下的贫油熄火性能研究,图 6 是燃烧室贫油熄火油气比随进口空气速度的变化。从图可以看出,随着进口空气速度的增加,燃烧室贫油熄火油气比变化不大,大部分值在 0.005 以下,当进口空气速度为 70 m/s 时,贫油熄火油气比最大,为 0.00508,超过了 0.005,从贫油熄火油气比随进口空气速度的变化趋势来看,进口空气速度低对贫油熄火性能也是有利的。实际航空发动机慢车工况下的燃烧室进口空气温度和进口空气压力均会高于本文试验条件,贫油熄火性能应该优于本文试验结果,因此燃烧室的贫油熄火性能能满足贫油熄火油气比小于 0.005 的设计要求。

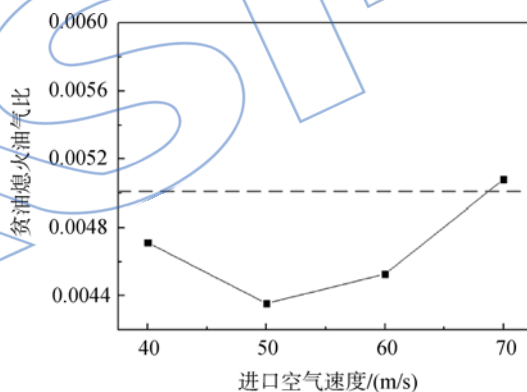


图 6 燃烧室贫油熄火油气比随进口空气速度的变化

Fig. 6 Lean blowout fuel-air ratio varying with inlet airflow velocity of combustor

2.3 燃烧效率性能

燃烧效率是燃烧室设计中的一个非常重要的性能参数。本文通过布置在燃烧室出口的 12 点双铂铑热电偶温度测得燃烧室在不同状态点的温度分布,应用热焓法计算燃烧效率,热焓法计算燃烧效率的公式为

$$\eta_b = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{t4} - \dot{m}_a h_{t3} - \dot{m}_f h_{t1}}{\dot{m}_f q_f}$$

式中 h_{t4} 为燃烧室出口燃气的滞止热焓(kJ/kg); h_{t3} 为燃烧室进口空气的滞止热焓(kJ/kg); h_{t1} 为燃油进口热焓(kJ/kg); $\dot{m}_a$, $\dot{m}_f$ 分别为空气和燃油的流量(kg/s); q_f 为燃油低热值,计算中取为 43 200 kJ/kg。

图7是在进口空气温度 $T=473\text{ K}$ 时燃烧室不同进口空气速度下燃烧效率随油气比的变化。从图中可以看出:①当燃烧室油气比不高于 0.03 时,各进口空气速度下对应的燃烧室燃烧效率都较高,接近完全燃烧,当燃烧室油气比高于 0.03 时,各进口空气速度下对应的燃烧效率均有所降低,但是不同进口空气速度下燃烧效率降低的幅度不同,其中进口空气速度为 70 m/s 时,燃烧效率降低的幅度最大,进口空气速度为 40 m/s 时,燃烧效率降低的幅度最小;②各工况下的燃烧效率均在 0.895 以上,燃烧室进口空气速度为 40 m/s 和 50 m/s 时,各油气比下的燃烧效率均不低于 0.95,燃烧效率较高;③同样的油气比下,进口空气速度越低,燃烧效率越高,也就是说进口空气速度低对燃烧效率是有利的。

从上述试验结果可以看出燃烧室的燃油雾化和油气混合性能优异,从燃油喷嘴喷出的燃油基本能在主燃区内完成快速高效的燃烧。

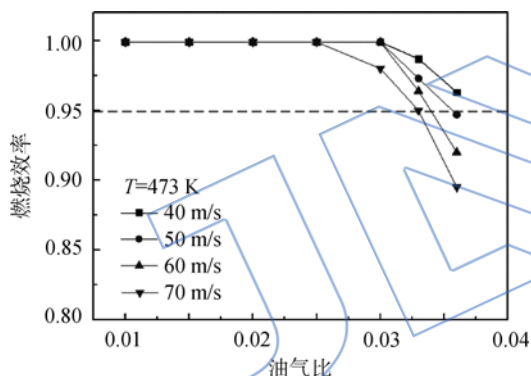


图7 燃烧室燃烧效率随油气比的变化

Fig. 7 Combustion efficiency varying with fuel-air ratio of combustor

2.4 出口温度分布

出口温度分布系数是高油气比燃烧室重点关注的又一性能参数,因为高油气比燃烧室出口温度极高,涡轮在极高温度的恶劣环境下正常工作,必须大幅度降低出口温度分布系数。就目前的燃烧室而言,一般要求其出口温度分布系数不高于 0.25,那么对于高油气比燃烧室,其出口温度分布系数应小于 0.25 或者更小。本文对燃烧室进口空气温度为 473 K 时,不同进口空气速度下大状态(本文指油气比高于 0.025)的出口温度分布进行了测量,获得了不同进口空气速度和油气比下的燃烧室出口温度分布系数。本文中出口温度分布系数定义如下:

$$\delta_o = \frac{T_{4\max} - T_{4\text{ave}}}{T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}}}$$

其中 $T_{4\max}$, $T_{4\text{ave}}$, $T_{3\text{ave}}$ 分别为出口测点最高温度、出口平均温度、进口平均温度。

图8为不同进口空气速度下燃烧室出口温度分布系数 δ_o 随燃烧室油气比的变化,由图可以看出,各工况下的出口温度分布系数变化不大,均在 0.1 左右,出口温度分布系数最小值为 0.0788,最大值为 0.1233,不仅能满足出口温度分布系数小于 0.25 的要求,还留有一定的裕度。结合燃烧效率可以看出,燃烧室在燃烧效率较高的同时,还有较小的出口温度分布系数,这说明燃烧室的燃油雾化效果好,油气混合均匀,燃油在主燃区内基本能够完成快速高效的燃烧。

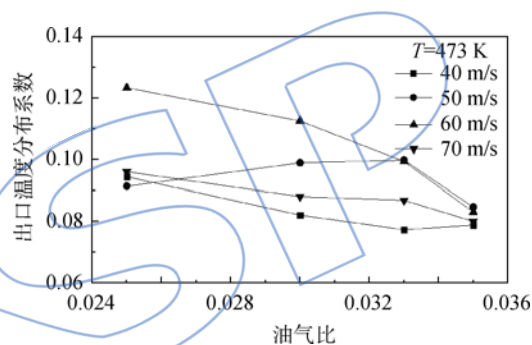


图8 燃烧室出口温度分布系数随油气比的变化

Fig. 8 Outlet temperature distribution factor varying with fuel-air ratio of combustor

3 结论

研究中设计了单头部矩形无掺混孔三级旋流器燃烧室试验件,在进口空气压力为常压、进口空气温度为 473 K,开展了不同进口空气速度(40~70 m/s)和不同燃烧室油气比(0.01~0.036)下的燃烧性能试验研究,获得了如下结果:

1) 随着燃烧室进口空气速度的增加,燃烧室点火油气比从 0.0115 增大到 0.0174。

2) 随着燃烧室进口空气速度的增加,燃烧室贫油熄火油气比变化不大,试验中该值大多在 0.005 以下,实际航空发动机慢车条件优于本文试验条件,因此,其贫油熄火性能应该优于本文试验结果,能够满足贫油熄火油气比小于 0.005 的要求。

3) 在同样的大状态油气比下,进口空气速度越低燃烧效率越高,进口空气速度为 40 m/s 和 50 m/s 时,各油气比下的燃烧效率均在 0.95 以上,燃烧效率较高,进口空气速度为 60 m/s 和 70 m/s

时,燃烧效率有所降低,试验中各工况下的燃烧效率均在 0.895 以上。

4) 试验各工况下的燃烧室出口温度分布系数变化不大,均在 0.1 左右,不仅能满足燃烧室出口温度分布系数小于 0.25 的要求,还留有一定的裕度。

5) 综合考虑试验中燃烧室的点火性能、贫油熄火性能、燃烧效率性能和出口温度分布,不仅可以验证采用三级旋流器的燃烧室火焰稳定工作范围宽、燃油雾化效果好、油气混合均匀、燃烧效率高优点,而且可以验证本文提出的对于高油气比燃烧室而言取消掺混孔的可行性,取消掺混孔可以使得高油气比燃烧室“争气”的局面得到缓解,同时试验结果还验证了本文提出的几个技术创新的可行性。

参考文献:

- [1] 林宇震,许全宏,刘高恩.燃气轮机燃烧室[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [2] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA 85-1292,1985.
- [3] 宁槐,高歌.燃烧室气动力学[M].北京:科学出版社,1987.
- [4] LI Guoqiang, Gutmark E J. Flow field measurement of triple swirler spray combustor[R]. AIAA-2002-4010,2002.
- [5] LI Guoqiang, Angier S, Lambolez O, et al. Experimental study of velocity flow field for a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2002-0618,2002.
- [6] LI Guoqiang, Gutmark E J. Experimental and numerical studies of the velocity field of a triple annular swirler[R]. ASME Paper GT2002-30069,2002.
- [7] LI Guoqiang, Gutmark E J. Combustion characteristics of a multiple swirl spray combustor[R]. AIAA-2003-0489,2003.
- [8] Zheng Q P, Jasuja A K, Lefebvre A H. Structure of air blast sprays under high ambient pressure conditions[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1997,119(3):512-518.
- [9] Jasuja A K, Tam C K. Determination of air blast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics[R]. AIAA 92-3232,1992.
- [10] 袁怡祥,林宇震,刘高恩.旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响[J].航空动力学报,2004,19(3):332-336.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. The effect of flow field and fuel spray of combustor with swirl cup on lean blowout limit at idle condition[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(3):332-336. (in Chinese)
- [11] 袁怡祥,林宇震,刘高恩.三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J].航空动力学报,2004,19(1):142-147.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Combustor dome design with three swirlers for widening the operation stability range[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(1):142-147. (in Chinese)
- [12] 吴治永,林宇震,刘高恩,等.基于CFD分析改进三旋流燃烧室头部设计[J].推进技术,2009,30(5):533-537.
- WU Zhiyong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Dome structure modification of a high temperature rise combustor based on CFD simulation[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(5):533-537. (in Chinese)
- [13] 刘伟,林宇震,刘高恩,等.低压条件下复合式多级旋流杯燃烧室燃烧效率研究[J].航空动力学报,2004,19(5):650-655.
- LIU Wei, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research of combustion efficiency of combustors using hybrid airblast atomizer under low pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2004,19(5):650-655. (in Chinese)
- [14] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册:第9册[M].北京:航空工业出版社,2000.
- [15] Mohammad B S, Jeng S M. Design procedures and a developed computer code for preliminary single annular combustor design[R]. AIAA-2009-5208,2009.