

文章编号: 1000-8055(2006)03-0502-06

稳定器流动 燃烧实验及 冷态大涡模拟研究

王 方¹, 许春晓¹, 王家骅², 范育新², 韩启祥²

(1 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;

2 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 蒸发式V型稳定器是一种适用于加力式涡扇发动机加力燃烧室的外涵稳定器, 本文在冷态实验中测量其流阻, 同时在热态实验中测量其工作范围, 并用大涡模拟对其冷态流场进行了三维全尺寸非稳态的数值模拟。分析表明, 多处的回流区的组织有利于增加稳定器的稳定工作范围。

关键词: 航空、航天推进系统; 蒸发式V型稳定器; 大涡模拟; 加力燃烧室

中图分类号: V 231.2

文献标识码: A

Experimental Studies of Flow and Combustion with a Flame-Holder and LES of the Flow

WANG Fang¹, XU Chun-xiao¹, WANG Jia-hua²,

FAN Yu-xin², HAN Qi-xiang²

(1 School of Aerospace,

Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2 College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Flow and combustion in a combustor using a V-gutter flame-holder with pre-vaporization for afterburners are studied by experiments and the cold flow is also studied by large-eddy simulation. The results indicate that this kind of flame holder can create multiple recirculation zones which lead to increasing the range of flame stabilization.

Key words: aerospace propulsion system; V-gutter flame-holder with pre-vaporization; large-eddy simulation; afterburner

加力式涡轮风扇发动机具有巡航油耗低, 开加力时推重比大的特点, 广泛应用在当代的歼击机上, 预期的下一代推重比15的军用发动机也采用加力式涡扇发动机方案^[1]。

火焰稳定器是加力燃烧室内的重要结构, 提高稳定器的性能可以扩大加力燃烧室的点火范围

和稳定工作范围, 从而提高发动机的整体性能。特别在进口气流温度低, 压力低, 速度高的情况下, 稳定器要有效的使燃气点燃, 燃烧稳定并达到较高的燃烧效率。蒸发式稳定器是适合在加力燃烧室工作的稳定器形式, 新型涡扇发动机的主稳定器也多采用这种形式。同时, 在不开加力的状态,

收稿日期: 2005-06-21; 修订日期: 2005-10-21

作者简介: 王方(1972-), 女, 辽宁本溪人, 清华大学航天航空学院博士生, 主要从事湍流燃烧的数值模拟的研究

加力燃烧室内的流阻越小越好, 也就是稳定器的流阻要小。

目前稳定器的研究手段仍然以试验为主, 数值模拟为辅。但是试验耗时费力花费很多, 研制周期也比较长, 而且在加力燃烧室中测量稳定器的流场和温度场几乎是不可能的。随着计算技术的迅猛发展, 数值模拟应该逐渐成为有效的先期研究手段, 得到难以测量的物理量, 加快研制进度。

设计所常用的加力燃烧室性能定量计算^[2]方法中, 稳定器的性能是以简单的经验参数的方式体现的。对熟悉的燃烧室, 这种方法快速而有效, 但对新的设计方案, 这种方法的普适性就难以确定了。采用雷诺应力平均方程计算整个加力燃烧室^[3]是比较经济而普适的方法。但是对于稳定器设计, 还需要更细化的方法。大涡模拟, 特别是湍流燃烧的大涡模拟(L ES)近年来受到越来越多的重视, 相对直接模拟, 大涡模拟计算量小, 可以模拟高雷诺数的复杂湍流流动, 揭示湍流结构, 有利于增加对湍流和反应相互作用在物理机制上的了解。对稳定器研究而言, 大涡模拟是普适的, 并具有高的计算精度, 以及可得到与燃烧震荡等相联系的非稳态的计算结果。作为第一步研究, 本文对冷热态流动进行了实验研究和对冷态流动进行了

三维全尺寸的大涡模拟研究。

1 冷态和热态实验研究

本文研究的蒸发式V 型稳定器原装于斯贝发动机, 结构示意图见图1。稳定器槽宽42 mm, 流向长度52 mm, 横向长度94 mm, 二股气进气缝宽度3 mm, 蒸发管直径 12 mm, 蒸发管前方的进气口宽14.5 mm, 高9.5 mm, 中间有1 mm 的溅板。蒸发管周向上下对称两孔一组, 总共4 组。首先进行冷态试验, 试验设备如图2 所示。进气流量3 360 m³/h, 表压7 000 Pa, 试验段宽 100 mm, 高 150 mm。

测量进出口总压采用单点皮托管和U 型水柱压力计, 每个测量截面取一半面积布置测量点, 每个截面布置70 个测量点。静压由壁面小孔和和U 型水柱压力计测量, 进口静压与总压的测量点在同一个截面上, 并且与壁面持平。测量中水柱波动时的读数取波动幅值的算术平均值。冷态测量结果见表1。截面平均总压是测量截面所有测量点总压的算术平均值, 总压损失就是前后测量截面的平均总压之差。

热态试验设备见图3。进气由压气机供给, 节流阀调节流量, 一部分气流经过加热器用直燃法

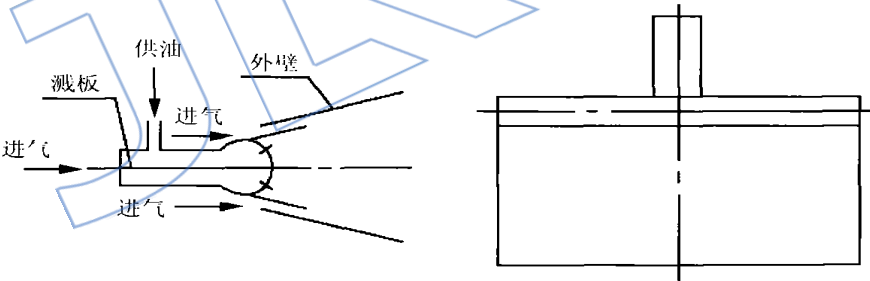


图1 蒸发式V 型稳定器结构示意图

Fig 1 The scheme of a vapor V-gutter flame-holder

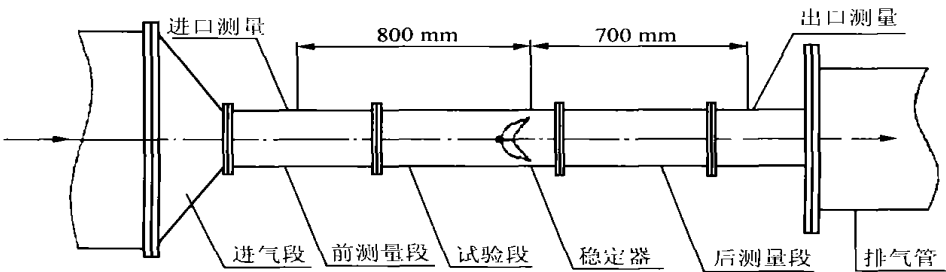


图2 冷态试验段示意图

Fig 2 The scheme of the cold-flow test

表1 冷态测量结果及其与模拟结果比较

Table 1 The comparison between the cold-flow test and LES prediction

	进口平均总压/Pa	出口平均总压/Pa	总压差/Pa
无稳定器	5 189.7	4 234.2	955.5
有稳定器	5 605.0	3 594.1	2 011.0
模拟有稳定器	5 262.3	3 561.7	1 700.6

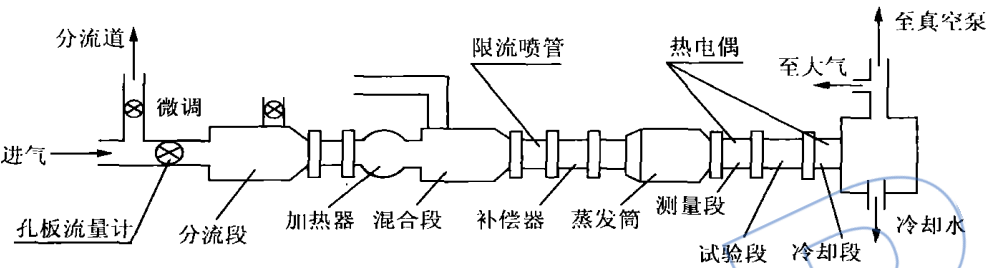


图3 试验设备

Fig 3 Experimental set-up

加温,加温后与纯空气掺混达到预定的试验段进口温度。在试验段前用热电偶测量温度,用三点静压的平均代表来流压力。来流流量用孔板流量计测量。试验段宽100 mm,高150 mm,稳定器安装在距试验段进口约150 mm 处。试验用电嘴点火。

通V 型稳定器已经不能点火。可见蒸发式V 型稳定器非常适合在外涵低温低压高速的气流中工作。

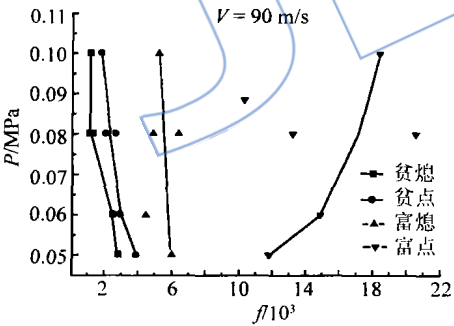


图4 稳定工作范围和点火范围随压力变化

Fig 4 Stabilization and ignition limits vs as the pressure

参考涡扇发动机加力燃烧室的工作条件,试验段进口温度是500℃,流速90,120和110 m/s,进口压力0.1,0.08,0.06和0.05 MPa。以进入稳定器的油量与流道内的全部空气量之比定义的名义油气比f 统计试验结果(见图4和图5),点火范围和稳定工作范围都很宽。热态试验中,在来流0.8 MPa,40 m/s和500℃条件下,槽宽相同的普

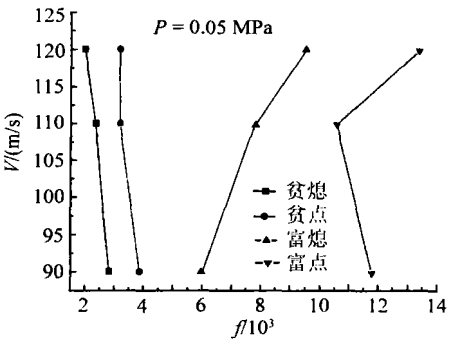


图5 稳定工作范围和点火范围随速度变化

Fig 5 Stabilization and ignition limits vs as the velocity

2 数值模拟

在文献[4]中,放置在矩形通道中的三角形钝体很类似加力燃烧室中的V 型稳定器,所以用其冷态试验数据验证本文的大涡模拟计算程序。

2.1 数学模型和数值方法

隐式过滤后得到的不可压LES 方程组:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_i) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j) =$$
$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \tilde{P}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

其中的亚网格应力定义为: $\tau_{ij} \equiv \rho u_i u_j - \rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j$, 采用文献[5]中的动态 Smagorinsky-Lilly 涡粘性模型封闭方程组。

验证算例的网格尺寸在 1.45~2.83 mm 之间, 总网格数约 10 万个, 模拟算例的网格尺寸在 0.25~2.1 mm 之间, 总网格数约 140 万个。稳定后的计算时间步长是 0.01 ms, 在每一时间步上,

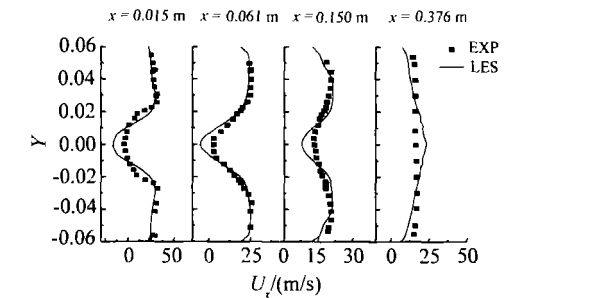


图6 平均速度
Fig 6 The time-averaged velocity

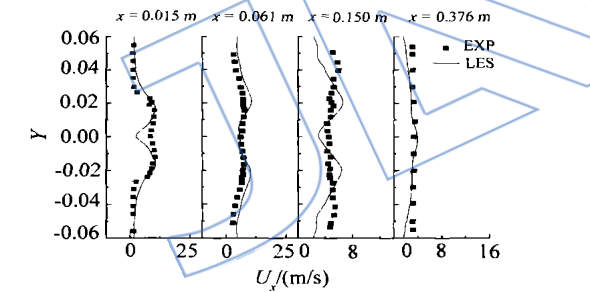


图7 速度脉动均方根值
Fig 7 The root mean square value of fluctuation velocity

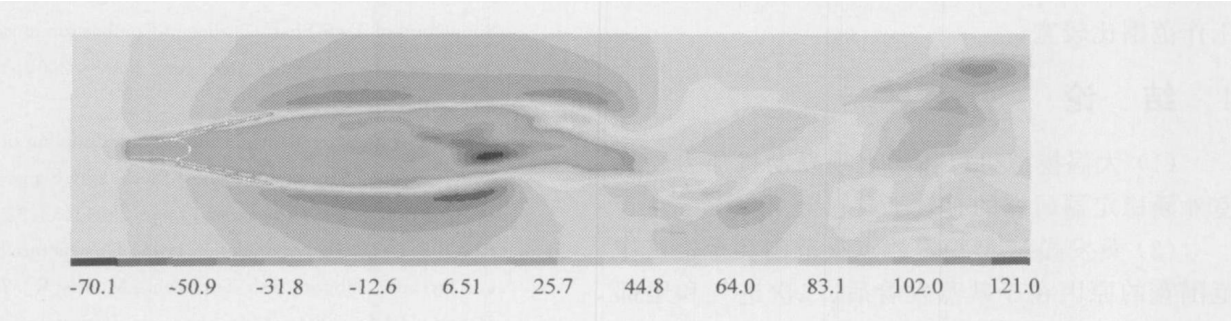


图8 中心对称面瞬时流向速度等值线图 (m/s)
Fig 8 The instantaneous flow-direction velocity map (m/s)

迭代收敛不超过25步。用有限容积法离散过滤后的控制方程, 空间和时间都采用二阶格式。压力速度耦合采用PISO算法。运行环境是双3.0 G Intel Xeon CPUs, ECC DDR 2 048 M 内存。

2.2 验证算例

图6和图7是计算值与文献中实验值的对比, 说明计算程序是可行的。

3 模拟结果和讨论

冷态试验压力损失的对比见表1, 总压差的预报接近试验值, 说明计算结果可以作为稳定性分析的依据。

如果以稳定器的槽宽作为特征尺度, 大涡模拟的冷态流动的雷诺数约为 1.7×10^5 , 是充分发展的湍流流动。即使是进口120 m/s的情况, 来流马赫数也不超过0.3, 仍然是不可压流场。所以, 模拟得到的冷态流场不但可以分析流阻, 而且还可以对热态试验的稳定性进行分析: 在点火前稳定器和点火电嘴附近的燃油浓度分布会因为供油量不同而变化, 但速度分布是很接近的。模拟得到的瞬时速度场和涡量场见图8、图9和图10。从瞬时速度图可见, 稳定器后部的速度场有准周期的变化, 压力场也会随之变化。在测量流阻的时候, 稳定器后方的皮托管的指示数一直在变, 测量时是取压力变化的算术平均值。这也是计算值和实验值有差别的一个原因。

热态实验的时候, 燃油通过供油管喷射到稳定器前方进气管内的溅板上, 主要通过油膜雾化和进入的空气混合。油气在蒸发管内进一步掺混, 然后从蒸发管后8个小孔喷出, 进入稳定器后点火电嘴附近。试验中通过观察窗看到稳定器工作稳定, 点火顺利。在点火和燃烧中随着供油量增加, 蒸发管后部的蓝色火焰向黄色火焰转变, 并且

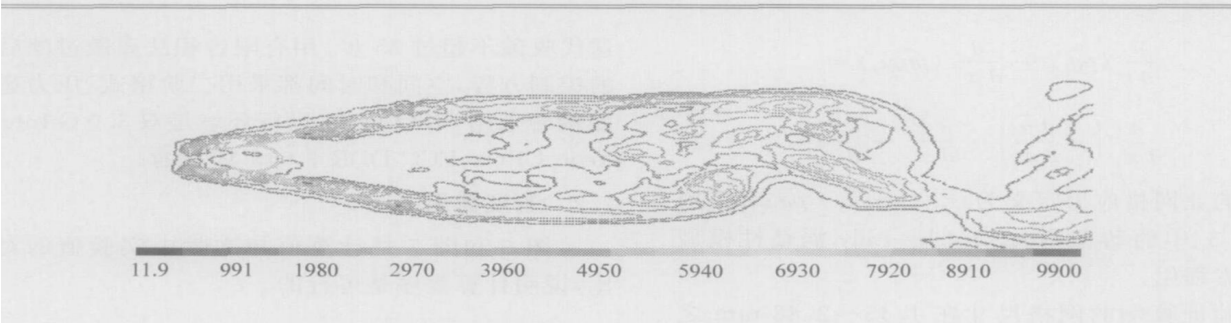


图9 中心对称面瞬时涡量等值线图 (s^{-1})

Fig 9 The instantaneous vorticity map (s^{-1})

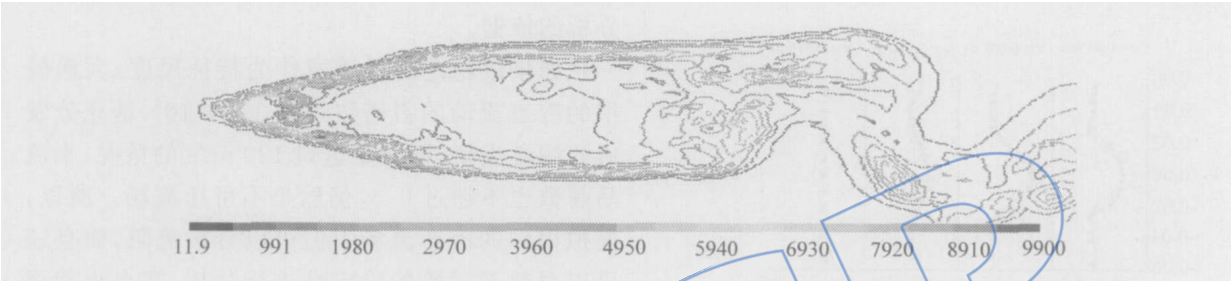


图10 蒸发管有小孔截面瞬时涡量等值线图 (s^{-1})

Fig 10 The instantaneous vorticity map for the case with a prevaporization tube (s^{-1})

随着油量加大,黄色火焰区移向下游。因此猜测使火焰稳定的回流区不止蒸发管后一处,在二次进气以及外壁后方都会有回流区结构。从计算出的涡量图可见,稳定器后部有丰富的回流区结构,在蒸发管后部,缝隙后部和外壁后部都有回流区结构。蒸发管喷出的油气第一步可以在小孔形成的回流区内与周围空气混合,接着,在缝隙后部和外壁后部的回流区内与新鲜空气混合。可见,当油量很少的时候,小孔后方就可以形成接近恰当油气比的混气,使得点火成功,所以在热态实验中这种稳定器的贫油工作范围很宽。随着油量增加,从缝隙进来和从外壁后部进来的新鲜空气和稳定器后的混合油气继续掺混,使得点火电嘴附近的油气维持在点火油气比之内,从而这种稳定器的富油工作范围比较宽。

4 结 论

- (1) 大涡模拟可以作为涡扇发动机加力燃烧室外涵稳定器研究的有效工具;
- (2) 蒸发式V型稳定器点火范围和稳定工作范围宽的原因在于其蒸发管后、二次进气和尾部多处不同位置回流区的组织。

参考文献

[1] 陈大光,张津,朱之丽 推重比15一级发动机有关总体性能的关键技术和难点分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 7~12
Chen Daguang, Zhang Jing, Zhu Zhili Performance Related Key Technologies and Difficulties of Engines with Thrust-to-Weight Ratio up to Level of 15[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(1): 7~12

[2] 王泽军 涡扇发动机加力燃烧室热阻损失的计算[J]. 航空发动机, 1994(4): 9~14
Wang Zejun Hot Resistance Loss Calculation of the Turbine Fan Engine Afterburner[J]. *Aeroengine*, (4): 9~14

[3] 章诚,叶桃红,陈义良,等,三维加力燃烧室两相湍流燃烧的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 397~400
Zhang cheng, Ye Taohong, Chen Yiliang, et al Numerical Simulation of Two-Phase Turbulent Combustion in a 3-D Afterburner [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(14): 397~400

[4] Giacomazzi E, Battaglia V, Bruno C. The Coupling of Turbulence and Chemistry in a Premixed Bluff-Body Flame as Studied by LES[J]. *Combustion and Flame*, 2004, 138: 320~335

[5] Kim S E. Large-Eddy Simulation Using Unstructured Meshes and Dynamic Subgrid-Scale Turbulence Models [R]. *Technical Report AIAA - 2004-2548, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 34th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, June 2004*