

文章编号: 1000-8055(2007)05-0714-07

尾缘吹气稳定器初始雾化场实验 及对燃烧计算的改进

马文杰, 张 羽, 杨 阳, 樊未军, 杨茂林
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 利用激光测雾仪(PDA)对尾缘吹气式火焰稳定器尾缘出口的初始雾化场进行了实验研究,在静止空气中测量了尾缘出口下游不同截面上的各点处的液滴直径、速度等参数,分析了雾化场结构,初步探讨了初始雾化场的特征.同时,根据初始雾化场的实验结果给出燃烧数值模拟的初始雾化条件,并把计算结果与燃烧实验数据和经验数值计算结果进行对比,分析了实验初始雾化场数据对燃烧数值计算的改进效果.结果表明,初始雾化场实验数据对燃烧室出口温度分布及燃烧效率的计算,都有一定程度的改进,其中对燃烧效率计算的改进效果更为明显.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火焰稳定器; 尾缘吹气; 雾化; 数值计算
中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A

Experimental study on initial spray field of EBMC flame holder and the improvement in the numerical simulation of combustion

MA Wen-jie, ZHANG Yu, YANG Yang, FAN Wei-jun, YANG Mao-lin
(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An experimental study on initial spray field of edge blowing mixture curtain (EBMC) flame holder was conducted using a particle dynamics analyzer (PDA). The droplet diameter and velocity of the spray were measured downstream of the flame holder at different locations in static air. The feature of initial spray field was analyzed. The initial spray conditions for the numerical simulation of combustion was given based on the experimental results of initial spray field. The calculated results were compared with the experimental data and the empirical calculated data. The results indicate that the application of initial spray field experimental data to the numerical combustion simulation improves the calculated results of temperature distribution and combustion efficiency, and the improvement in the calculation of combustion efficiency is especially obvious.

Key words: aerospace propulsion system; flame holder; edge blowing mixture curtain (EBMC); atomization; numerical simulation

现代航空发动机加力燃烧室技术的发展对火焰稳定器提出了更高的要求,针对这种现状,北航提出了一种机械与气动稳定相结合的尾缘吹气式

火焰稳定器^[1-2],并做了进一步的研究工作^[3-4].这种稳定器槽宽窄,且为流线型头部,不加力时流阻损失小;加力时油和气通过稳定器内的喷油杆喷

收稿日期: 2006-04-20; 修订日期: 2006-07-05

作者简介: 马文杰(1978-),男,山西大同人,博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究.

出,在稳定器腔内互击雾化形成油气混气,然后经稳定器尾缘的缝隙喷出,扩大了回流区,同时混气射流在稳定器后形成一定的燃油浓度分布,有利于火焰稳定和燃烧效率的提高。

尾缘吹气式火焰稳定器尾缘出口的初始雾化场对燃烧性能有着很重要的影响,以前尚未对该雾化场进行过实验研究。本文一方面对初始雾化场的结构进行了实验和分析,为该稳定器的性能研究提供依据。另一方面,将初始雾化场的实验结果初步应用到燃烧数值计算中,并结合经验数值计算结果,分析了实验初始雾化场数据对燃烧数值计算的改进效果。

1 尾缘吹气稳定器尾缘出口初始雾化场实验

1.1 试验件、实验装置

实验所用稳定器为二元流线型,展向长 170 mm,流向长 60 mm,尾缘吹气缝宽为 1 mm,稳定器内的喷油杆上布置了 3 个气动雾化喷嘴,喷嘴之间的间距为 40 mm。气动雾化喷嘴油孔直径为 0.5 mm,每个油孔周围布置 4 个气孔,气孔直径为 1.5 mm。稳定器结构示意图见图 1。

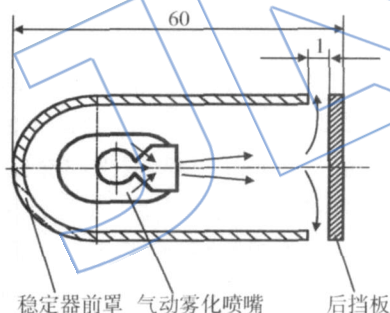


图1 尾缘吹气式稳定器结构示意图

Fig.1 Schematic of the EBMC flame holder

实验采用水代替煤油,用一个耐压水罐提供实验所需的液体工质。为了保证实验中的液压稳定,使用一个高压贮气瓶(最高压力 10 MPa)提供连续、稳定的压力,用减压阀对液压进行调控。由暂冲式气源和贮气罐提供高压空气,用手动球阀调节空气压力,用浮子流量计测量空气流量。

1.2 测量系统、测量方法

实验的测量仪器采用二维激光测雾仪(PDA)。PDA的发射镜头和接收镜头固定在二维位移机构上,其位移方向及位移步长由计算机控制。

实验的测量坐标如图 2 所示,坐标原点 O 位

于稳定器长缝的出口面中心。 z 轴垂直缝口平面,测量时,沿 z 轴选取多个测量截面。 x 轴沿缝宽方向, y 轴沿缝长方向。测量前,用手动机构沿 z 向将光束移动到选定的 z 截面,用计算机分别设置 x, y 方向的测量起始坐标、位移步长和测量点数,然后就可以由计算机控制,沿 x, y 方向分别进行自动测量。测量的数据用 PDA 的专用软件进行处理。

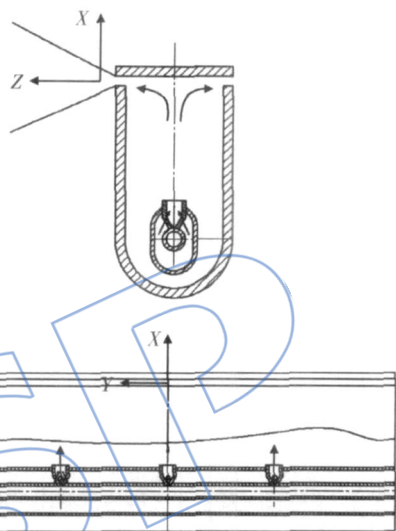


图2 实验测量坐标系

Fig.2 Test coordinates

1.3 实验结果与分析

1.3.1 雾化过程分析

参见图 1 所示,液体喷出气动雾化喷嘴后被一次雾化,然后飞溅到后挡板上被二次雾化,再与气流在稳定器腔内进行掺混后,液雾随气流从稳定器宽度为 1 mm 的长缝喷出,形成第三次雾化。由此可见,整个雾化过程比较复杂,需要综合考虑多个因素的影响。图 3 是在某典型工况下的从 x 向和 y 向拍摄的雾化照片,从照片可以看出,液雾从稳定器两侧的长缝喷出后,形成一个沿长缝方向的雾化锥。由照片可以看出,在稳定器尾缘出口处,并不是喷嘴正对的位置形成雾锥,而是在大约每两个喷嘴之间的位置形成液雾较浓的雾化锥。这一点也可以从图 4 的试验数据中看出。

1.3.2 单一液气条件下的雾化场分析

为了分析尾缘吹气稳定器的雾化场结构,选定液压 p_L 为 0.6 MPa,气压 p 为 0.5 MPa,分别在 z 向距离为 10, 30, 60, 100 mm 的截面上,沿 x, y 向进行测量, z 向速度 U 和 SMD 的测量结果分别如图 4 和图 5 所示。

从图 4 的 z 向速度 U 的变化曲线可以看出,

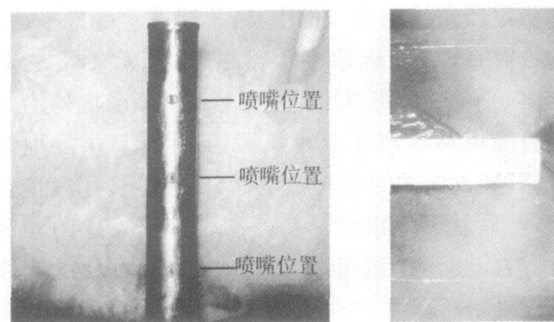


图 3 某工况下的雾化照片
Fig. 3 Spray pictures

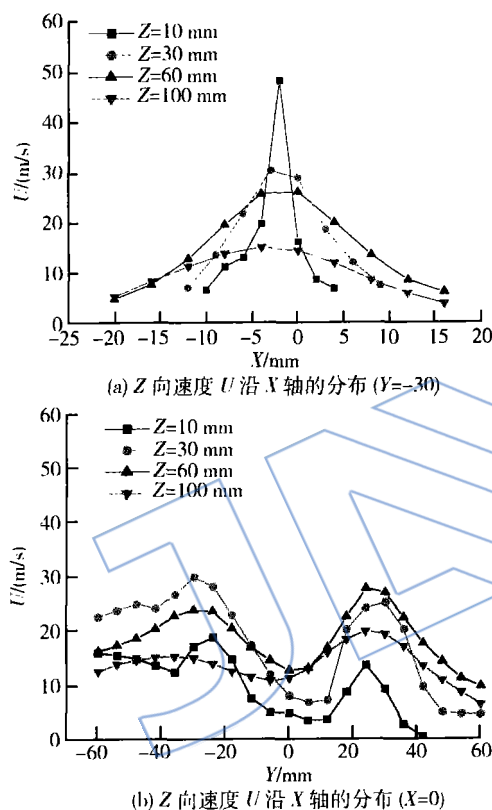


图 4 Z 向速度 U 的变化曲线
Fig. 4 Distribution of velocity U

Z 向速度 U 沿 X 呈正态分布,在对称面 ($X \approx 0$) 处, U 具有峰值,随 $|X|$ 的增加,速度迅速下降,但随着 Z 向距离增加,速度峰值由大变小,沿 X 向的速度变化趋于平缓.值得注意的是, Y 向曲线并没有在雾化喷嘴所在的 $Y = 0$ 和 $Y = \pm 40$ mm 处出现三个波峰,而在大约 $Y = \pm 25$ mm 处出现两个波峰,参照图 3 的照片和图 2 分析,这是因为,当气动雾化喷油杆不置于稳定器内的时候确实是在喷嘴所在的位置形成三个较浓的雾锥,但当喷油杆置于稳定器内的时候,雾锥遇到稳定器后挡板剧烈撞击后,液雾会沿 Y 轴向两边喷溅扩散,三

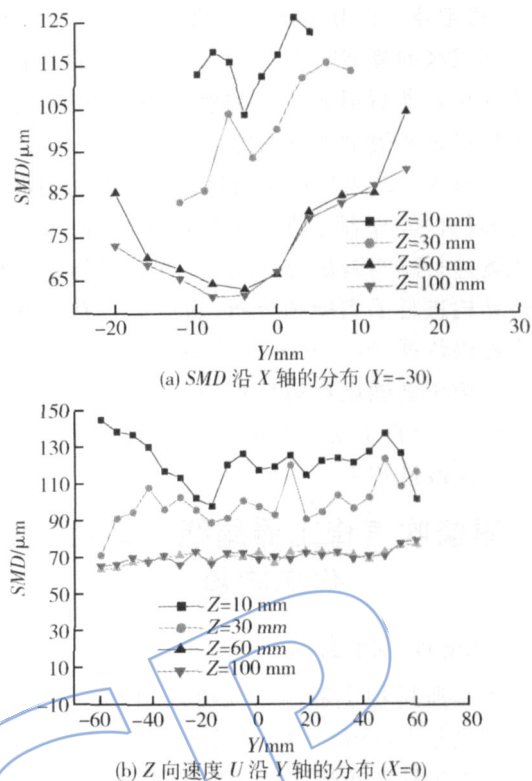


图 5 SMD 的变化曲线
Fig. 5 Distribution of SMD

个雾锥在稳定器后挡板碰撞、叠加后,在尾缘出口长缝上形成偏离喷嘴位置的两个雾锥.

从图 5 可以看出, SMD 随 Z 向距离的增加而减小,当 Z 小于 60 mm 时, SMD 减少的趋势很明显,当 Z 大于 60 mm 以后,减少的趋势不大.这说明雾滴从尾缘的小缝喷出后,在气流中继续被剪切,破碎成更小的颗粒.但随着出口距离的增加,气流速度也急剧下降(可由雾滴 Z 向速度 U 的变化看出),对雾滴的剪切力减小,所以到一定距离以后,雾滴直径变化不大.

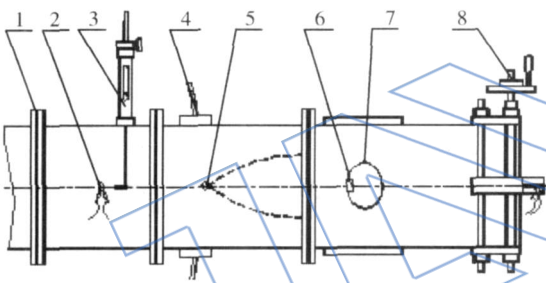
从图 5 还可以看出,随着 Z 向距离的增加,雾滴沿 X 向分布的范围变宽,当 $Z = 10, 30$ mm 时,曲线的两端有下降的趋势,这是因为在主雾区的外侧,测量的是由气流从主雾区中裹挟出来的小颗粒,所以 SMD 比较小.在主雾区内, SMD 总的变化趋势是靠近对称面减小,远离对称面增大,在对称面处, SMD 最小.可见主雾区的中心雾化好,两侧雾化相对较差,这是由于气流在中心比两侧的速度高(可由雾滴 Z 向速度 U 的变化看出),对雾滴的气动剪切力大所致.同时曲线呈不对称分布,在 $X > 0$ mm 处, SMD 比较大,说明靠近后挡板的一侧,液雾颗粒较大,这可能是碰壁液珠在挡板处形成的积液,在缝口被再次雾化所致.

从图 5 的 Y 向曲线可以看出,沿 Y 向 SMD 的变化趋势不明显,这说明液体从喷嘴喷出后,在后挡板上飞溅开来,然后在稳定器腔内被气体剪切,搅匀,从长缝喷出后, SMD 的分布没有明显的规律,但随着 Z 向距离的增加, SMD 的分布趋于均匀,这由图中可以明显看出。

2 实验初始雾化场对燃烧数值计算的初步改进

2.1 燃烧试验

为了验证实验初始雾化场对燃烧数值计算的改进情况,取作者在北航二元加力试验台上进行尾缘吹气稳定器系列燃烧试验中的两组典型实验结果作为对比标准。该燃烧试验装置如图 6 所示,燃烧室出口温度和压力采用温度压力组合探针来测量,为了与数值计算结果进行对比,下面给出燃烧段出口截面的测点分布,横排 5 个测点,纵排 9 个测点,如图 7。



1. 整流网板;2. 热电偶;3. 总静压探针;4. 静压探针;
5. 前喷油杆;6. 火焰稳定器;7. 观察窗;8. 测量耙子

图 6 三元加力燃烧试验台示意图

Fig. 6 Schematic of combustion test facility

燃烧试验在两个工况下进行:

工况 A :燃烧段进口温度 $T = 573\text{ K}$,进口速度 $V = 77\text{ m/s}$;稳定器供油量为 14 g/s ,尾缘吹气量为 20 g/s (与初始雾化实验保持一致)。

工况 B :燃烧段进口温度 $T = 773\text{ K}$,进口速度 $V = 89\text{ m/s}$;稳定器供油量为 14 g/s ,尾缘吹气量为 20 g/s (与初始雾化实验保持一致)。说明:在此工况下,由于试验数据的对称性较好,只测量了通道出口截面的上半部分,试验数据处理时采用上下对称的方式。

2.2 燃烧数值模拟

燃烧数值模拟采用 FLUENT6.1 作为计算平台,为了减少计算量,以燃烧通道的中心面为对称面,取其一半作为计算域,计算网格系统如图 8 所示,计算取与燃烧试验完全相同的工况 A 和工况 B。

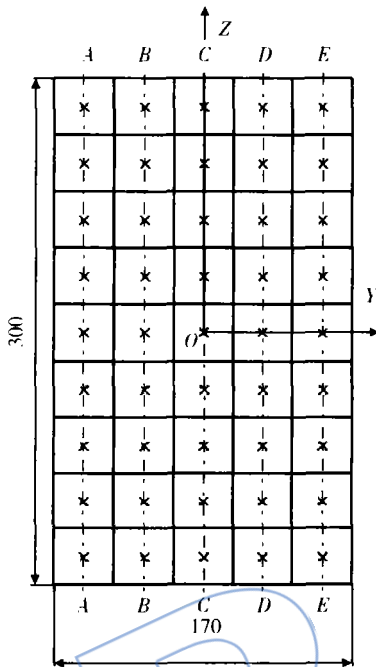


图 7 燃烧段出口的测点分布图

Fig. 7 Positions of measured points of exhaust outlet

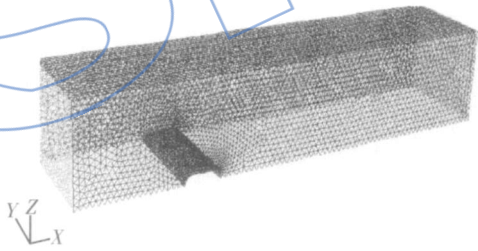


图 8 计算域及网格系统

Fig. 8 Calculation field and meshing

2.2.1 采用初始雾化场试验数据的燃烧数值模拟

为了将初始雾化实验数据应用于尾缘吹气稳定器的燃烧数值模拟,将尾缘吹气稳定器的尾缘长缝分为 8 个小面,如图 9 所示,垂直纸面向外为 Z 轴正方向。取液压 p_L 为 0.6 MPa ,气压 p 为 0.5 MPa 时的初始雾化实验结果(主要参照 $Z = 10\text{ mm}$ 截面的测量数据),将其所反映的粒子速度、大小和通量的数量级和大致分布规律体现在计算的输入条件中,并沿 X 轴作对称处理,见表 1。

2.2.2 经验的燃烧数值模拟

由于尾缘吹气稳定器内采用气动雾化喷油杆,因此,以往燃烧数值模拟的尾缘出口初始雾化条件的给定,是根据气动雾化喷嘴的经验数据给出的。在本文的计算中,尾缘气液比为 1.43,尾缘射流速度为 50 m/s ,根据文献[5]提供的曲线,给出近似的尾缘粒子 $SMD = 70\text{ }\mu\text{m}$,燃油的 Z 向速

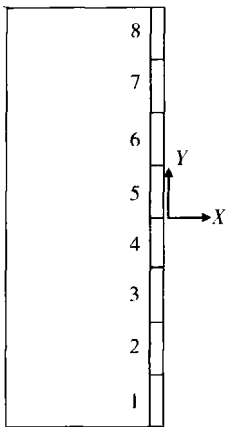


图 9 尾缘吹气稳定器俯视图

Fig. 9 Top view of the EBMC flame holder

度与尾缘的空气射流一致,并且认为燃油粒子的速度、直径和通量沿长缝均匀分布.

表 1 初始雾化条件的给定

Table 1 Data of initial spray field

面	Z 向速度/ (m/ s)	SMD/ (μm)	通量/ (g/ s)
1	15.8	145	0.146
2	14	135	1.167
3	18	110	1.458
4	5	125	0.729
5	5	125	0.729
6	18	110	1.458
7	14	135	1.167
8	15.8	145	0.146

2.3 计算结果与燃烧试验结果的对比分析

参照图 7 所示的测点分布,在 A 和 B 两个工况下,将燃烧试验结果与两种计算结果的燃烧段出口截面数据进行对比,分别给出燃烧段出口典型截面 B-B, C-C, D-D 上的温度分布,如图 10 至图 15 所示.从图 10 至图 15 的温度分布图中都可以看出,采用初始雾化场实验数据的计算结果在趋势上与试验结果相同,靠近壁面两端的温度值与试验结果比较接近;而经验计算结果与试验结果的分布趋势相比较,在端部都出现了向右的拐点,在工况 A 和 B,温度值在端部都相差 100 K 以上.在图 10 至图 15 的大部分图中,两种数值模

拟结果的中心温度峰值与试验结果都有较大的差别,但总体来看,采用初始雾化实验数据的计算曲线比经验计算曲线有了较大程度的改进.

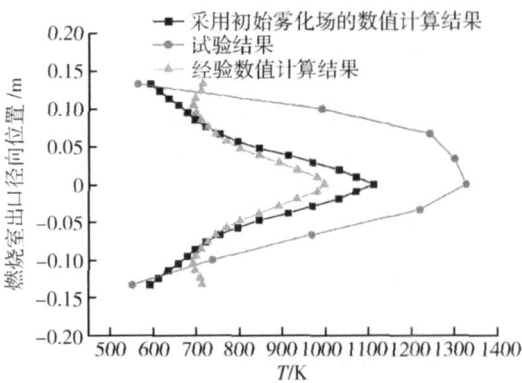


图 10 B-B 截面的数据对比(工况 A)

Fig. 10 Comparison of temperature distribution in line B-B (case A)

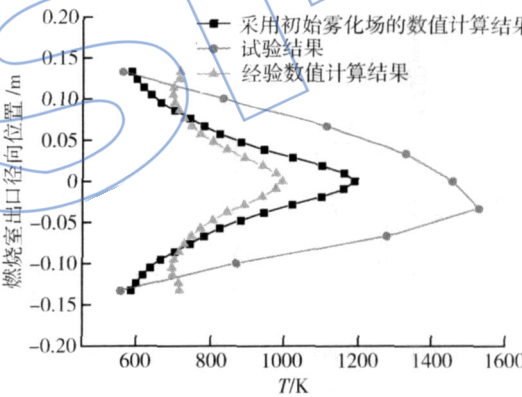


图 11 C-C 截面的数据对比(工况 A)

Fig. 11 Comparison of temperature distribution in line C-C (case A)

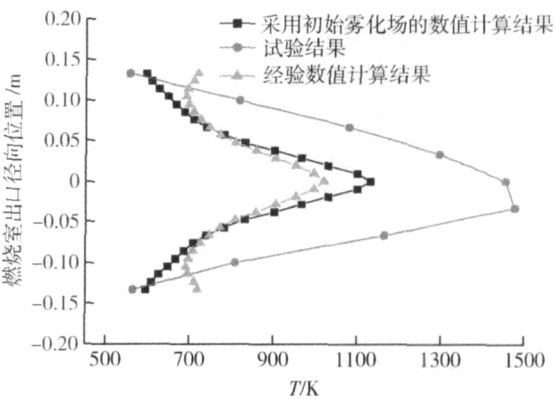


图 12 D-D 截面的数据对比(工况 A)

Fig. 12 Comparison of temperature distribution in line D-D (case A)

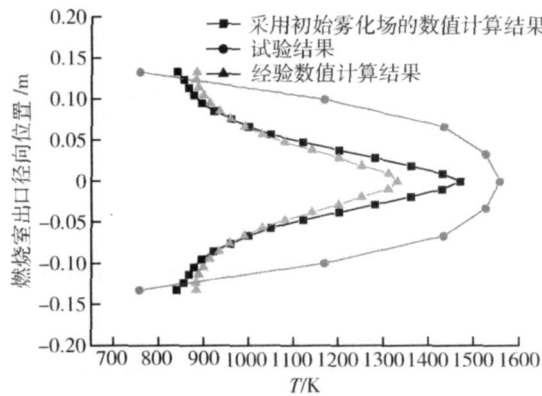


图 13 B-B截面的数据对比(工况 B)
Fig. 13 Comparison of temperature distribution in line B-B (case B)

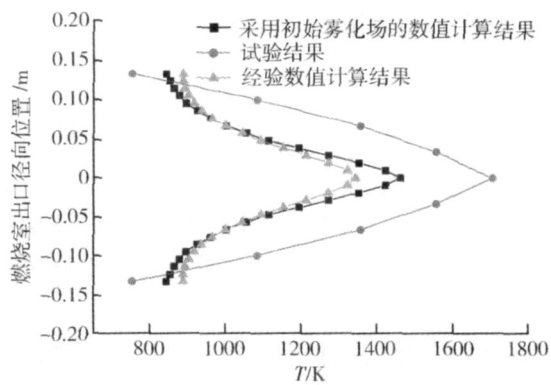


图 15 D-D截面的数据对比(工况 B)
Fig. 15 Comparison of temperature distribution in line D-D (case B)

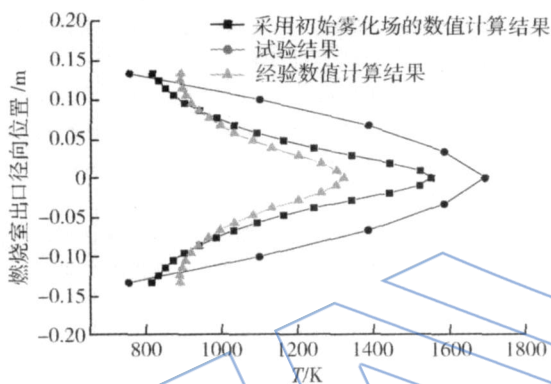


图 14 G-C截面的数据对比(工况 B)
Fig. 14 Comparison of temperature distribution in line G-C (case B)

为了进一步比较,表 2 给出了 A,B 两个工况下,试验和计算的燃烧段出口截面质量加权平均温度对比情况.可以明显看出,采用初始雾化场试验数据计算的出口平均温度比经验计算结果更接近试验值,A、B 两个工况下的相对误差都大约减小了一半,也就是说,采用初始雾化实验数据可以在一定程度上改进燃烧效率的模拟.

可以理解,采用初始雾化场试验数据后,数值模拟的燃油浓度分布和流场应该比经验计算给出的更合理、更接近真实,因此,曲线的趋势与温度值会比经验计算曲线更接近试验曲线.但是,比较图 10 至图 15 中沿 B-B 至 D-D 三条直线的中心温度峰值可以看出,两种计算结果与试验值的差别都较大(在工况 B 情况下要好一些),这是因

表 2 不同工况下,计算与试验的出口截面质量加权平均温度比较

Table 2 Comparison of computational and experimental mass weighted average temperature of exhaust outlet (case A and case B)

比较内容	A 燃烧段出口质量加权 平均温度/ K	相对误差/ %	B 燃烧段出口质量加 权平均温度/ K	相对误差/ %
燃烧试验	682		959	
用初始雾化场的燃烧数值计算	722.9	6.0	978.8	2.1
经验数值计算	769.6	12.8	1 001.5	4.4

为,计算采用快速反应 PDF 燃烧模型,假定反应迅速达到平衡,这与煤油的复杂反应机理还有一定的差异,此外,标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,没有体现出湍流运输的各向异性,因此会使计算与实验的温度峰值有较大的差异;但是,由表 2 中的出口截面平均温度来看,两种计算与试验结果的差异远没

有温度分布的差异大,这是因为,出口截面的平均值是湍流、燃烧等计算模型对出口密度、速度和温度等参数综合作用的结果.本文采用静止空气中的初始雾化场数据,初步探讨是否能对燃烧计算有所改进,结果表明,这种方法可以在一定程度上改进燃烧温度分布的计算和燃烧效率的模拟,而

且对效率计算的改进更加显著一些。

3 结 论

(1) 液雾从稳定器尾缘两侧的长缝喷出后,形成沿长缝方向的雾化锥。液雾在 x 方向的分布特点是雾锥中心比雾锥边缘的雾化更细。液雾在 y 方向的分布特点是,液雾在大约每两个喷嘴中间的位置形成速度波峰和雾化锥,并不是在喷嘴正对的位置;雾化随着稳定器出口下游(z 向)位置的增加趋于均匀。液雾在 z 方向的分布特点是随着 z 向位置的增加,雾化变好,但到了一定位置以后,雾化效果基本不变。

(2) 尾缘吹气稳定器燃烧数值模拟时,假设尾缘出口液雾粒子速度、大小及通量沿长缝均匀分布是不合理的;将尾缘吹气稳定器在静止空气中的尾缘出口初始雾化场 PDA 测量数据初步应用于燃烧数值模拟,可以在一定程度上改进燃烧数值计算结果,使得计算曲线的分布趋势更接近试验曲线,对效率计算的改进更加明显。下一步可以采用带有来流空气的初始雾化场的测量数据,可能会进一步改进燃烧计算的结果。

参考文献:

- [1] 杨茂林,全中,白兴艳,等.尾缘吹气式火焰稳定器试验研究[J].航空动力学报,1998,13(2):185-188.
YANG Maolin, QUAN Zhong, BAI Xingyan, et al. Experimental Investigation on EBMC flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 185-188.
- [2] 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.
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.
- [3] YUE Lianjie, LIU Baojie, XIONG Jianqiu, et al. Experimental study on cold flow field behind the EBMC flameholder by PIV[R]. Fifth CAE-NAL Workshop, Advanced Gas Turbine Technologies, 1999.
- [4] 岳连捷,熊建秋,樊维均,等.尾缘吹气式火焰稳定器燃烧性能研究[J].航空动力学报,2001,16(4):345-349.
YUE Lianjie, XIONG Jianqiu, FAN Weijun, et al. Research on combustion performance of the edge blowing mixture curtain flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 345-349.
- [5] 《航空发动机设计手册》总编委会编.《航空发动机设计手册》第9册 主燃烧室[M].北京:航空工业出版社,2000.