

文章编号:1000-8055(2012)04-0861-07

微型涡喷发动机蒸发管性能测试 及燃烧室数值模拟

覃文隆, 樊未军, 张 韬, 王伟俭, 张荣春

(北京航空航天大学, 能源与动力工程学院,
航空发动机气动热力国家极重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 根据 40 daN 级低成本弹用微型涡喷发动机燃烧室的性能要求, 设计了一种蒸发管供油的环形燃烧室. 文章先设计实验对蒸发管的雾化性能和蒸发率进行测试, 再参照测试结果, 运用计算流体动力学 (CFD) 方法对微型涡喷燃烧室进行数值模拟. 计算结果表明, 燃烧室设计合理, 各项性能均达到了设计点要求.

关 键 词: 微型涡喷发动机; 蒸发管; 性能测试; 燃烧室; 数值模拟

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Performance test of micro turbojet engine's evaporator and numerical simulation of the combustor

TAN Wen-long, FAN Wei-jun, ZHANG Tao,
WANG Wei-jian, ZHANG Rong-chun(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: An annular combustor supplied by evaporator for a micro turbojet engine which was used for 40 daN level missile was designed. The evaporator's atomization and evaporation rate data was obtained by test and then used for the numerical simulation of the combustor. The CFD (computational fluid dynamics) simulation shows the structure of the combustor is reasonable and the performance meets the design point's requirements.

Key words: micro turbojet engine; evaporator; performance test; combustor;
numerical simulation

20 世纪 70 年代以后, 微型涡喷发动机 MTE (micro turbine engine) 以其功率大、质量轻、排放小、可靠性高的优势逐渐成为各国政府研究的重点^[1-2]. 在军事上一台高性能的 MTE 是无人机、小型制导武器、滞空武器等发展的坚实保障, 在民用上分布式发电机组、便携式电源等的发展也主要依赖于 MTE 的发展^[3-4]. 美国对 MTE 研究开展最早, 也是取得成果最多的国家. 在上世纪 60

年代, 美国就研究出了微型涡喷发动机 WR2-1, 它是大名鼎鼎的战斧式巡航导弹的发动机的先驱机型^[5]. 经过几十年的发展, 现在美国国防部预研计划局 (DARPA) 小尺寸动力系统研究的重点已放在 0.01~10 daN 推力级别的 MTE 上, 其发动机尺寸也几乎达到了毫米级^[6]. 我国在这方面起步比较晚, 现在国内主要有北京航空航天大学、南京航空航天大学等单位研究 MTE.

收稿日期: 2011-05-23; 修订日期: 2011-09-16

作者简介: 覃文隆 (1987—), 男, 山西吕梁人, 硕士生, 主要从事低污染燃烧室设计及性能研究.

燃烧室(见图 1)作为 MTE 的三大核心部件之一,存在以下技术难点:①面容比(S/V)大于常规燃烧室 1~2 个数量级,这使得传热损失大大增加;②燃烧驻留时间短,量级为几毫秒,这要求改进常规雾化混合方式;③发动机尺寸小、结构紧凑、不易组织流动和燃烧^[7-9]. 这些都是微型涡喷发动机燃烧室在技术上较难解决的难题.

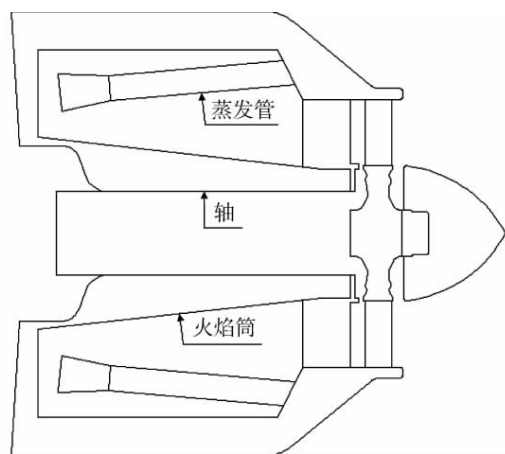


图 1 燃烧室简图

Fig. 1 Diagram of combustor

本文针对 40 daN 级弹用 MTE 的要求^[10-12],设计了一种蒸发管供油式燃烧室,并用实验加数值模拟的方式来校验燃烧室的性能. 文章先通过实验来采集难以进行数值模拟的蒸发管雾化与蒸发率数据,再将这些数据应用于燃烧室数值模拟中,以提高模拟的准确性. 结果表明燃烧室的各项指标均达到了设计点要求.

1 蒸发管性能测试

1.1 蒸发管雾化性能测试

本文采用直管蒸发管,内径 $d=8\text{ mm}$, 外径 $D=10\text{ mm}$. 实验主要是通过喷嘴和蒸发管组合,分为顺喷、侧喷、逆喷 3 种方式. 实验用水代替油的雾化液滴直径比水的雾化液滴直径要小. 因此,在实际情况下,煤油的雾化质量会更好.

冷态雾化实验台如图 2 所示. 实验时先固定气压,然后分别调节水压为 0.2, 0.4, 0.6, 0.8 MPa, 通过三维位移机构调节轴向距离,测量距蒸发管出口距离为 10, 30, 50, 70, 90, 110, 130 mm 的 7 个截面处的雾化数据. 依次改变气压进行以上相同的实验,得出雾化实验数据(图 3~图 5).

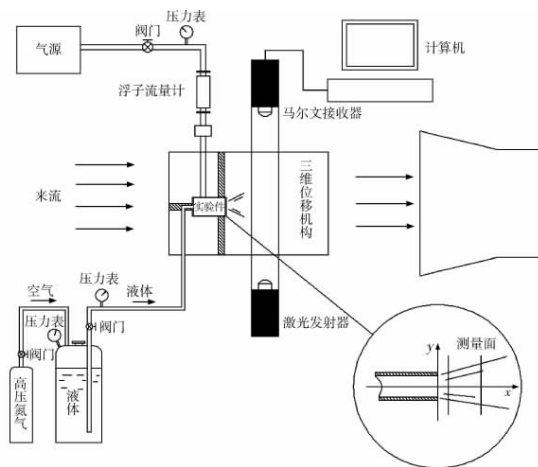


图 2 冷态雾化实验台示意图

Fig. 2 Schematic diagram of cold spray test rig

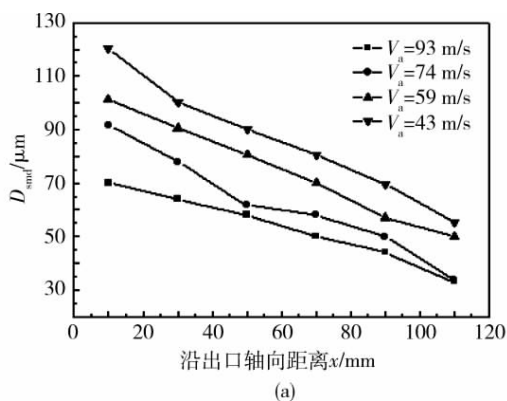
由数据可以得出:

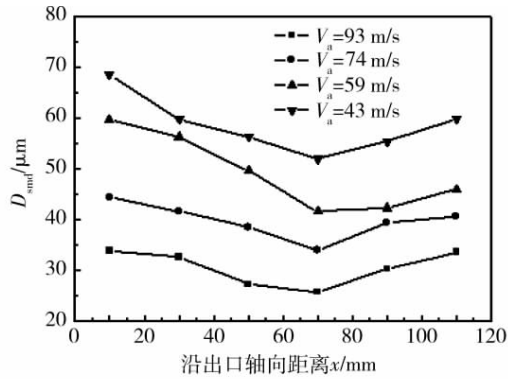
1) 蒸发管沿出口截面存在一个最佳距离使它雾化达到最佳,这是因为液滴刚从喷嘴喷出后,液滴与空气相对速度很高,且液滴直径很大,韦伯数 We 很大,液滴会碎裂. 在一定范围内,随着离喷口距离的增加,液滴碎裂过程继续深入,液滴会越来越小,但过了一定距离后,液滴与空气相对速度变小,且液滴尺寸也变小,使 We 变小,当 $We < 12$ 时,液滴将不再碎裂,而此时在液滴群中发生的液滴碰撞会使液滴融合,变成直径更大的液滴,随距离增加会越来越来. 所以在蒸发管出口存在截面使雾化效果达到最佳.

2) 空气流速的增加使得 SMD(索太尔平均直径,记为 D_{smd}) 变小,液滴分布不均匀. 气液比增加,液滴雾化 SMD 变小,同时使液滴尺寸分布变得更加均匀.

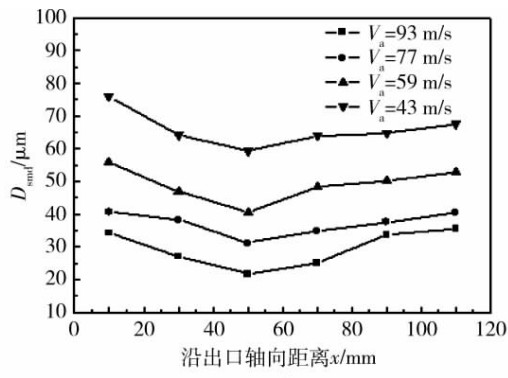
3) 不同条件下蒸发管完成雾化的距离不同,这与空气流速、水流量和蒸发管出口处结构有关.

4) 逆喷与侧喷雾化质量差不多,远大于顺喷.





(b)



(c)

图 3 顺喷、侧喷、逆喷出口液滴 SMD 随气流速度分布

Fig. 3 Distribution of droplet SMD at downstream spray, side spray and reverse spray exist versus air speed

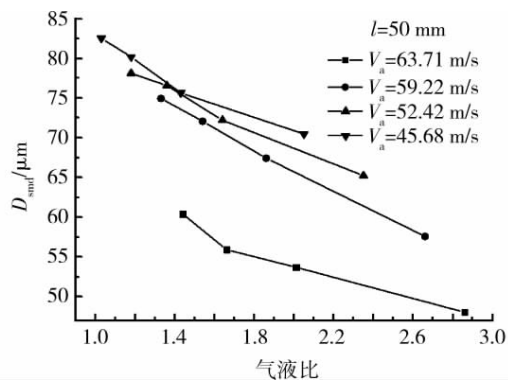


图 4 蒸发管 SMD 与汽液比关系图

Fig. 4 Distribution of SMD versus gas-liquid ratio

1.2 蒸发管蒸发率实验

图 6 为蒸发率实验系统图. 实验采用一个单管燃烧室作为加热器给蒸发管加热, 用测温耙和温度传感器测燃烧室出口温度. 由于蒸发管较小, 所需气量不大, 通过主气源单独引出一条气路作为稳定气源. 实验依旧采用水喷入蒸发管, 经过雾化、加热和蒸发, 在蒸发管的出口处采用离心分离

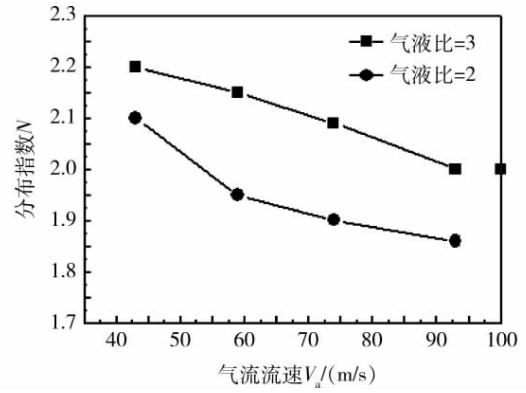


图 5 蒸发管分布指数 N 随空气流速变化

Fig. 5 Evaporator distribution index versus air speed

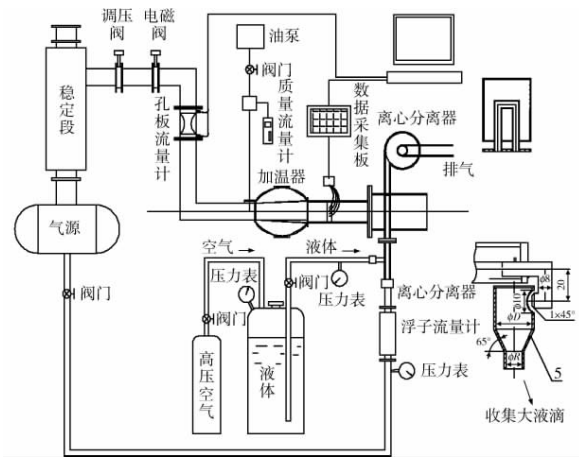


图 6 蒸发率实验系统图

Fig. 6 Diagram of evaporator rate test system

器收集气液混合物. 进入蒸发管水总量为 m , 从离心分离器下部引出水 m_w , 蒸汽从上部引出 m_a (不收集), 蒸发率的定义为 $\eta = m_a/m = 1 - m_w/m$.

由图 7 和图 8 可知:

1) 蒸发管温度的升高有利于蒸发率提高, 加大管内空气流速有利于改善蒸发管蒸发率;

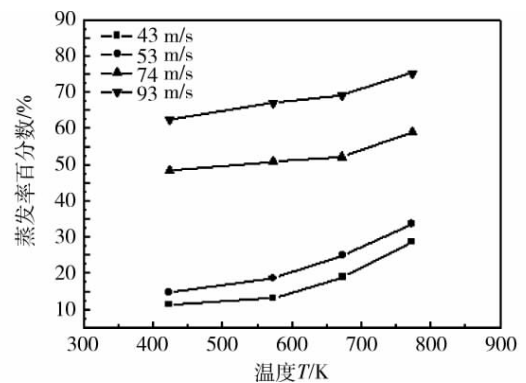


图 7 蒸发率随温度变化曲线图

Fig. 7 Evaporator rate curves with temperature

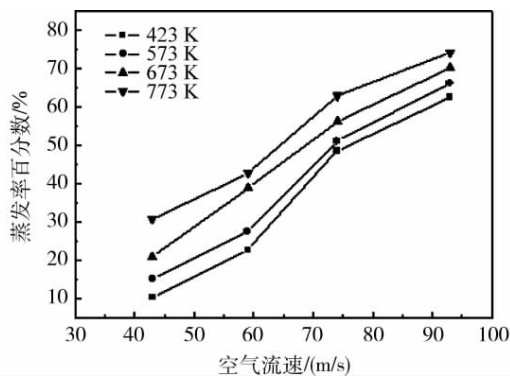


图 8 蒸发率随空气流速变化曲线图

Fig. 8 Evaporator rate curves with air speed

2) 在 600 K 之前温度对蒸发管的蒸发率影响不显著,在 600 K 以后蒸发管蒸发率随温度变化明显,在 773 K 时蒸发率最高可达 75%;

3) 相同的参数条件下,雾化质量越好,蒸发率也越高。

2 MTE 燃烧室数值模拟

2.1 MTE 燃烧室参数

本实验燃烧室方案为全环形后进气结构,火焰筒开孔且由 6 个直管蒸发管供油。在主燃孔为单一孔径,且火焰筒内、外圈开孔位置对应的情况下,主燃区射流深度可能趋于一致且射流之间相互干扰,无法形成回流区。所以本实验在经过多次数值模拟与结构优化之后,燃烧室参数定为:外径为 130 mm,长度为 110 mm,主燃区的孔径分为 3 类,分别为 2,4 mm 和 6 mm,数量为 48,24 和 12,小孔分布在火焰筒前段,交错距离分别为 7 mm 和 9 mm。二次燃烧区的开孔孔径分为两类,分别为 7 mm 和 5 mm,采取火焰筒内环和外环交错分布,交错距离为 12 mm。掺混区开孔孔径为 8 mm 和 3 mm 数量分别为 24 个和 48 个,图 9 为 MTE 燃烧室三维(3-D)模型图。

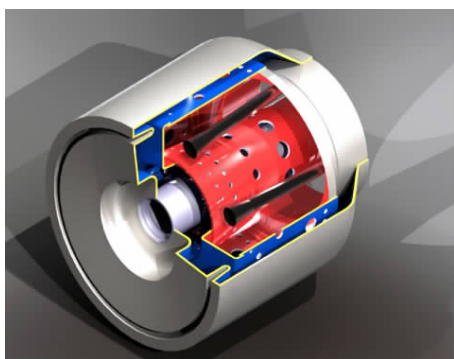


图 9 微型涡喷发动机燃烧室 3-D 模型

Fig. 9 3-D model of MTE's combustor

2.2 数值模拟初始条件

本文采用商业软件 Ansys 12.1 中的 Fluent 进行数值模拟计算。数值模拟的物理模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型湍流燃烧模型,采用 β 形分布的概率密度函数(PDF)方法对湍流燃烧作统计描述。同时,应用混合数平均化学模型,用非预混平衡化学反应方法,可以预测中间物质的形成,而不需要详细的化学动力速率数据。计算时,采用航空煤油的简化分子式 $C_{12}H_{23}$,根据煤油化学动力学设定平衡系统的组分。液滴模型采用离散液滴模型,离散相和连续相每 10 步耦合计算一次,并考虑了液滴的蒸发和破碎。液滴的破碎模型选 wave 模型,喷嘴模型选择直射式喷嘴。喷嘴的燃料出口速度根据模拟工况下所需要油量与喷嘴出口面积的关系算出,蒸发管在不同工况下(不同管壁温度、不同油气比、不同空气流速等)的蒸发率和出口液滴的 SMD 分布根据实验得出的数据在 Fluent 中进行设置。计算过程中先计算连续相,等到连续相收敛以后加入离散相进行耦合运算,待燃烧室内部燃油浓度分布均匀后,加入燃烧模型,进行燃烧数值模拟。

考虑到两个蒸发管的相互作用,选取燃烧室模型的 $1/3$ 进行网格的划分,见图 10。由于要得到燃烧室的壁温,所以要通过流固耦合换热的计算方法,在划分网格的时候,将整个燃烧室划分为两个区域:流体域和固体域。因为只考虑火焰筒的壁温,所以将火焰筒划分为固体域,其余部分划分为流体域。网格总数为 200 万。



图 10 燃烧室模拟部分

Fig. 10 Analog portion of combustor

数值模拟进口、出口和边界条件为:等质量进口流量为 0.22 kg/s,进口总温为 500 K。计算模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型模拟湍流换热计算,采用 Simple(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法,其中 $k-\epsilon$ 模型的参数设置均为缺省。进口湍流度为 8%,水利直径为 14 mm。壁面

采用壁面无滑移条件,气体切向速度和固壁面速度相等,法向速度为 0。周期性边界,流体域与固体域重合的面设置为流固耦合边界。

2.3 计算结果分析

1) 截面旋转 10° 、 20° 和 30° 温度场及流线图分析

从图 11 各个截面的温度场可以看出,整个燃烧区域比较稳定,燃烧主要集中在主燃区和二次燃烧区。主燃区的温度最高,平均温度大约为 2000 K;在二次燃烧区,剩余的燃料继续燃烧,在图中可以看出,二次燃烧区的上部温度较高,约为 1800 K 左右,分析产生的原因是流场中二次燃烧区的回

流区域靠上,所以使得燃烧在这个区域较为集中。从掺混区可以看出,掺混空气对高温燃气进行降温,降温作用明显,使得整个燃烧室出口温度达到设计要求。

2) 火焰筒截面温度场分析

从图 12 中可以看到, $Y=19\text{ mm}$ 所示区域位于点火区域后面,属于主燃烧区。可以看到火焰主要集中在蒸发管周围的环状区域,比较均匀覆盖整个燃烧室的主燃区。图上可以看出,蒸发管周围的区域温度最高,这是由于燃油从蒸发管喷出后,浓度从蒸发管附近向外递减。

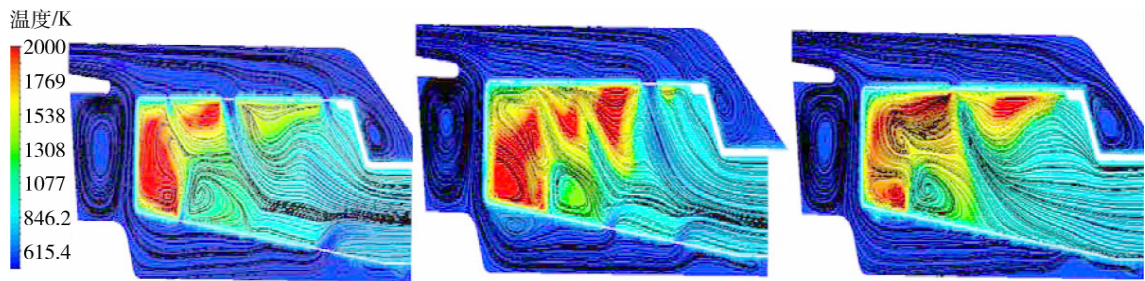


图 11 截面旋转 10° 、 20° 和 30° 温度场及流线图

Fig. 11 Temperature fields and streamlines at plane from cross-sections rotated 10° , 20° and 30°

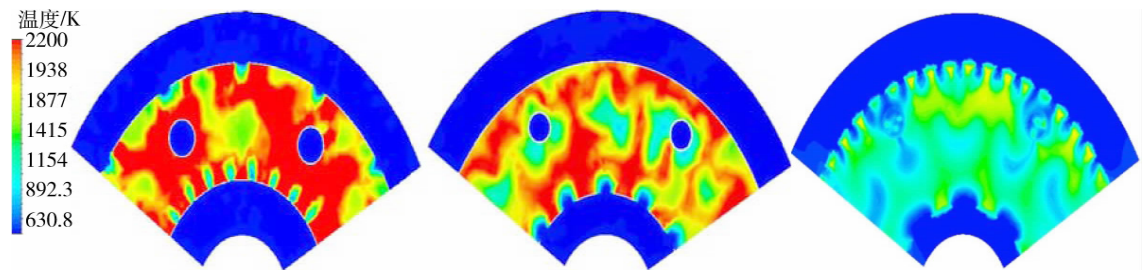


图 12 $Y=19, 49, 73\text{ mm}$ 处火焰筒截面云图

Fig. 12 Cloud maps at $Y=19\text{ mm}$, 49 mm , 73 mm cross-sections of the flame tube 3

$Y=49\text{ mm}$ 处截面位于二次燃烧区,可以看出截面的温度有所降低,截面上的温度场分布开始变得不均匀。由于火焰筒二次燃烧区的回流区向上偏,所以在 $Y=49\text{ mm}$ 处的高温区域偏向火焰筒外壁面。

$Y=73\text{ mm}$ 截面位于掺混区的后半段,图中可以明显地看出掺混空气对高温燃气的降温作用,使得燃气温度降至 1300 K 以下,以满足出口温度的要求。

3) 燃烧室内壁面温度分析

图 13 为火焰筒外、内壁面温度分布图,可以看出,燃烧室壁面温度整体分布均匀,最高温度约为 1080 K,最低温度约为 700 K,没有明显的局部

高温区域。火焰筒温度较高的部分位于燃烧室的二次燃烧区和掺混区之间,这是由于二次燃烧区

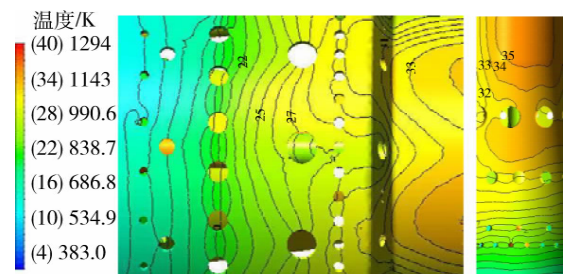


图 13 火焰筒外、内壁面温度等值云图

Fig. 13 Temperature cloud map of flame tube's outlet and inlet wall

的回流区域在火焰筒的外环侧,使得高温区域集中在火焰筒的上部造成的,而相对在火焰筒内环则温度相对较低。从计算的结果得出,燃烧室在设计点状态蒸发管的平均壁温为 870 K,和之前蒸发管蒸发率实验的最高温度相差不大。这说明之前做过的蒸发管蒸发率实验能够较好的模拟微型涡喷发动机的蒸发雾化过程。

图 14 为不同油气比下火焰筒平均壁温的变化。通过改变总油气比,可看出随着总油气比的增加,火焰筒内外壁面平均温度升高,火焰筒外环腔壁面温度提升的速度比内环腔壁面温度要快,这也是二次燃烧区回流区靠近火焰筒外侧的缘故。

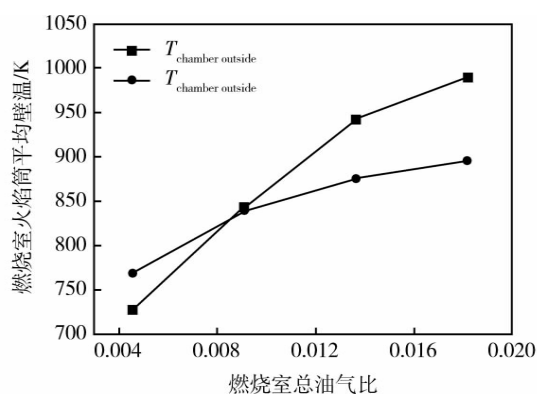
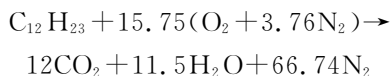


图 14 火焰筒平均壁温随总油气比变化

Fig. 14 Average temperature of flame tube wall versus total air-fuel ratio

4) 燃烧室燃料质量分数分布及燃烧效率

图 15 为蒸发管截面的燃料质量分数分布图,燃料经过直射式喷嘴由蒸发管喷出,形成上下两个部分,主燃烧区的燃料质量分数最高,随着轴线距离的增加,在二次燃烧区,燃料的最大质量分数降低为 0.08,在掺混区,燃料的质量分数降为最低,从图中可以看出出口截面的燃料质量分数基本为零。以空气流量为 0.22 kg/s,一个喷嘴的燃料流量为 0.002 kg/s。计算出口温度为 1180 K,出口 CO_2 的质量分数为 0.056。理论燃烧反应式为



最终得到 CO_2 的质量分数为 0.05645,从而得到燃烧效率为 0.996。

5) 不同马赫数下燃烧室冷热态总压损失

图 16 可以看出随着主流马赫数的增加,燃烧室的总压损失是增大的。燃烧室的压力损失稍大,原因是燃烧室尺寸微型化使得流动阻力成倍增加,不易组织流动和燃烧。这个问题与燃烧室的结

构尺寸有关,较难解决。图上还可看出热态总压损失比冷态总压损失大 2 到 3 个百分点。

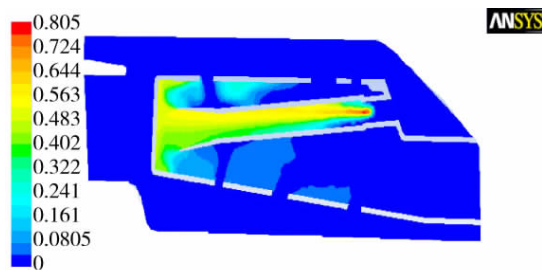


图 15 火焰筒内部截面燃料质量分数分布

Fig. 15 Fuel concentration distribution in the cross-section of the flame tube

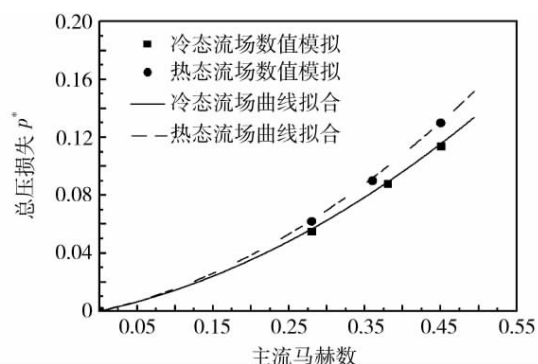


图 16 热态燃烧室总压损失随马赫数的变化

Fig. 16 Hot total pressure loss of combustor versus Mach number

6) 燃烧室出口温度分布的分析

燃烧室出口温度分布直接影响第一级涡轮导向叶片和工作叶片的寿命及其可靠性,是燃烧室的重要性能指标之一,因此在燃烧室设计时,既要限制平均出口温度,又要注意出口温度分布。

图 17 为燃烧室出口平均温度随着总油气比的变化关系图,燃烧室最高出口平均温度为 1280 K,符合设计点要求温度。

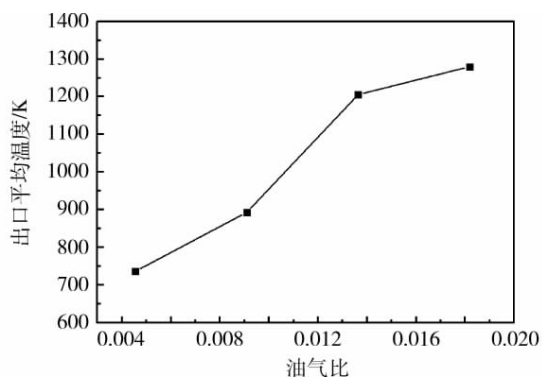


图 17 燃烧室出口平均温度随油气比的变化

Fig. 17 Average temperature at combustor exit versus air-fuel ratio

图 18 为油气比下燃烧室出口温度分布图,燃烧室出口温度较为平均,中上温度偏高,两侧温度较低,这是由火焰筒后侧掺混孔直径较大,而火焰筒长度有限造成的。

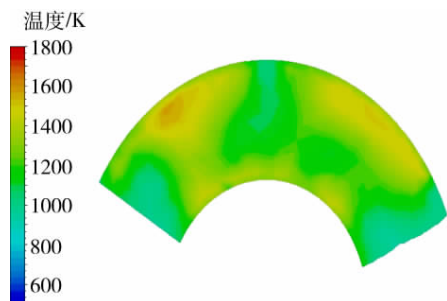


图 18 最大油气比下燃烧室出口温度分布图

Fig. 18 Temperature cloud map at combustor exit under the largest air-fuel ratio

R_{otdf} 为出口截面最高燃气温度最大值超出出口截面温度平均值的量与燃烧室温升之比。 $R_{otdf} = \frac{T_{max} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}}$, 其中 T_{max} 为出口截面最高温度, T_{t4} 为出口截面平均温度, T_{t3} 为燃烧室入口截面平均温度。燃烧室设计点出口截面最高温度为 1435 K, 平均出口温度为 1280 K, 得到 $R_{otdf} = 0.21$, 符合出口温度分布要求。

3 结 论

通过对蒸发管的实验研究可以得到,直管蒸发管沿出口截面存在一个最佳距离使液滴的 SMD 达到最小。随着空气流速的增加,液滴的 SMD 减小,但蒸气分布指数 N 变小,液滴尺寸分布不均匀度加大。气液比增加,不仅使液滴 SMD 减小,还使液滴尺寸分布更加均匀。在顺喷、侧喷、逆喷 3 种方式中,逆喷的雾化效果最好,但需要的喷油压力也最大,选择蒸发管喷射方式应综合考虑。在蒸发率测试中,提高蒸发管温度和空气流速有利于蒸发管蒸发率的提高,空气流速要比温度的影响大;在对蒸发管进口空气加热情况下,蒸发率可超过 90%;雾化质量越好,蒸发率也越高。

将蒸发管的性能数据引入燃烧室数值模拟中,考虑了液滴的破碎及蒸发,得到了整个流场的速度、温度、压力、质量分数、壁温等参数,较为准确地反映了燃烧室内部的实际情况。结果表明整个燃烧室流场分布合理,回流区的存在能够保证燃烧的稳定。掺混区稍大,对燃气的降温作用明显,燃烧室出口温度在 1200 K 左右,且分布均匀,

R_{otdf} 符合设计要求。整个燃烧室结构紧凑,满足微型涡喷发动机的要求。

参考文献:

- [1] 张文普,丰镇平.微型燃气轮机燃烧室性能的数值研究[J].燃气轮机技术,2003,16(2):26-30.
ZHANG Wenpu, FENG Zhenping. Numerical study on combustion and flow in a micro turbine annular combustor[J]. Gas Turbine Technology, 2003, 16(2): 26-30.
- [2] 田宝林.世界无人机和巡航导弹用发动机发展概况[J].航空发动机,2003,29(4):51-54.
TIAN Baolin. A study of the development of engines for the unmanned aircraft and the cruise missile in the world[J]. Aircraft Engine, 2003, 29(4): 51-54.
- [3] 李聪,方蜀州,张平.微型涡喷发动机燃烧室数值模拟[J].推进技术,2008,29(5):513-518.
LI Cong, FANG Shuzhou, ZHANG Ping. Numerical simulation of annular combustion chamber for micro-turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 513-518.
- [4] 袁有志,王立平,关立文.微型环形燃烧室数值模拟及优化设计[J].清华大学学报:自然科学版,2007,47(2):198-201.
YUAN Youzhi, WANG Liping, GUANG Liwen. Numerical simulations and optimization of a micro annular combustor[J]. Journals of Tsinghua University: Science and Technology, 2007, 47(2): 198-201.
- [5] 黎明,吴二平,索建泰.微型涡喷发动机燃烧室的设计研究[J].航空动力学报,2009,24(1):70-74.
LI Ming, WU Erping, SUO Jianqin. Design and study of combustor for micro-turbojet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 70-74.
- [6] 梁德旺,黄国平.厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展[J].燃气涡轮试验与研究,2004,17(2):9-13.
LIANG Dewang, HUANG Guoping. Recent development and key techniques of micro-turbine in centimeter size[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 9-13.
- [7] 李聪,方蜀州,张平.微型涡喷发动机燃烧室设计研究[J].航空动力学报,2008,23(10):1783-1787.
LI Cong, FANG Shuzhou, ZHANG Ping. Design and study of annular combustor for micro-turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1783-1787.
- [8] Saburo Y, Kana O. Concept and experiment of a flat-flame micro-combustor for ultra micro gas turbine[R]. AIAA 2002-3771, 2002.
- [9] Jacobson S A. Aero thermal challenges in the design of a micro fabricated gas turbine engine [R]. AIAA-98-2545, 1998.
- [10] 郑严. TRI60 系列弹用涡轮喷气发动机剖析[J].飞航导弹,2001,1:34-42.
- [11] 叶蕾.飞航导弹用涡喷/涡扇发动机的发展及关键技术[J].飞航导弹,2009,2:49-54.
- [12] 袁洪,马润庚,张宏.巡航导弹涡喷、涡扇发动机的设计原则[R].中国航空学会第 6 届动力分会报告,CSAA 06-P-028, 2006.