

文章编号: 1000-8055(2008)10-1783-05

微型涡喷发动机燃烧室设计研究

李 聪, 方蜀州, 张 平
(北京理工大学 机电工程学院, 北京 100081)

摘 要: 设计了微型环型燃烧室, 并对其燃烧过程进行数值模拟, 同时根据模拟结果对燃烧室进行了优化设计及二次计算. 计算中入口边界参数采用等熵数值计算结果, 喷雾性能参数通过试验获得, 考虑了湍流化学反应、热辐射、液滴的蒸发及二次雾化等情况, 计算结果可以较为准确地反映燃烧室的实际燃烧情况. 对优化设计前后的模拟结果进行比较分析, 结果表明优化后的燃烧室设计合理, 燃料可以充分燃烧, 各项性能参数基本符合设计要求, 能够为燃烧室的进一步优化设计提供改进依据.

关 键 词: 燃烧室设计; 微型燃气涡轮发动机; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Design and study of annular combustor for micro-turbine engine

LI Cong, FANG Shu-zhou, ZHANG Ping

(School of Mechatronic Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A micro annular combustor was designed based on research both inland and overseas, and simulated the combustion in the annular combustor. And then, according to the simulation result, the design of combustor was optimized and re-computed. All case including chemical reaction, heat radiation, evaporating of fuel and secondary breakup of spray was comprised in numerical simulation, the boundary condition of inlet was gained through computing and the parameter of spray was gained through experiment. The result of computation can reflect the reality case exactly. At last, the numerical simulation result of two combustor was compared, the result indicate the optimized design is reasonable, fuel can combust sufficiently in chamber and the performance parameter is satisfied the design requirement. All data can provide numerical foundation for better performance in combustion chamber.

Key words: combustor design; micro-turbine engine; numerical simulation

微型涡轮 喷气发动机 (Micro-turbine engine, MTE) 具有重量轻、功率大、推重比高等优点. 它可以用于小型无人侦察机、便携式电源、分布式发电机等, 作为一种未来的高能量存储密度装置, 其在性能方面有着巨大的潜力, 目前, 各国都在加紧对 MTE 的设计及研究. 而作为 MTE 关键技术之一的燃烧室, 由于尺寸的微型化 (毫米级至厘米级), 存在以下技术难点上^[1-3]: ①面容比

大, 比常规燃烧室大 1~2 个数量, 使得传热损失大大增加; ②燃烧驻留时间短, 有可能出现燃料不充分燃烧的情况; ③由于燃烧室尺寸小, 引起燃烧室流阻成倍的增加, 许多流体力学过程如喷注、混合等都与结构尺寸有关, 这些问题较难解决.

本文在参考国内外微型燃烧室设计的基础上^[4-6], 自行设计了一个微型环型燃烧室, 对其燃烧进行数值模拟, 并根据模拟结果对燃烧室进行

收稿日期: 2007-09-27; 修订日期: 2007-12-18

作者简介: 李聪 (1981 -), 男, 山西吕梁人, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论及工程. E-mail: lctd@163.com.

优化设计及分析.对优化设计前后的模拟结果进行比较分析,结果表明优化后的燃烧室设计合理,燃料可以充分燃烧,各项性能参数基本符合设计要求,能够为燃烧室的进一步优化设计及定型提供改进依据.

1 燃烧室热力计算及初步设计

燃烧室燃料采用航空煤油,燃烧室主要设计参数如表 1 所示.

表 1 燃烧室主要设计参数
Table 1 Parameter of thermodynamics in combustion chamber

燃烧室进口温度	燃烧室出口温度	燃料初温	燃料消耗流率	燃料热值	总压恢复系数
T_2^*/K	T_3^*/K	T_f/K	$m_f/(\text{kg/s})$	$H_u/(\text{kJ/kg})$	σ
450	1 000	350	0.002	43 200	0.98

1.1 主要热力参数计算

空气及燃气主要参数如下:

空气: $k = 1.4, c_p = 1.005 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$, 燃气: $k_g = 1.3, c_{pg} = 1.244 \text{ kJ/kg} \cdot \text{K}$.

则燃烧室油气比

$$f = \frac{c_{pg} T_3 - c_p T_2}{\eta_b H_f - c_{pg} T_3} = 0.026 \tag{1}$$

燃烧室进气量计算:

为了燃料充分燃烧,设计在主燃区,余气系数 $\alpha = 1$,而燃烧 0.002 kg 燃料需消耗的理论空气量 $L_0 = 0.002 \times 14.7 = 0.0294 \text{ kg/s}$,则主燃区最少进气量 $m_a = 0.0294 \text{ kg/s}$,进气量与空气速度有关,根据公式 $m_a = \rho v A$,可得主燃区进气速度.同时主燃区进气量一般占整个燃烧室进气量的 30%,则燃烧室总的进气量为 0.098 kg/s .

1.2 燃烧室容积计算

燃烧室设计中主要考虑燃烧的驻留时间,使燃料能充分燃烧.由于其尺寸的局限性,这种微型燃烧室一般驻留时间为 $2 \sim 10 \text{ ms}$,设计中为了保证燃烧的充分性,并考虑尺寸的要求,设计其燃烧驻留时间为 8 ms .

燃烧室空间发热率由下式计算:

$$SHR = \frac{m_f \cdot H_u}{V \cdot p_c} \tag{2}$$

$V = S \cdot l$ 为燃烧室容积, p_c 为燃烧室压力.

由于燃烧室中燃气质量流率 m_g 与燃料质量流率 m_f 是成比例,即 $m_g = \lambda \cdot m_f$ (λ 为比例系数) 燃烧中燃烧室压力 p_c , 燃料发热量 H_u 是已知的、恒定的.所以,可得

$$SHR = \frac{m_f \cdot H_u}{V \cdot p_c} = \frac{\lambda \cdot m_g \cdot H_u}{S \cdot l \cdot p_c} \tag{3}$$

把燃烧室质量流率 $m_g = \rho_g \cdot S \cdot v$ 代入,经过简化,最终可得

$$SHR = \frac{\lambda \cdot \rho_g \cdot S \cdot v \cdot H_u}{S \cdot l \cdot p_c} = \frac{\lambda \cdot \rho_g \cdot H_u}{p_c} \cdot \frac{v}{l} = \beta \frac{v}{l} \tag{4}$$

而燃烧驻留时间 $\tau_b = \frac{l}{v}$, 联立 (4) 式可得

$$\tau_b = \frac{l}{v} = \frac{\beta}{SHR} \tag{5}$$

τ_b 已知为 8 ms , β 取 0.05 , 可求得 $SHR = 6.25$; 反推, 可求得燃烧室容积 $V = \frac{m_f \cdot H_u}{SHR \cdot p_c} = 0.0000452 \text{ m}^3$.

1.3 燃烧室最大横截面积计算

按照总压恢复系数要求,

$$A = \frac{m_a \sqrt{T_3}}{p_c \sqrt{1 - \sigma}} \sqrt{\frac{43.52 \delta}{1 - \sigma}} \tag{6}$$

其中 δ 为流阻系数,一般取 $20 \sim 30$, 由于微型燃烧室流阻系数大,在此取 $\delta = 30$, 其他参数为已知,经计算:燃烧室最大截面面积 $A = 0.0019 \text{ m}^2$.

1.4 燃烧室的初步设计

考虑到实际情况,并参考以往的一些设计经验,燃烧室最终结构设计如下:燃烧室为环形直流燃烧室,机匣形成燃烧室空腔的外侧壁,由机匣和轴套形成燃烧室空腔,头部设置两个燃油喷嘴.燃烧室结构如图 1 所示.

燃烧室尺寸设计:外径 $D = 50 \text{ mm}$, 内径 $d = 20 \text{ mm}$, 长度 $L = 40 \text{ mm}$; 燃烧室截面面积 $A = 0.0016 \text{ m}^2$, 容积 $V = \pi(R^2 - r^2)L = 0.000065 \text{ m}^3$.

火焰筒壁面孔包括主燃区空气进气口、二次燃烧区进气孔和掺混孔,这些进气装置的空气流量分配比例为,主燃孔进气量为 $30\% \sim 40\%$, 二次燃烧孔进气量约为 30% , 掺混孔进气量为 $20\% \sim 30\%$. 由于火焰筒开孔面积越大,小孔平均射流速度越小,压力损失越小,但燃烧情况恶化;反之,火焰筒开孔面积越小,小孔平均射流速度越大,压力损失



图 1 微型燃烧室结构图

Fig. 1 Configuration of combustor

也越大,但有利于提高燃烧性能,所以火焰筒相对开孔面积的大小除要考虑空气流量的分配以外,还应该综合考虑压力损失和燃烧性能.初步设计中,进气孔位于外环面,主燃区空气进口孔径 $\phi = 2$ mm,开孔数为 48 个;二次燃烧区空气进口孔径为 $\phi = 3$ mm,开孔数目为 30 个;掺混区空气进口孔径为 $\phi = 3$ mm,开孔数目为 20 个.

头部喷嘴采用压力旋流雾化喷嘴,其工作压力为 0.2~0.8 MPa,其雾化性能参数由试验所得.

2 数值计算结果分析

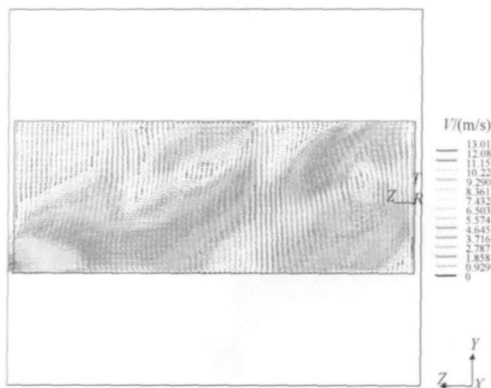
应用 STAR-CD 软件进行数值模拟,考虑湍流化学反应、热辐射、液滴的蒸发及二次雾化等情况.湍流流动采用 $k-\epsilon$ /RNG 模型,燃烧化学反应采用 EBU-Arrhenius 燃烧模型,燃烧室热辐射采用离散传输辐射模型,燃油破碎采用韦伯数判断模型(RD 模型).入口边界参数采用等熵数值计算结果,壁面边界采用壁面函数进行处理.喷雾性能参数通过试验获得^[7].

计算域坐标为柱坐标 (R, θ, Z) , R 为环型燃烧室半径; θ 为燃烧室周向弧度; Z 为燃烧室轴向长度, $Z=0$ 截面是燃烧室的头部.计算中采用 Simple 算法进行求解,得到燃烧室内部流场数据.由于燃烧室开孔数目及位置呈对称分布,因此整个燃烧室的内部流场基本满足对称性和周期性.结果分析主要在喷嘴所在的 $\theta=90^\circ$ 剖面及燃烧室轴向长度 Z 剖面进行.

2.1 速度场分析

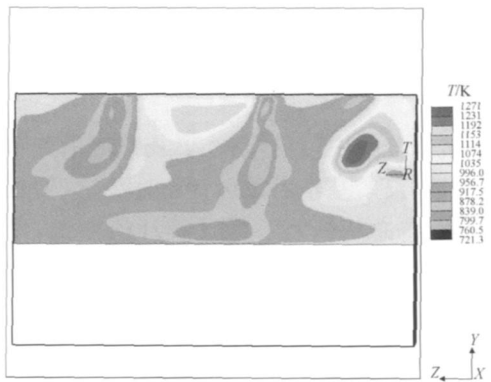
取一个典型截面,图 2 为 $\theta=90^\circ$ 截面的速度分布,这个截面为燃烧室中心截面,喷嘴及各种进气孔在这个截面中都可以看到;截面上主燃孔、二次燃烧孔及掺混孔进气对流场的影响比较明显.可以

看出微型燃烧室主燃区,有很明显的回流区域,这个区域可以起到连续点火源的作用,有利于火焰的稳定及传播;二次燃烧区上部也有明显的回流,有利于燃料的充分燃烧.

图 2 $\theta=90^\circ$ 截面速度矢量图Fig. 2 Distributing of velocity on $\theta=90^\circ$ section

2.2 温度场分析

1) $\theta=90^\circ$ 截面温度场分布如图 3 所示,可以看出,整个流场燃烧比较稳定,燃烧主要集中在主燃区,在这里,燃料与空气充分混合燃烧,主燃区温度最高,其最高温度为 1 271 K,平均温度大约为 1 170 K;在二次燃烧区,剩余燃料继续燃烧,图中可以看出二次燃烧区的上部温度较高,为 1 100 K 左右,这是由于其回流区靠上,从而使得燃烧在这个区域较为集中.在掺混区,入口空气对高温燃气进行降温,使燃烧室出口温度达到设计要求.

图 3 $\theta=90^\circ$ 截面温度分布示意图Fig. 3 Distributing of temperature on $\theta=90^\circ$ section

2) 图 4 是燃烧室主燃区 $Z=10$ mm 处截面上的温度分布图.可以看出,主燃区燃烧稳定,火焰扩散到整个燃烧室,燃烧比较均匀,主要集中在一个环状区域,覆盖整个燃烧室的主燃区.在喷嘴轴线位置上燃烧温度最高,这是由于在此处燃料浓度大.图 5 为燃烧室出口温度分布图,可以看出,整个

出口环腔温度分布均匀,最高温度为 935 K,最低温度为 839 K,其平均温度为 900 K,比设计温度 1 000 K 低,这是由于燃烧室掺混区较大引起的.其周向温度分布因子 $\delta_s = \frac{T_{3\max}^* - T_3^*}{T_3^* - T_2^*} = 0.12$,符合设计要求.

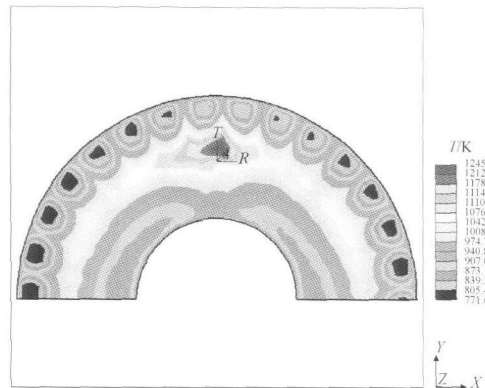


图 4 主燃区 Z=10 mm 截面温度分布图

Fig. 4 Distributing of temperature on Z=10 mm section

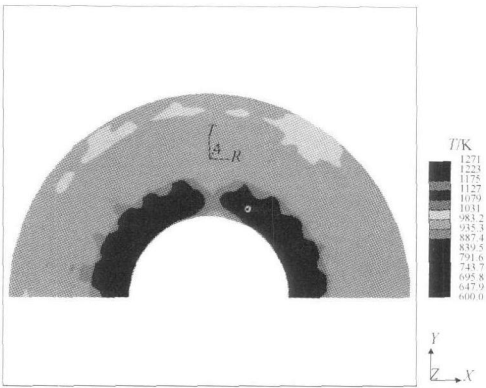


图 5 燃烧室出口温度分布图

Fig. 5 Distributing of temperature on outlet section

2.3 设计数据与计算数据比较

对计算所得的燃烧室性能参数与设计数据进行了对比,见表 2. 结果表明燃料消耗率,空气质量流率同设计要求基本一致,但总压恢复系数较设计值低,出口温度计算值与设计值相差稍大,可在优化设计中对其进行改进.

表 2 燃烧室设计参数与计算结果对比

Table 2 Comparison of parameter of design and calculate

名称	总压恢复系数 σ	燃烧效率 η	燃料消耗流量/(kg/s)	空气质量流率/(kg/s)	出口平均温度/K
设计值	0.98	-	0.002	0.098	1 000
计算值	0.96	0.72	0.002	0.105	900
误差/%	2	-	-	7	10

3 燃烧室优化设计

从结果分析中可见,整个燃烧室流场分布符合要求,参数合理,基本满足设计指标要求.但也存在以下问题:①总压恢复系数比设计值要低,可见燃烧室压力损失相对较大,这是燃烧室尺寸微型化引起的,是很难避免的;②燃烧室燃烧效率偏低,且主燃区温度较低,为 1 200 K 左右,这是由于主燃区回流比例偏小,且强度也偏低,使得燃料在主燃区内的燃烧时间过短从而影响燃烧效率;③燃烧室出口温度较设计值低 100 K,这是由于掺混区较大造成的.

对结构优化后的燃烧室再次进行数值模拟,计算结果表明在其他区域,燃烧室各项参数变化不大.主要分析主燃区参数及燃烧室出口参数.由图 6 可以看出,主燃区温度明显提高,达到了 1 400 K 左右,优化后主燃区燃烧依然稳定,主要集中在一个

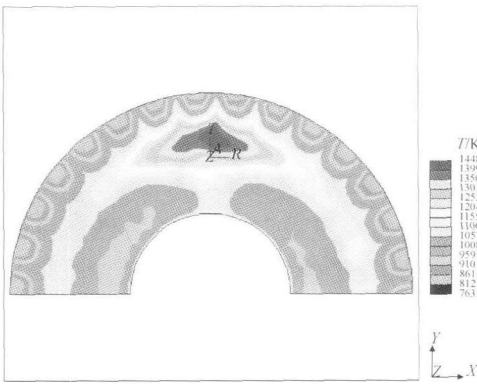


图 6 主燃区 Z=10 mm 截面温度分布图(优化后)

Fig. 6 Distributing of temperature on Z=10 mm section(Optimizing)

个环状区域,覆盖整个燃烧室的主燃区.图 7 为优化前后的燃烧室出口径向温度分布对比图,图 8 为为优化前后燃烧室出口温度周向分布对比图,可以看出优化后燃烧室出口环腔温度分布均匀,最高温

度为 1 031 K,最低温度为 908 K,其平均温度为 970 K,基本达到了设计要求的 1 000 K.此时燃烧效率 $\eta=0.85$ 燃烧室燃烧效率得到明显的提高.

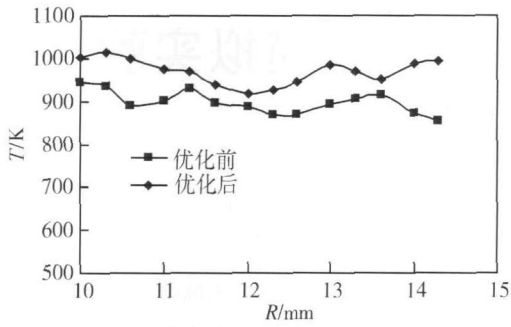


图 7 优化前后出口温度径向分布对比图

Fig. 7 Comparison of radial temperature on outlet section

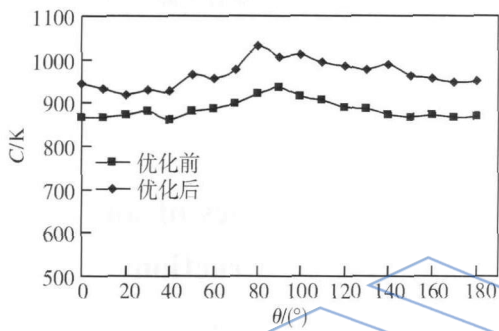


图 8 优化前后出口温度周向分布对比图

Fig. 8 Comparison of circle temperature on outlet section

4 结 论

1) 本文设计了一个微型环型燃烧室并对其进行数值模拟,根据模拟结果对燃烧室进行了优化设计.通过对两次数值模拟的结果进行比较,可得优化后的燃烧室结构紧凑,参数分布合理,满足设计指标要求.

2) 对数值模拟结果的比较可以看出,燃烧室同一燃区内开孔直径决定了射流深度及回流的强度,增大回流区强度可提高燃料燃烧温度及燃烧性能.所以壁面相对开孔面积的大小除要考虑空气流量的分配以外,还应该综合考虑压力损失和燃烧性能;同时开孔间距决定了每个区域回流区域的大小.

3) 对燃烧室进行优化设计后,主燃区燃烧温度从 1 200 K 左右增加至 1 400 K 左右,燃烧室燃烧性能得到了较大的提高;出口温度从 900 K 提高到 970 K,基本符合了设计要求;且出口温度分布均匀,周向温度分布因子 $\delta_s=0.12$;可见燃烧室设计是合理的.

4) 燃烧室数值模拟中由于入口边界参数采用等熵数值计算所得,喷雾性能参数通过试验获得,并且计算中考虑了热辐射、液滴的蒸发及破碎,使整个模型与实际情况符合较好,从而计算得到的流场速度、温度、压力等参数可以较为准确的反映燃烧室的实际情况,为燃烧室的进一步优化设计提供依据.

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] Saburo Y, Kana O. Concept and experiment of a flat-flame micro-combustor for ultra micro gas turbine [R]. AIAA 2002-3771.
- [3] Jacobson S A. Aerothermal challenges in the design of a microfabricated gas turbine engine[R]. AIAA-98-2545.
- [4] Dellimore K, Cadou C. Fuel-air mixing challenges in micro-power systems[R]. AIAA2004-301.
- [5] 张文普,丰镇平.微型燃气轮机燃烧室性能数值研究[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. (in Chinese)
- [6] 曾川,王洪铭,单鹏.微涡喷发动机离心电油盘环型折流燃烧室的设计与试验研究[J].航空动力学报,2003,18(1):92-96.
ZENG Chuan, WANG Hongming, SHAN Peng. The design and study of the annular combustion chamber with centrifugal fuel injection [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 92-96. (in Chinese)
- [7] 李聪,方蜀州,张平.微型燃气涡轮发动机喷嘴雾化性能研究[R].成都:宇航学会固体火箭发动机 2006 年会学术会议,2006.