

文章编号:1000-8055(2012)12-2699-07

冲压发动机燃烧室多斜孔隔热屏的冷却特性

丁稷萍, 吉洪湖, 斯 仁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 用数值模拟的方法,研究了冲压发动机燃烧室隔热屏多斜孔冷却特性及设计方法.首先计算了冲压发动机燃烧室采用无孔隔热屏时隔热屏的温度分布,在此基础上根据高温区的分布设计了多斜孔隔热屏孔阵的分布(方案 A),然后计算得到了多斜孔隔热屏的温度分布.采用类似的方法又经过 2 次多斜孔分布的改进(方案 B、方案 C),取得了冷却效果较好的多斜孔非均匀分布方案.研究表明:采用此设计方法在冷却流量由 A 方案的 17.45%降低到方案 C 的 14.99%的情况下,隔热屏最低冷却效率由方案 A 的 70%提高到方案 C 的 85%.

关 键 词: 燃烧室; 冷却; 多斜孔; 隔热屏; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Cooling characteristics of ramjet engine combustor with inclined multihole heat shield

DING Ji-ping, JI Hong-hu, SI Ren

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Based on numerical investigation, the characteristics and design method of ramjet engine combustor with inclined multihole heat shield was researched. First, the temperature distribution of ramjet engine combustor with no-hole heat shield was calculated, and then, according to the temperature distribution, the array of inclined holes in the heat shield (plan A) was designed, after that, the temperature distribution of inclined multihole heat shield was calculated. Using similar methods after two more distribution improvements (plan B and plan C), the non-uniform distributed solutions of inclined multihole which met the demand for the cooling was obtained. The results show that using the design approach in cooling flow reduced from 17.45% of plan A to 14.99% of the plan C, the lowest cooling efficiency of inclined multihole heat shield improves from 70% of plan A to 85% of plan C.

Key words: combustor; cooling; inclined multihole; heat shield; numerical simulation

冲压发动机的推质比和推阻比在超声速飞行条件下均优于涡喷发动机,在 $Ma=3.0\sim 5.0$ 的飞行范围内,亚燃冲压发动机的效率较高.冲压发动机燃烧室越来越恶劣的工作环境,给隔热屏的冷却技术提出了挑战^[1].

多斜孔壁冷却技术是一种极有前景的可用于隔热屏高效冷却的技术. Andrew 等人^[2-4]对多斜孔壁的单位面积孔数、孔间距、孔排距、孔的倾角、孔阵的排列形式等对冷却效果的影响作了深入的研究:发现在开孔面积一定的条件下,叉排孔阵的

收稿日期:2011-12-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2699_010.html

作者简介:丁稷萍(1986—),女,江苏扬州人,硕士生,主要专业研究方向为燃烧与传热.

冷却效果好于顺排孔阵;孔数的增加有利于换热效果增强;孔间距与孔径的比值减小有益于提高冷却效果;孔斜角减小有益于冷却.南京航空航天大学陈焱、吉洪湖、胡娅萍^[5-7]从三维数值模拟和实验研究两方面展开了对致密微孔壁复合冷却的流场和传热特性的研究,得到主要结论:孔斜角(在 $30^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 范围内)越小,冷却效果越好;在同等条件下,多斜孔壁冷却结构的冷却效率要比一般的气膜冷却方式的冷却效率高;在相同的开孔率条件下,气膜孔布置得越密,冷却效果越高;减小孔阵排列的间距比有利于提高冷却效果;在孔阵布置形式上,斜排布置的多斜孔壁冷却效果好于错排与顺排布置.分析国内外文献发现:多斜孔壁冷却具有良好的冷却效果,但大部分的研究结果是在简化的平板模型和简化的燃气流场条件下得到的^[8-12].真实冲压发动机燃烧室在结构上和燃气流场的温度分布上要复杂得多,这必将对隔热屏的冷却造成极大的影响,但这方面的研究工作较少.

本文采用数值模拟的方法,研究了冲压发动机燃烧室隔热屏多斜孔冷却特性及设计方法.考虑了火焰稳定器、喷管等结构及燃烧过程对隔热屏温度分布的影响.针对隔热屏的高温区设计了非均匀分布的多斜孔阵,取得了冷却效果较好的多斜孔非均匀分布方案.

1 计算模型及方法

1.1 冲压发动机燃烧室物理模型

本文参考典型冲压发动机结构,选取冲压发动机燃烧室进口通道、燃烧室与喷管三部分为研究对象.火焰稳定器选取目前国内外冲压发动机广泛采用的V型火焰稳定器.燃烧室中有2排环形火焰稳定器,在其间又均匀分布了6个径向火焰稳定器.为了减少计算量,本文将冲压发动机无孔隔热屏燃烧室模型简化为 $1/6$ 模型进行数值模拟,研究多斜孔隔热屏时再次简化至 $1/12$ 模型.图1给出了 $1/6$ 模型的示意图.

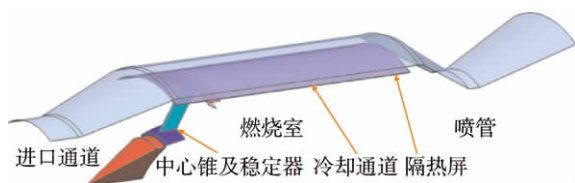


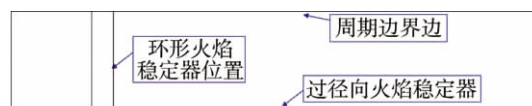
图1 冲压发动机 $1/6$ 简化模型示意图

Fig. 1 $1/6$ model of the ramjet engine

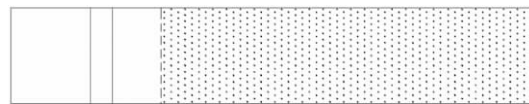
进入燃烧室的来流被隔热屏分为两部分:大部分进入燃烧室内参与燃烧;少部分进入隔热屏与发动机外壳间的冷却通道,对隔热屏进行冷却.

1.2 多斜孔隔热屏模型设计

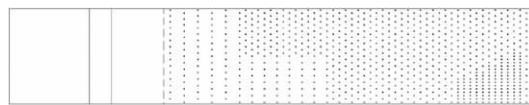
本文多斜孔隔热屏结构的设计是在冲压发动机燃烧室无孔隔热屏温度场计算结果的基础上进行的.图2(a)为 $1/12$ 无孔隔热屏径向朝内视图,其中靠近左端的2条平行虚线对应外环火焰稳定器的位置,下方对应径向稳定器位置.其温度场计算结果显示,在上游区域温度较低,中下游区域温度较高(详见第2.4节).据此设计了图2(b)所示的隔热屏结构A,上游没有布置冷却孔,在中下游区域设置了均匀分布的叉排多斜孔结构(图2(e))



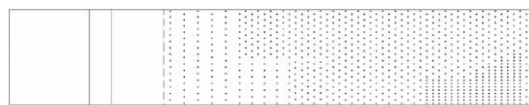
(a) $1/12$ 无孔隔热屏径向视图



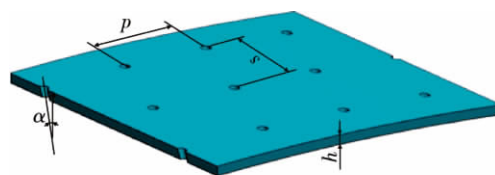
(b) $1/12$ 多斜孔隔热屏结构A径向视图



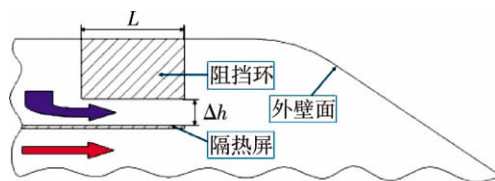
(c) $1/12$ 多斜孔隔热屏结构B径向视图



(d) $1/12$ 多斜孔隔热屏结构C径向视图



(e) 多斜孔排布结构



(f) 冷却通道末端阻挡环结构

图2 隔热屏模型结构示意图

Fig. 2 Conditions of the heat shield

所示),总孔数为: $15 \times 54 = 810$ 。与无孔隔热屏不同的是多斜孔隔热屏使得一部分冷却气体从孔阵中流进燃烧室内部,其余仍从冷却通道出口流出,为了控制这 2 部分流体的流量比,在冷却通道出口处增加了阻挡环结构,如图 2(f)所示。在这种条件下计算得到的隔热屏温度场,仍有部分区域温度过高(详见第 3 节)。据此调整了孔的分布,在总孔数不变的条件下,在低于温度要求区域减少了开孔数量,而在冷却效果欠佳区域相对增加开孔数量,如图 2(c)所示。用类似的方法优化设计了图 2(d)所示的隔热屏结构 C,不同的是结构 C 相比结构 B,在高温区域加大了开孔量,增加隔热屏开孔率约 5.5%。优化设计隔热屏其间阻挡环结构没有变化。

1.3 计算域

本文计算域包括冲压发动机(进口通道、燃烧室、收扩喷管)及其下游部分外环境区域两大部分,其中隔热屏、中心锥、火焰稳定器以及外壁面为固体域,其余区域为流体域。

1.4 边界条件及物性参数

模型边界设置情况如图 3 所示:进口设置为流量进口边界;出口设置为环境压力出口边界;发动机外壁面设置为绝热边界;周期边界设置为绕流向坐标轴旋转的旋转周期。假设高空环境下,环境静压 2000 Pa。具体边界设置参数值见表 1。

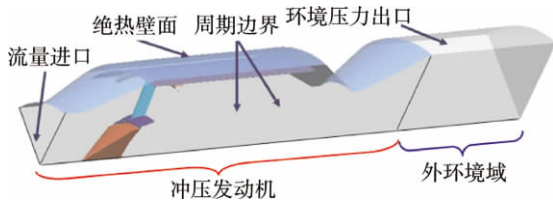


图 3 模型边界设置示意图

Fig. 3 Conditions of the model boundary

表 1 模型几何参数表

Table 1 Operating parameters

参数	符号	数值
冷道出口/mm	Δh	7.5
阻挡环宽/mm	L	30
孔间距/mm	P	19.2, 9.6
孔排距/mm	s	20, 10, 9
斜孔倾斜角/(°)	α	70

1.5 网格划分及计算方法

模型网格划分情况如图 4 所示,结构化与非结构化相结合划分网格,在隔热屏附近进行网格加密,网格量为 180 万左右。

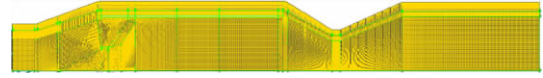


图 4 模型网格全图

Fig. 4 Computational Grid of the ramjet engine

本文网格独立性实验中,计算域网格总数分别为:10 万、13 万、34 万、41 万、170 万、180 万和 190 万,图 5 显示了隔热屏平均温度与喷管出口平均温度随网格数量变化的情况。兼顾数值可靠性与计算时间,1/6 无孔隔热屏燃烧室计算网格大约为 180 万,而 1/12 多斜孔隔热屏模型计算网格大约为 260 万。

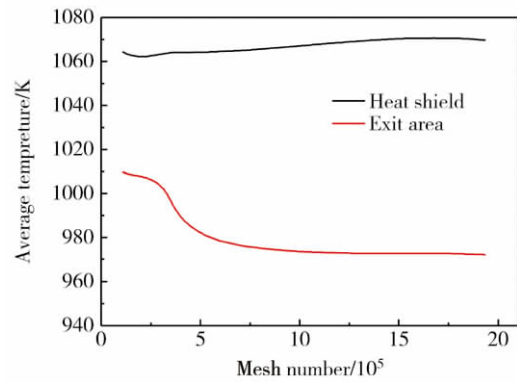


图 5 网格独立性验证

Fig. 5 Grid independence verification

本文采用商业软件 FLUENT 对流动及燃烧进行数值模拟。计算模型采用基于密度算法,分离隐式稳态求解器, SST(shear stress transport) $k-\omega$ 两方程湍流模型,燃烧采用组分传输模型,各参数离散采用 2 阶精度的迎风格式。本文燃烧计算收敛较为困难,收敛条件为同时满足以下 2 个条件:① 2 阶精度下残差值至少有 2 个小于 0.001;② 喷管出口平均压力不变。

本文对压力、速度和温度都进行了无量纲化处理,相关无量纲参数如下:

$$p = \frac{p_0 - p'}{\frac{1}{2} \rho v_0^2} \quad (1)$$

$$V = \frac{v}{v_0} \quad (2)$$

$$\Theta = \frac{T - T_c}{T_g - T_c} \quad (3)$$

其中 p_0 为进口截面平均静压; v_0 为进口截面平均总速度; T_c 为进口空气温度; $\bar{T}_g$ 为喷管出口平均温度,按下式计算:

$$m_f \cdot H = m_g \cdot c \cdot (\bar{T}_g - T_c) \quad (4)$$

式中 m_f 为燃油质量, m_g 为燃气质量, H 为燃油热值, c 为燃气比热容。

本文定义冷却效率 η 为

$$\eta = \frac{T_h - T_w}{T_h - T_c} \quad (5)$$

其中 T_h 为高温流体温度, T_c 为冷却流体温度, T_w 为固体壁面温度。

本文定义推力 F 为

$$F = \int [(\rho \cdot v_x \cdot v_x) - (p - p_a)] dA_x \quad (6)$$

其中 v_x 为流向方向速度, p 为当地静压, p_a 为环境压力, A_x 积分面积元。

2 无孔隔热屏燃烧室流动传热计算

2.1 速度场分析

选取中心截面即过径向火焰稳定器中心的截面为例,沿程速度分布趋势如图 6(b)所示。图 6(c)中(上图表示冷态,下图表示热态),燃烧前后冲压发动机燃烧室内 Ma 分布趋势基本相同;冷态喷管出口处达到 $Ma=2.5$,流体喷出喷管后流速继续增加到 $Ma=4.0$,而热态由于燃烧温度增加,当地声速增加,流体增速只增加到 $Ma=3.4$ 。三向分速度分布如图 6(d)、图 6(e)、图 6(f)所示。燃烧后冲压发动机速度在 x 方向增加明显,径向速度增加幅度较小,而切向速度除在个别燃油喷嘴位置较大外,其余位置切向度值为 0。

图 6(f)中流线表示流体在此截面上的流动情况,在火焰稳定器和中心锥共同作用下,在稳定器后方产生有助于稳定点火燃烧的低速涡旋区。

选取几个特征截面进行分析,截面位置示意图如图 7 所示。截面 A 过径向稳定器,并过内环喷嘴。燃烧室内流体受到稳定器的阻挡,分别向径向稳定器两侧区域流动,内环流通面积小于外环,中心锥后侧的回流现象更为明显。热态流场中可以看出内环与径向喷嘴的影响。

截面 B 正对外环火焰稳定器后端。外环稳定器和隔热屏下表面之间的流体,流通面积减小,流速较高;火焰稳定器和中心锥后侧区域形成大面积低速回流区,且径向火焰稳定器两侧的流体不断卷入其后侧低速回流区。

截面 C 处于燃烧室中间位置。低速旋涡区域

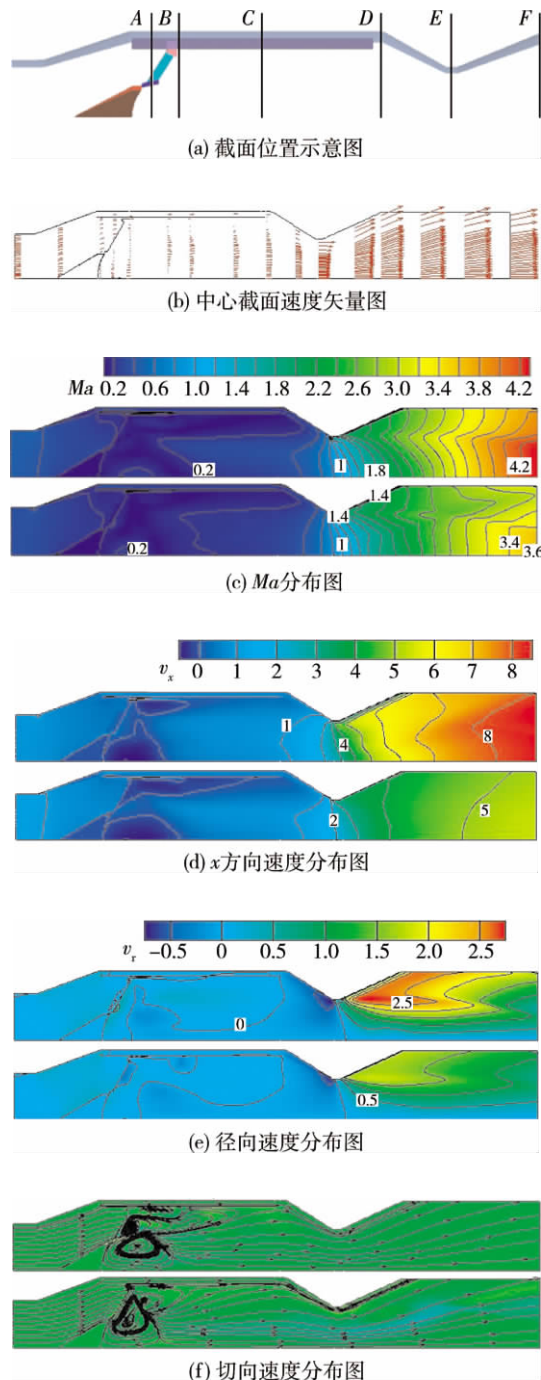


图 6 中心截面速度分布情况

Fig. 6 Velocity conditions of the center section

继续对称发展,中间 4 个小旋涡形成规模较大的 2 个大涡区域,而且漩涡区紧贴隔热屏下表面,从而影响隔热屏的温度;热态流速较冷态稍有增加,但流场涡旋发展较慢。

截面 D 上冷却通道流体流入燃烧室,冷态截面上回流现象已消失,但隔热屏下表面附近的流体流速仍相对较低;热态流速较冷态稍有增加,且流场涡旋还未完全消失。

截面 E 为喷管喉道中心截面。截面上流体流

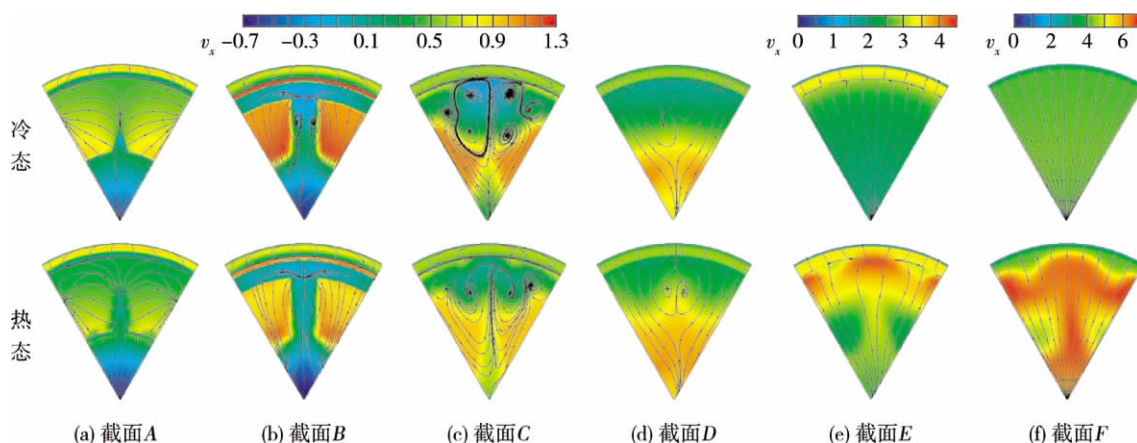


图 7 特征截面速度图

Fig. 7 Velocity of sections

速都大大增加,参考图 6(c), $Ma=1.0$ 的临界线是向后倾斜 1 条斜线,即截面 E 中心流体还未达到临界状态,而外环区域已经达到超声速状态;热态流速较冷态增加,且稳定器的影响作用明显。

喷管出口截面 F 的平均流速是冲压发动机燃烧室内最高的,而且热态流场垂直速度明显高于冷态,速度受到燃烧影响变化明显。以上截面上的速度分布情况均呈现对称分布趋势。

2.2 压力场分析

沿程各截面上的静压分布情况如图 8 所示(压力无量纲化使其与真实状态呈现相反分布趋势):燃烧室内压力分布除了喷管处有明显的降压过程,其余部分分布均较为均匀,且各截面压力分布也呈现对称分布趋势。

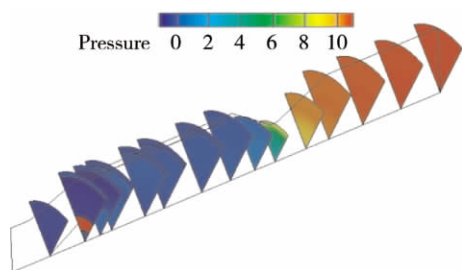


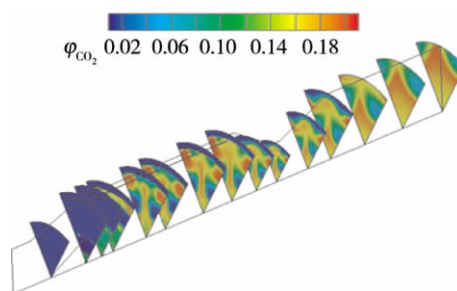
图 8 热态沿程压力分布图

Fig. 8 Heat conditions of the one way pressure

2.3 燃烧组分场分析

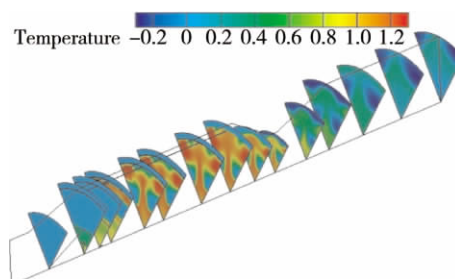
沿程各截面燃烧产物 CO_2 的体积分数分布情况如图 9 所示,稳定器后侧的低速涡旋内 CO_2 的体积分数较低,说明在此区域内发生的是不完全燃烧,而在其后侧空气与煤油充分混合后进行完全燃烧, CO_2 的体积分数增加。 CO_2 的体积分

数分布趋势与截面上温度分布趋势相同,说明燃烧越剧烈,温度越高。

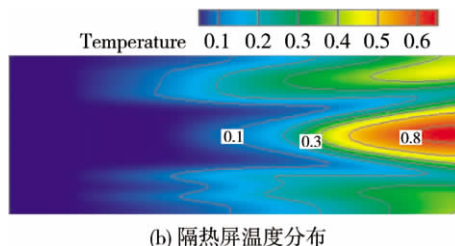
图 9 沿程燃烧组分 CO_2 体积分分布情况Fig. 9 Conditions of the one way CO_2

2.4 温度场分析

沿程流体温度分布如图 10(a) 所示,燃烧室



(a) 沿程温度分布



(b) 隔热屏温度分布

图 10 燃烧室温度分布图

Fig. 10 Combustor conditions of one way temperature

进口区域基本不受燃烧影响,附近温度较低;火焰稳定器和中心锥后侧低速区域提供燃烧的空气量不足,并不能达到完全燃烧状态,温度较低;燃烧室内燃烧剧烈的区域温度数值最高;喷管处温度不断降低;各个截面上的温度分布基本处于对称分布情况。

隔热屏温度对称分布趋势明显,隔热屏前段附近流体还没有产生剧烈的燃烧反应,加上外环火焰稳定器与隔热屏之间的流体保护作用,隔热屏前段温度相对较低;随着流动和涡旋的作用以及燃烧室内燃烧程度的加深,隔热屏温度逐渐升高并在隔热屏后端出现中间高两边低的温度分布情况。考虑隔热屏大部分面积温度高于金属的耐高温极限,必需对隔热屏采取冷却措施。

3 多斜孔隔热屏燃烧室计算

燃烧主要发生在燃烧室的中心区域,而多斜孔隔热屏气膜出流对流场和温度场的影响主要在隔热屏附近。比较无孔隔热屏与多斜孔隔热屏燃烧室出口的平均温度,发现变化不大,说明隔热屏开孔对于燃烧并没有产生较大的影响。

本文对比了计算模型喷管出口截面上面积积分得到的推力数值发现,隔热屏结构 B、C 喷管出口截面上的推力比隔热屏结构 A 大,而隔热屏结构 C 推力还略大于结构 B。这也就是说明隔热屏结构 C 流动阻力较小。

对比 3 种多斜孔隔热屏结构,冲压发动机燃烧室冷却气流分配情况如图 11 所示(3 种隔热屏结构下,燃烧室冷却气流的分配情况均符合要求);其中用于冷却的气流比例最低(cooling)是隔热屏结构 C,3 种结构用于尾喷管冷却的冷气

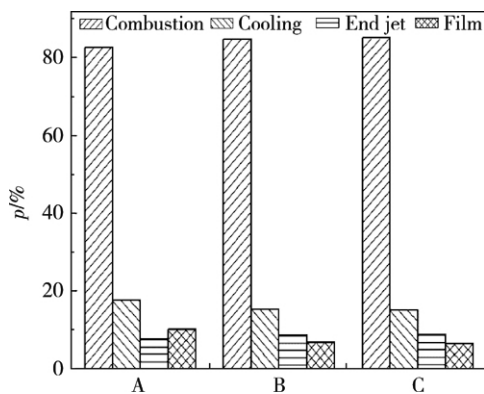


图 11 燃烧室冷却流量分配对比图

Fig. 11 Comparison of cooling flow rates in combustor

流比例相差不大(end jet),但隔热屏结构 C 用于多斜孔气膜冷却的冷气流比例最低(film)。

3 种结构的多斜孔隔热屏温度分布如图 12 所示。多斜孔隔热屏结构冷却效果明显,隔热屏平均温度均显著下降,隔热屏温度大部分面积均较低。与无孔隔热屏相比,隔热屏结构 A 最高温下降,但中后部正对径向火焰稳定器位置区域仍存在局部高温情况;隔热屏结构 B 中,改变孔排布对后部局部高温区域降温效果明显;隔热屏结构 C 中,增加局部开孔量改善了隔热屏后部的冷却情况,后部高温区域面积减少,最高温继续下降。

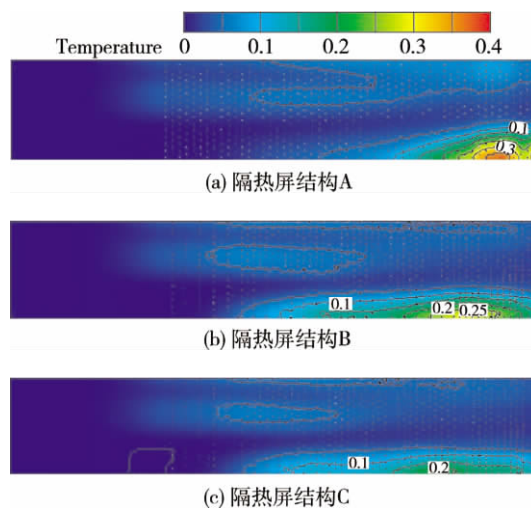


图 12 燃烧室多斜孔隔热屏温度分布图

Fig. 12 Temperature conditions of inclined multihole heat shield in combustor

多斜孔隔热屏冷却效率对比情况如图 13 所示。3 种多斜孔隔热屏冷却效率较低区域均出现

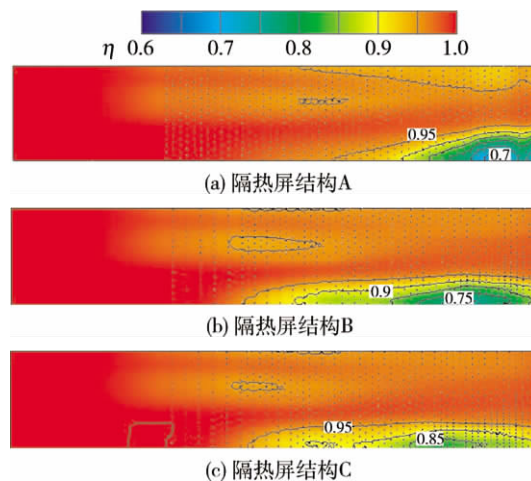


图 13 燃烧室多斜孔隔热屏冷却效率

Fig. 13 η conditions of inclined multihole heat shield in combustor

在隔热屏中后部。虽然隔热屏结构 B、C 中,隔热屏冷却效率低于 0.9 的区域面积较结构 A 有所增加,但冷却效率最低值不断上升,隔热屏结构 B 冷却效率均大于 0.75,而结构 C 冷却效率均大于 0.85,且大部分面积均大于 0.9。所以隔热屏结构 C 的冷却效果最佳。

4 结 论

1) 冲压发动机燃烧室流场与燃烧场基本呈现对称分布趋势,火焰稳定器的影响作用明显,1/6模型可简化为 1/12 模型计算。

2) 燃烧室隔热屏前段温度相对较低,随着流动以及燃烧室内燃烧程度的加深,在隔热屏后端出现中间高两边低的高温分布区域,即重点冷却区域。

3) 多斜孔冷却结构对燃烧室隔热屏产生有效的冷却效果。

4) 3 种隔热屏结构中,结构 C 能将大部分冷却气流通过多斜孔用于隔热屏冷却,隔热屏平均温度最低,高温区域面积最小,隔热屏冷却效率最高。

参考文献:

- [1] 毕士冠. 国外超声速巡航导弹发展战略与技术途径讨论(上)—类别地位与发展态势评析[J]. 飞航导弹, 2007(1): 1-8.
- [2] Andrews G E, Asere A A, Gupta M L, et al. Full coverage discrete hole film cooling the influence of hole size[J]. International Journal of Turbo and Jet-Engines, 1985, 2(3): 213-225.
- [3] Andrews G E, Alikhanizadeh M, Tehrani F B, et al. Small diameter film cooling holes; influence of hole size and pitch [J]. ASME Paper 87-HT-28, 1987.
- [4] Andrews G E, Khalifa I M, Asere A A, et al. Full coverage effusion film cooling with inclined holes[R]. ASME Paper 95-GT-274, 1995.
- [5] 陈焱. 致密微孔壁复合冷却数值模拟与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
CHEN Yan. Numerical and experimental study of effusion cooling of a plate with compact tiny holes [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [6] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍. 顺排布置致密微孔壁冷却效果的数值研究[R]. 南京: 南京航空航天大学第六届研究生学术会议, 2004.
- [7] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍. 致密微孔壁对流换热系数的数值研究[J]. 中国工程热物理学报, 2005, 26(3): 489-491.
CHEN Yan, Ji HongHu, HU Yaping. Study of convective heat transfer coefficient of cooling[J]. Journal of Engineering Thermohysics, 2005, 26(3): 489-491. (in Chinese)
- [8] Gustafsson K M B, Johansson T G. An experimental study of surface temperature distribution on effusion-cooled plates[J]. Transactions of the ASME, 2001, 123(2): 308-316.
- [9] Fric T, Campbell R, Rettig M. Quantitative visualization of full-coverage discrete-hole film cooling[R]. ASME Paper 97-GT-328, 1997.
- [10] Eriksen V L. Film cooling effectiveness and heat transfer with injection through holes[R]. NASA-CR-72911, 1971.
- [11] Eriksen V L, Goldstein R J. Heat transfer and film cooling following injection through inclined circular tubes [J]. Transactions of the ASME, Journal of Heat Transfer: 1974, 96: 239-245.
- [12] Sellers J P. Gaseous film cooling with multiple injection stations[J]. AIAA Journal, 1963, 1(9): 2154-2156.
- [13] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍. 致密微孔壁绝热冷却效果研究[J]. 中国工程热物理学报, 2006, 27(增刊 2): 25-28.
CHEN Yan, Ji Honghu, HU Yaping. Investigation of adiabatic cooling effectiveness of an effusion cooled plate[J]. Journal of Engineering Thermohysics, 2006, 27(Sup. 2): 25-28. (in Chinese)
- [14] Bailey J C, Int ile J, Fric T F A. Experimental and numerical study of heat transfer in a gas turbine combust or liner [J]. Transactions of the ASME, 2003, 125(6): 994-1002.
- [15] Shin Bo K, KoiDe Y, Kashiwagi T. Research of heat transfer of a liner for an afterburner[R]. AIAA-1997-3005, 1997.