

文章编号: 1000-8055(2009)12-2649-06

再生冷却超燃冲压发动机整机稳态热分析

蒋 劲¹, 张若凌², 乐嘉陵²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 为了对再生冷却超燃冲压发动机进行热分析, 结合三维燃气流场计算软件平台、国内航空煤油物性计算程序, 发展了三维热分析计算程序。在 $Ma=4.9$ 和 5.86 两种工作状态下, 对再生冷却超燃发动机整机进行了三维热分析, 得到了发动机局部高温区位置, 并研究了冷却剂流量分配对发动机冷却的影响。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 再生冷却; 稳态热分析

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

Steady thermal analysis of regeneratively cooled scramjet

JIANG Jin¹, ZHANG Ruo-ling², LE Jia-ling²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Computational Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to analyze the heat transfer in the regeneratively cooled scramjet, three-dimensional internal computational fluid dynamics (CFD) platform and computational program of domestic aviation kerosene properties were incorporated to develop a three-dimensional thermal evaluation code. The code was used at $Ma=4.9$ operating condition as well as $Ma=5.86$. The numerical results show the local high temperature areas of scramjet. The code was also used to study the effects of coolant distribution on the scramjet cooling.

Key words: scramjet; regenerative cooling; steady thermal analysis

超燃冲压发动机的热环境非常恶劣。为使发动机长时间工作, 可以采用再生冷却方式对整个机体进行冷却, 即在发动机固壁内开冷却槽道并使用燃料(H_2 或者液体碳氢燃料)作为冷却剂, 燃料在冷却通道内流动吸热后, 喷入燃烧室燃烧^[1]。

由于燃料的流量和热沉能力有限, 冷却通道的设计显得尤为重要。对于液体火箭发动机来说, 冷却剂典型温升为 $100\sim 200\text{ K}$, 但是对于碳氢燃料超燃冲压发动机, 煤油典型温升可达 $700\sim 800\text{ K}$, 并且需要对燃料的裂解反应进行控制。美国普惠公司(Pratt & Whitney)在设计再生冷却

发动机时, 根据热流区域的不同, 采取了不同的冷却通道布局, 并采用了计算设计与试验数据的对比研究^[1-2]。普惠公司的实践说明了两点: 一, 超燃发动机的热流分布呈现明显的多维特征; 二, 十分重视冷却通道的设计和换热分析计算。

美国计划于 2009 年 8 月开始 X-51A 飞行试验, 携带的燃料是 120 kg 的 JP-7 和少量乙烯。在助推火箭与飞行器分离后, 先以乙烯为燃料来完成内流道和煤油的加热, 此后被加热并裂解的煤油 JP-7 (温度 1000 K 左右) 注入燃烧室点火燃烧实现有动力飞行约 240 s ^[3]。目前, 美国已经在 Langley 2.4384 m (8 ft) 高温风洞上进行了普惠公

收稿日期: 2008-11-21; 修订日期: 2009-05-05

作者简介: 蒋劲(1979-), 男, 四川简阳人, 博士生, 研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

司生产的 X-1 和 X-2 再生冷却发动机地面试验, 为该飞行试验做准备. X-1 发动机运行 40 多次, 总试验时间超过 1000 s, 对应飞行马赫数为 4.6, 5 和 6.5. X-2 发动机采用全飞行设备, 在马赫数为 4.6 条件下进行了 8 次试验, 在马赫数为 5 条件下进行了 11 次试验, 燃烧时间共 11.4 min^[4]. 由此可见, 美国已经突破液态碳氢燃料的再生冷却超燃冲压发动机的设计.

本文结合 CARDIC-A HL 发展的超燃冲压发动机三维内流场计算软件平台 A HL3D 和煤油物性计算程序, 发展了能对超燃发动机再生冷却整机进行三维热分析的计算程序.

1 计算方法

超燃发动机固壁可看成由涂层、内层、通道和外层构成, 它们可分别采用不同的材料来构造. 本文暂不考虑涂层, 固壁材料均为不锈钢 (1Cr18Ni9Ti). 如图 1, 发动机模型沿纵向被细分成了许多的站位, 站位的编号方式从冷却通道入口开始, 在冷却通道出口处结束. 就单根冷却通道来说, 由于结构的对称性, 仅对站位上的如图 2 所示的单元进行计算, 而且假定在单元的两侧边界没有热的传递. 图 2 所示单元上还添加了有限差分网格.

固壁内的热传导可以用无内热源、稳态、变导热系数的导热方程的积分形式来描述^[5]

$$-\oint \kappa \text{grad } T \cdot \text{nds} = 0 \tag{1}$$

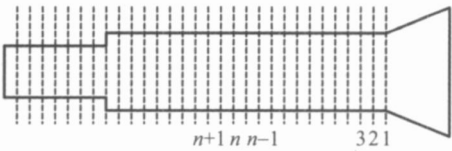


图 1 超燃冲压发动机模型被划分成许多的站位
Fig. 1 Scramjet model subdivided into a number of stations

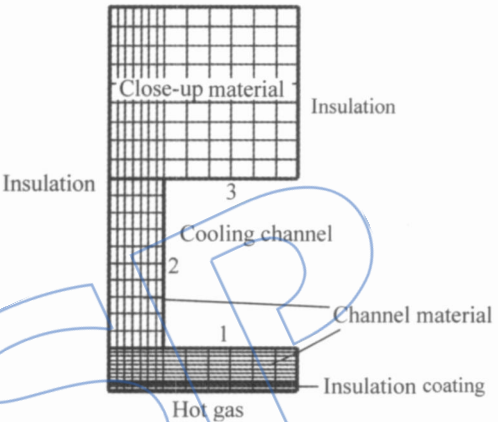


图 2 半个冷却通道单元及有限差分网格示意图
Fig. 2 A half cooling channel cell and finite difference grid

使用元体平衡法建立差分方程, 对界面上的导热系数使用调和平均值^[6], 导热系数是温度的函数. 对于典型的内节点 (如图 3), 建立的差分方程为

$$\begin{aligned} & \frac{2k_{i+1,j,n}k_{i,j,n}}{k_{i+1,j,n} + k_{i,j,n}} \Delta y \left[\frac{1}{2} (\Delta S_{i,j}^{n-1,n} + \Delta S_{i,j}^{n,n+1}) \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i+1,j,n}}{\Delta x} + \\ & \frac{2k_{i,j-1,n}k_{i,j,n}}{k_{i,j-1,n} + k_{i,j,n}} \Delta x \left[\frac{1}{2} (\Delta S_{i,j}^{n-1,n} + \Delta S_{i,j}^{n,n+1}) \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i,j-1,n}}{\Delta y} + \\ & \frac{2k_{i-1,j,n}k_{i,j,n}}{k_{i-1,j,n} + k_{i,j,n}} \Delta y \left[\frac{1}{2} (\Delta S_{i,j}^{n-1,n} + \Delta S_{i,j}^{n,n+1}) \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i-1,j,n}}{\Delta x} + \\ & \frac{2k_{i,j+1,n}k_{i,j,n}}{k_{i,j+1,n} + k_{i,j,n}} \Delta x \left[\frac{1}{2} (\Delta S_{i,j}^{n-1,n} + \Delta S_{i,j}^{n,n+1}) \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i,j+1,n}}{\Delta y} + \\ & \frac{2k_{i,j,n}k_{i,j,n+1}}{k_{i,j,n} + k_{i,j,n+1}} \left[\frac{(\Delta x \Delta y)_{n+1} + (\Delta x \Delta y)_n}{2} \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i,j,n+1}}{\Delta S_{i,j}^{n,n+1}} + \\ & \frac{2k_{i,j,n}k_{i,j,n-1}}{k_{i,j,n} + k_{i,j,n-1}} \left[\frac{(\Delta x \Delta y)_n + (\Delta x \Delta y)_{n-1}}{2} \right] \frac{T_{i,j,n} - T_{i,j,n-1}}{\Delta S_{i,j}^{n,n-1}} = 0 \end{aligned} \tag{2}$$

上式可以整理为

$$T_{i,j,n}^l = \frac{\frac{T_{i+1,j,n}^{l-1}}{R_1} + \frac{T_{i,j-1,n}^{l-1}}{R_2} + \frac{T_{i-1,j,n}^{l-1}}{R_3} + \frac{T_{i,j+1,n}^{l-1}}{R_4} + \frac{T_{i,j,n+1}}{R_5} + \frac{T_{i,j,n-1}}{R_6}}{\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \frac{1}{R_3} + \frac{1}{R_4} + \frac{1}{R_5} + \frac{1}{R_6}} \tag{3}$$

式中 $R_1 \sim R_6$ 为典型内节点与它周围节点间的热阻^[7].

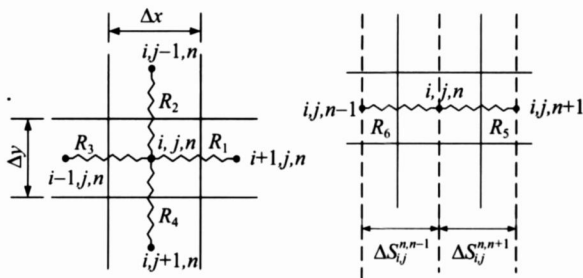


图 3 典型内节点与它周围节点间的热阻示意图

Fig. 3 Resistances between a typical interior node and its adjoining nodes

对于边界节点,应用边界条件后也可以推导出类似的方程.有三种类型的边界条件:燃气与固壁的对流换热;冷却剂与固壁的对流换热;外侧根据不同条件可以为自然对流(如电弧加热器试验)、强迫对流换热(飞行过程中与大气接触的气动加热)及绝热.燃气侧与冷却剂侧边界条件的相关参数的确定在下文介绍.这里假定外侧为绝热.

对每条冷却通道均采用三维换热计算方法.每个节点的温度是相邻节点(即同一个站位置上 4 个相邻节点和相邻站位置上的 2 个节点)温度的函数.轴向推进方向上后一个站位置上的温度采用上一步推进的计算数值(第一次推进计算时采用假定初值).在每一个站位置上,使用了 Gauss-Siedel 迭代方法用于获得站位置两个方向收敛的温度分布.然后计算沿轴向推进.一次推进完成以后,所有点的温度就与先前推进的结果进行比较,如果两次推进之间结果的差别满足收敛标准,就终止该冷却通道的换热计算,否则继续由第一站位置重新推进计算^[7].

燃气侧热流采用 Eckert 参考焓方法^[8]计算.用下标 g 表示燃气, x 表示参考状态, n 表示站位置的序数, w 表示壁面, a 表示绝热, s 表示滞止状态,第 n 个站位置上燃气的参考焓可表示为

$$H_{gx n} = 0.5(H_{gs n} + H_{gw n}) + 0.22(H_{gaw n} - H_{gs n}) \quad (4)$$

式中 $H_{gx n}$ 表示燃气的参考焓, $H_{gs n}$ 是燃气的静焓, $H_{gaw n}$ 是燃气恢复焓, $H_{gw n}$ 是燃气在壁温条件下的焓. $H_{gaw n}$ 由恢复因子、燃气总焓和燃气静焓决定,恢复因子由参考温度决定.假定第 n 个站位置上的气壁温度 $T_{gw n}$, 由式(4)可以确定参考温度,从而确定燃气边界层参考状态.燃气热力与输运性质由多组分公式计算^[9].第 n 个站位置上的气壁温度 $T_{gw n}$ 为该站位置上气壁节点温度的平均值.

燃气传到气壁的对流换热热流和斯坦顿数 St 有关

$$q_{cn} = St_{gx n} \cdot \rho_{gx n} V_{gs n} (H_{gaw n} - H_{gw n}) \quad (5)$$

超燃发动机中燃气向固壁的辐射热流占总热流的比例很小,计算时忽略辐射热流.将求得的热流 q_{cn} 作为站位置 n 处燃气侧固壁的输入热流边界条件,这个热流均匀作用于该站位置燃气侧固壁各节点上.

对冷却通道中煤油的流动作一维简化处理.煤油与固壁的对流传热系数采用冷却剂平均温度计算,使用 Sieder-Tate 公式^[10]

$$\frac{hd}{K} = N_{uk} = 0.027 Re^{0.8} Pr^{1/3} \left(\frac{\eta}{\eta_w} \right)^{0.14} \quad (6)$$

除 η_w 按假定的液壁温确定外,式(6)中其它量采用煤油平均温度计算,冷却通道水力直径 d 为特征长度.由于物性参数 η_w (煤油物性在下面有介绍)与液壁温度有关,所以需要迭代求解.基于冷却通道下壁、侧壁和上壁(如图 2 中的 1, 2, 3 标识)节点的平均温度可以分别估算出 3 个相应的对流传热系数,将站位置 n 上的 3 个对流传热系数和煤油平均温度作为站位置 n 处冷却剂侧的对流传热边界条件.

沿冷却剂侧固壁四周积分,可以得到沿冷却通道截面四周向冷却剂传的热量 Q_c , 单位为 W/m. 因此两相邻站位置之间的冷却剂温升为

$$T_{n+1} - T_n = Q_c \Delta S_{n+1, n} / (c_p m_1) \quad (7)$$

其中 c_p 为以两站位置的煤油平均温度定性的煤油的比定压热容, m_1 为冷却通道中煤油的质量流量, $\Delta S_{n+1, n}$ 为相邻两站位置之间的距离.

2 冷却剂物性计算

受 CARD C (China Aerodynamics Research and Development Center) 委托,2004 年天津大学采用质谱仪对 CARD C 提供的某航空煤油的样品进行了组分测量.结果是含量 1%~2% 以上的约有 30~40 种,主要成分为 C_8 - C_{13} ,含量最多的只有 6%.

受 CARD C 委托,2006 年中国科技大学也对该航空煤油的样品进行了组分测量,采用的是同步辐射真空紫外单光子电离结合分子束质谱技术进行测量.实验测得航空煤油中大约 80 多种成分,主要成分为 C_8 - C_{13} ,含量最多的达 10.6%.

本文采用一个碳氢混合物物性计算程序来获得超临界压力下国内航空煤油的物性.由于煤油

组分过多,为减少计算量,需要研究煤油替代模型.经过详细研究,得到的3组分模型为:组分和摩尔分数分别为79%的正十烷(*n*-decane)、13%的三甲基环己烷、8%的己基苯,平均分子量141.80,临界参数: $T_c = 622.5\text{ K}$, $p_c = 2.198\text{ MPa}$.在进行换热计算时,采用的是该3组分模型,对于影响热分析计算的密度、比热容和热传导系数等参数,本模型与基于天津大学组分测量的计算结果,两者非常接近.

对超燃冲压发动机的再生冷却设计来说,燃料流动的压力在超临界压力(约2.1~2.5 MPa)之上,燃料不会发生沸腾现象,但是在冷却通道内燃料温度会超过临界温度,燃料在冷却通道里流动时会发生“伪沸腾”现象,此时传热效率将会降低.本文采用的计算程序,可以得到燃料“伪沸腾”时的物性参数,从而可以计算这种“伪沸腾”现象带来的传热恶化问题.

3 发动机模型和冷却通道设计

发动机模型隔离段入口高30 mm、宽100 mm.从发动机隔离段入口直到第二凹槽后台阶(即尾喷管入口处)沿燃气流动方向在上、下、侧壁上均布置了冷却通道.如图4所示.冷却通道的高度为3 mm,宽度为2 mm,衬层厚度为1 mm,外层厚度为3 mm,肋片厚度在大部分位置为1.5 mm,在第二凹槽后台阶,侧壁的肋片厚度从1.5 mm变化到2.1473 mm.上、下壁面布置了28条冷却通道.侧壁分5段布置了冷却通道,冷却通道的数目(沿燃气一维流动方向)分别为9,16,12,18和13.

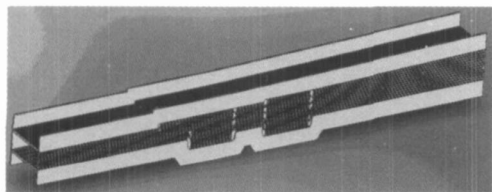


图4 布置了冷却通道的超燃冲压发动机示意图

Fig. 4 Scramjet model with cooling channels

4 燃气流动参数的计算

超燃发动机由于存在凹槽,结构上很不对称,流场不能像火箭发动机那样做周向均匀的假设.为此,采用CARDG吸气式高超声速技术实验室(CARDG-AHL)的三维计算流体动力学(CFD)非平衡计算流场作为热分析计算的热环境计算条件.

CARDG-AHL的计算组,从1997年开始进

行超燃发动机流场的CFD研究.为适应复杂外形和不同燃料(主要是氢气和碳氢燃料)化学反应的超燃冲压发动机部件和整机内部流场的高效、实用的三维大规模并行数值模拟,计算组从2001年开始研制流场的并行计算软件平台,已经对超燃发动机流场进行了大量并行计算研究^[9,11-12].

目前的软件平台AHL3D基于信息通道界面(MPI,message passate interface)并行环境,运用时间相关法,采用强耦合的全隐式格心有限体积离散,数值求解带化学非平衡流动的全Navier-Stokes(N-S)方程.该平台支持完全气体和燃烧化学非平衡流计算、两相流计算、定常和非定常计算、层流和湍流计算、有喷流和无喷流计算,支持多块网格、错位拼接网格和重叠网格,可以求解二维、轴对称或三维全N-S方程、欧拉方程和PNS(parabolized Navier-Stokes)方程.非结构网格的计算方法研究也已经获得成功^[12].

利用AHL3D对发动机内流场进行数值模拟,采用了10组分、12步化学反应和Kok J C提出的湍流/非湍流TNT(turbulence/non-turbulence) $k-\omega$ 湍流模型.把冷却通道局部和相应的发动机燃气内流边界层外缘局部一一对应,从中抽取相应位置的静压、静温、总温、速度、燃气各组分的质量百分比等流场参数,作为计算式(5)的输入条件.忽略从燃气到燃烧室壁的传热对燃气流动的影响.

5 计算结果和讨论

由于超燃冲压发动机沿 z 向对称,仅对发动机半宽进行热分析.计算对应的发动机工作状态有两个:

1) 隔离段入口质量加权平均马赫数 $Ma = 2.75$,污染纯空气来流(质量分数: H_2O 为0.123, O_2 为0.249, N_2 为0.628),总温 $T_0 = 1500\text{ K}$,总压2.7 MPa,质量流量1.90 kg/s,油气比为1.2.对应飞行马赫数 $Ma = 4.9$.

2) 隔离段入口质量加权平均马赫数 $Ma = 3.1$,污染纯空气来流(质量分数: H_2O 为0.171, O_2 为0.255, N_2 为0.574),总温 $T_0 = 1650\text{ K}$,总压3.87 MPa,质量流量1.46 kg/s,油气比为1.2.对应飞行马赫数 $Ma = 5.86$.

冷却煤油均从尾部注入,沿与一维燃气流动相反的方向流动,从隔离段头部流出,假定82条冷却通道的煤油质量流率均相等.为保证冷却用的煤油与发动机燃烧用的煤油质量流率完全匹

配,两种状态下单根冷却通道内煤油的质量流率是不同的: $Ma=4.9$ 时为 1.322 g/s , $Ma=5.86$ 时为 1.019 g/s .煤油入口温度为 300 K ,入口压力为 7.0 MPa .

图 5 为 $Ma=4.9$ 时发动机侧壁冷却通道一横截面(沿冷却通道中心线位置 $x=0.981\text{ m}$, $y=0.14\text{ m}$ 处)的温度分布,由图可推断该截面上的温差超过 110 K .图 6 为超燃发动机半宽的气壁温度分布,从图中可看出气壁温度的分布是很不均匀的,最高温度在发动机侧壁 $x=0.902\sim 1.04\text{ m}$ 的附近区域内,最高达 1118 K .图 7 为 $Ma=4.9$ 时冷却煤油的沿程温度分布,煤油从 300 K 被加热到了 903 K ,侧壁中的煤油温度最高.图 8 为发动机热流密度的分布情况,可见热流密度分布也是很均匀的,最大热流密度为 0.844 MW/m^2 .对发动机在 $Ma=5.86$ 的工作状态也进行了热分析计算,相关结果见表 1.

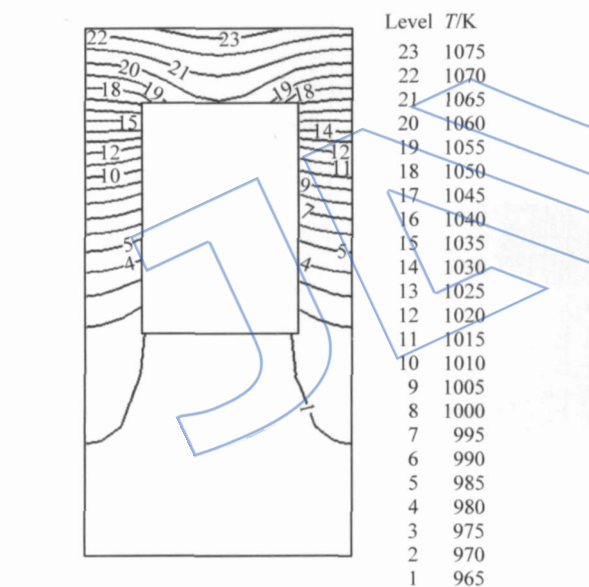


图 5 发动机侧壁冷却通道一横截面温度分布
Fig. 5 Temperature contour of a cooling channel cross section in scramjet side wall

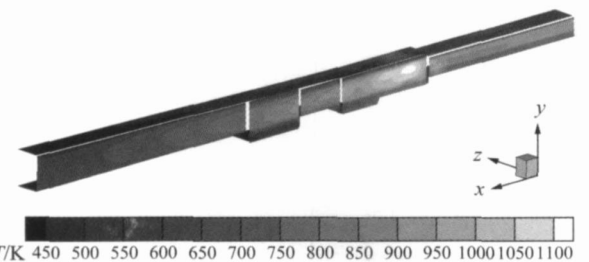


图 6 $Ma=4.9$ 气壁温度分布
Fig. 6 Gas side wall temperature distribution, $Ma=4.9$

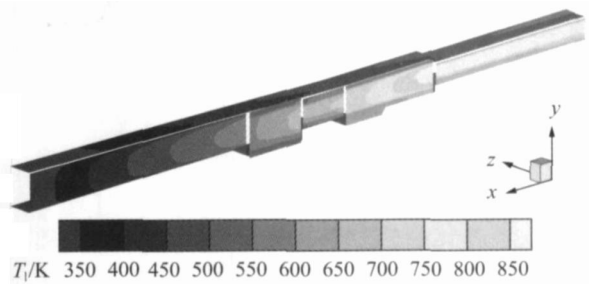


图 7 $Ma=4.9$ 煤油温度分布
Fig. 7 Heated kerosene temperature distribution, $Ma=4.9$

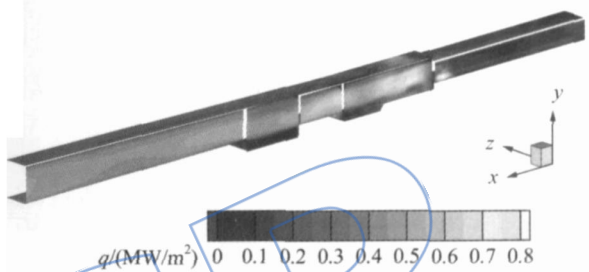


图 8 $Ma=4.9$ 热流密度分布
Fig. 8 Heat flux distribution, $Ma=4.9$

表 1 不同工作状态的计算结果
Table 1 Computational results for different operating conditions

工作状态		最高气壁温度/ K	最高煤油温度/ K
流量分配前	$Ma=4.9$	1118	903
	$Ma=5.86$	1104	943
流量分配后	$Ma=4.9$	1024	799
	$Ma=5.86$	1021	834

计算结果表明侧壁气壁温度过高,上下壁面的温度较低.通过调整各面板煤油流量分配,研究发动机是否能得到更有效冷却.

冷却煤油重新分配如下:发动机下壁(两凹槽所在面板)单根冷却通道的冷却剂流量为均分的 81.43% ,节约下来的流量,分给侧板;发动机侧壁第 1,2,10,11,12 和 13 根冷却通道中冷却剂流量不变,第 3,4,5,6,7,8 和 9 根冷却通道中,冷却剂流量为原均分流量的 137.14% .流量分配前后的相关计算结果见表 1.可见,重新分配面板的煤油流量后,最高气壁温度在 $Ma=4.9$ 时降低 94 K ;在 $Ma=5.86$ 时降低 83 K ;最高煤油温度在 $Ma=4.9$ 时降低 104 K ;在 $Ma=5.86$ 时降低 109 K .这说明对冷却通道内煤油流量分配进行优化可以更

有效地冷却发动机.

6 结 论

1) 初步发展了超燃发动机再生冷却结构三维热分析计算程序. 计算中使用了 CFD 计算平台 A HL3D 计算的超燃发动机三维内流场结果和国内航空煤油的物性计算程序, 通过耦合的办法对超燃冲压发动机再生冷却结构进行了热分析, 能够快速获得发动机固壁的三维温度分布.

2) 发动机结构的温度分布和热流分布很不均匀.

3) 优化冷却通道内冷却煤油的流量分配可以降低最高气壁温度和最高煤油温度, 使发动机更有效冷却.

4) 计算程序对工程设计有一定指导作用, 计算模型和结果的准确性有待于下一步发动机试验工作的验证.

致 谢:

文中有关发动机三维内流场的计算得到了气动中心赵慧勇、邢建文的大力支持; 发动机模型的设计得到了柳新民的帮助, 在此一并表示感谢.

参考文献:

[1] Boudreau A H. Status of the US air force hytech program [R]. AIAA 2003-6947.
[2] Wishart D P, Fortin T B, Guinan D, et al. Design, fabrication and testing of an actively cooled scramjet propulsion system [R]. AIAA 2003-0015.
[3] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scram-

jet engine flight demonstration program [R]. AIAA 2008-2540.

- [4] Warwick G. Hyper reality [R]. Aviation Week and Space Technology, Nov. 3, 2008: 62-64.
[5] 俞昌铭. 热传导及其数值分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1982.
[6] 陶文铨. 数值传热学 [M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2004.
[7] Naraghi M H N. A computer code for three dimensional rocket thermal evaluation, user manual for RTE2002 version 1 [R]. Tara Technologies, LLC, 2002.
[8] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1994.
[9] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled scramjets [D]. Mianyang: China Aerodynamic Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
[10] Linne D L, Meyer M L, Edwards T, et al. Evaluation of heat transfer and thermal stability of supercritical JP-7 fuel [R]. AIAA-97-3041.
[11] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
[12] 王兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模拟研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
WANG Lan. Parallel numerical simulations of whole scramjet engine flowfields on unstructured grids [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)