



CSTAM 2011-2781

**气动加热对主动冷却超声速燃烧室
热结构的影响**

宋宏伟，吴臣武，仲峰泉，孙泉华，
范学军，樊 菁*

中国科学院高超声速科技中心

第四届高超声速科技学术会议
2011年12月6—8日 海南·三亚

气动加热对主动冷却超声速燃烧室热结构的影响

宋宏伟^{1,2}, 吴臣武^{1,3}, 仲峰泉^{1,4}, 孙泉华^{1,4}, 范学军^{1,4}, 樊菁^{1,4*}

(1 中国科学院高超声速科技中心 北京海淀区 100190)

(2 中国科学院力学研究所水动力学与海洋工程重点实验室, 北京海淀区 100190)

(3 中国科学院力学研究所先进制造工艺力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

(4 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 气动加热对主动冷却系统的换热性能与安全行为有何影响是一个值得关注的问题。本文提出了一种主动冷却燃烧室内外热环境的耦合分析方法, 考虑了燃烧室外部气动加热、内部对流换热以及冷却通道对流换热之间的耦合关系。针对典型的主动冷却壁板结构, 在飞行马赫数 5、6、7 三种条件下, 具体分析了内外流耦合传热及热结构响应, 初步获得气动加热对燃烧室结构、冷却通道及燃料的影响规律。通过对油温、结构温度、屈服条件及变形量等几个方面分析, 建立了主动冷却结构安全裕度判据。马赫数 6 以上, 内外流耦合效应使结构和燃料均已进入危险区, 为此提出初步的隔热设计方案。

关键词 主动冷却; 超声速燃烧; 气动热; 热结构; 隔热

引言

对于超燃冲压发动机主动冷却技术的研究, 现阶段还主要侧重于燃烧室内部流动与结构、燃料换热的耦合传热过程。随着飞行马赫数的提高, 外流气动加热对于燃烧室的影响越来越大。飞行马赫数大于 6 时, 来流总温超过 1700K, 气动加热对于主动冷却结构及其内部换热过程与安全裕度之影响, 是本文所要研究的主要问题。

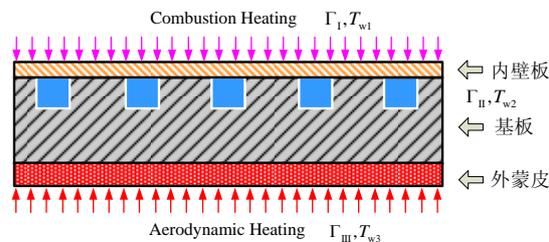
主动冷却发动机内外流耦合传热分析的主要难点在于, 飞行器外部流动通过结构传热、燃料冷却等过程与燃烧室内部流动高度耦合在了一起^[1]。这就需要根据真实的物理过程, 提出合理的多场耦合传热模型与分析方法。本文提出了一种内外流耦合迭代数值计算方法, 针对典型的燃烧室主动冷却壁板, 研究了飞行马赫数 5、6、7 三种典型工况考虑气动加热条件对耦合传热和结构响应的影响, 并开展了有针对性的防隔热设计。对内外流耦合条件下主动冷却结构的安全裕度进行了分析。

1 气动加热条件下主动冷却燃烧室热结构分析方法

1.1 主动冷却结构

通讯作者: jfan@imech.ac.cn

以典型的燃烧室主动冷却壁板为研究对象, 如图 1 所示, 主要由内壁板、基板和外蒙皮构成, 厚度分别为 1.2mm, 6mm 和 3mm。基板上开有冷却通道, 其宽和高均为 1.5mm, 间距 3mm。壁板宽度为 70mm (半模型宽度为 35mm), 长度为 1000mm。



(a) 截面图



(b) 三维图 (无内壁板)

图 1 燃烧室主动冷却壁板示意图

内壁板和基板主要采用高温合金 GH4199, 其性能参数见文献^[2]。从热防护的角

度和保持气动构型的角度考虑，主动冷却壁板不直接与外界气流接触，而是包覆在飞行器的外蒙皮内，外蒙皮可以采用高温合金或隔热材料。内壁板一侧与高温燃气接触，外蒙皮一侧分别考虑有/无气动加热两种情况。

1.2 内外流耦合传热及结构响应分析方法

内外流耦合传热包括燃烧室内部对流换热机制、结构热传导机制、燃料对流换热机制、飞行器外流对流换热机制、内外壁面辐射传热等多种传热机制以及各种传热机制之间的相互耦合。所有的传热机制通过主动冷却结构完全耦合在一起，在实际计算中采用迭代求解。

如何选择求解过程中的迭代参数是一个非常关键的问题。可以采用的方法包括界面温度迭代、界面传热系数迭代、界面热流迭代等多种方法。考虑到燃烧室与冷却通道内的流动目前采用了一维分析方法，每次迭代后输出的参数都是燃烧室与冷却通道壁面上该参数的周向平均值，因此，简化的耦合传热分析方法将对流传热系数和壁温作为迭代参数。如图 2 分析流程所示，具体求解过程如下：

(1)假设一个初始燃烧室内壁面平均温度分布 T_{w1} 、冷却通道壁面平均温度分布 T_{w2} 与燃烧室外壁面平均温度分布 T_{w3} ；

(2)从 T_{w1} 出发，采用 2.2 介绍的分析模型，获得燃烧室燃气的对流换热系数 h_1 与绝热壁温分布 T_{aw1} ；

(3)从 T_{w2} 出发，采用 2.3 的分析方法，结合碳氢燃料热物性计算方法以及煤油换热实验数据，求解燃料的流动与能量方程，获得燃料的对流换热系数 h_2 与燃料温度分布 T_f ；

(4)从 T_{w3} 出发，采用 2.1 的分析方法，通过数值模拟，获得外部气流对流换热系数 h_3 与绝热壁温分布 T_{aw3} ；

(5)从(2)~(4)获得的 h_1 、 h_2 、 h_3 与 T_{aw1} 、 T_f 、 T_{aw3} 出发，求解结构温度场分布。其中燃烧室内壁面、冷却通道、外蒙皮的热边界条件分别为：

$$-k \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_1} = h_1(T_{aw1} - T_{w1}) \quad (1)$$

$$-k \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_2} = h_2(T_{w2} - T_f) \quad (2)$$

$$-k \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\Gamma_3} = h_3(T_{aw3} - T_{w3}) \quad (3)$$

三维结构稳态传热控制方程为：

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(k(T) \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k(T) \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k(T) \frac{\partial T}{\partial z} \right) = 0 \quad (4)$$

其中 $k(T)$ 是随温度变化的导热系数。

求解获得的结构壁温替换步骤(1)中各边界的温度分布，并返回(2)~(4)步分别进行燃烧室、燃料冷却与外流求解，建立起一个循环迭代过程，并进行收敛性判断，当特征边界的结构壁温都满足收敛准则时迭代结束。上述分析方法的显著优点是，充分考虑到由于外流场的加入而对燃气侧和主动冷却通道的换热过程的影响，即考虑了内外流耦合传热的效应。

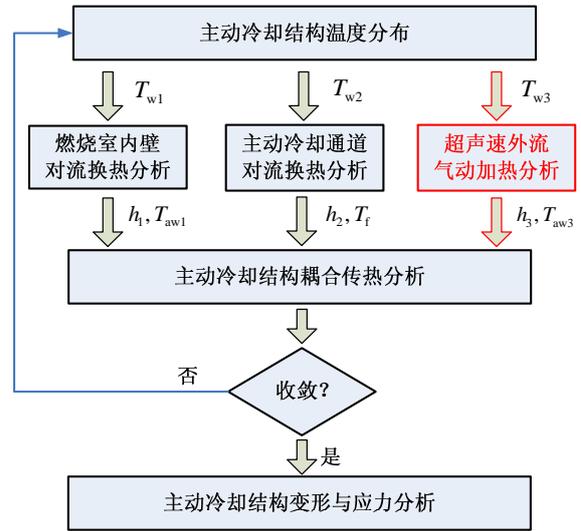


图 2 主动冷却结构内外流耦合分析流程图

获得温度场以后，可以进一步开展结构变形与应力分析。在分析中忽略热惯性效应引起的传热方程中的热力耦合项，采用顺序耦合方法进行求解。其中材料本构模型采用热弹塑性模型^[3]

$$\dot{\varepsilon}_{ij} = \frac{1+\nu}{E} \dot{\sigma}_{ij} - \delta_{ij} \frac{\nu}{E} \dot{\sigma}_{kk} + \lambda(\sigma_{ij} - \delta_{ij} \frac{\sigma_{kk}}{3}) + \delta_{ij} \alpha \dot{T} \quad (5)$$

其中 λ 视偏应力分量的状态差异，取 0 或者为偏应力和偏应变率乘积的函数， E 为弹性模量， ν 泊松比， α 线膨胀系数； ε 为真实应变， σ 为应力， δ 为 Delta 函数，上标“.”表示时间变化率。

2 燃烧室热环境分析

2.1 外流气动加热

高超声速飞行器的气动热预测一直以来是个难点。无论是实验测量还是数值模拟都受众多因素的影响，比较成功的预测一般也有 15% 的误差。对于数值模拟来说，物理模型和有限计算网格都是造成误差的因素，而壁面条件是数值结果误差的又一关键因素。本文通过内外流耦合结构进行温度场的分析，可以较大程度地避免壁温对气动热预测的影响。

作为内外流耦合方法的示例，本文采用类似美国 X-51A 外形的飞行器布局，总长约 4.5 米。飞行器及发动机的构型以计算获得的飞行压力分布效果图显示，如图 3 所示。

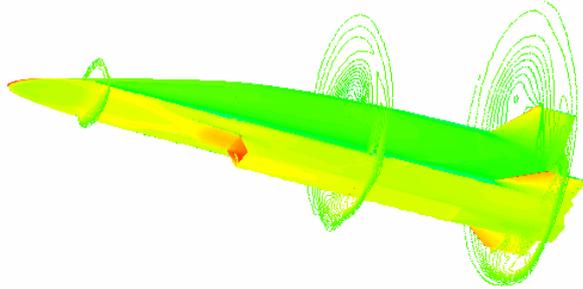


图 3 飞行器外形及飞行压力分布的数值效果图

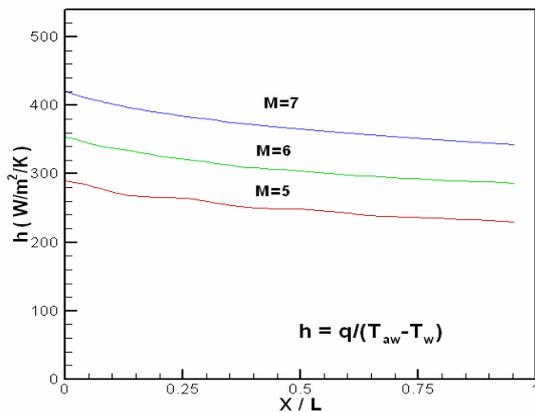


图 4 燃烧室外壁面的对流换热系数 h_{w3}

参考 X-51A 飞行条件，数值计算了飞行器在 25 公里高空分别以马赫数 5、6、7 飞行时的外部流动。在目前条件下，真实气体效应可以忽略，有效的控制方程为 Navier-Stokes 方程，并采用外流计算常用的 B-L 模型以满足工程分析需要。大气条件由国际上通用的 MSIS 90 模

型数据库获得。其中质量密度为 0.0387 kg/m³，分子量为 28.86，压力为 2466 Pa，温度为 221.2 K。假定飞行器以 4° 攻角飞行。在单次计算中，飞行器的外壁面假定为等温条件，其初始迭代步温度设为 300 K。

计算采用有限体积法求解分块结构网格的流场。其中流动通量的计算采用熵修正的 Roe 格式，通过限制器实现空间的二阶精度。同时为加速收敛，守恒变量的迭代更新采用全隐格式。超燃冲压发动机燃烧室的外部气动热计算分两步进行。第一步对整个飞行器流场进行计算。因气动热对计算网格要求极高，第一步采用的计算网格没有达到计算的网格独立性要求^[4]。第二步针对发动机外壁，建立二维几何模型，通过加密计算网格（最小的网格尺度为 0.2 微米）较好地捕捉边界层内的流动特征，达到网格独立性要求。这里二维几何模型是指把发动机在展向作无限长处理，来流条件从第一步计算获得的流场截取。这种准一维的处理方式可以在有限计算资源条件下获得合理的发动机外壁面的热流条件。

根据计算及分析，燃烧室外壁面的对流换热系数如图 4 所示。其中 q 为壁面的热流，绝热壁温由恢复温度关系近似给出：

$$T_{aw3} = T_{\infty} + rU_{\infty}^2/2C_p \quad (6)$$

恢复因子 r 可根据普朗特数近似估计^[5]：

$$r \sim Pr^{1/3} \quad (7)$$

从图中可以看出，燃烧室外壁的对流换热系数随着来流马赫数的增加而增加，而沿着发动机方向略有下降。另外，由于式 6 中绝热壁温随着来流速度的增加近似呈平方增加，燃烧室外壁的气动加热随来流马赫数的增加而迅速增加，因此高超声速飞行器的气动加热对飞行器的热防护提出了很高的要求。

2.2 燃烧室热环境

超声速燃烧室流动与燃烧是非常复杂的物理化学过程。超燃数值模拟对燃料的反应机理、湍流/燃烧相互作用模型、高精度迎风格式、湍流模拟等均提出严格要求，而这些问题大多数尚未得到很好的解决。同时，实验测量热环境参数难度大，常规的单/多点测热元件难

以给出准确并且空间分辨率高的数据。因此，从工程应用角度出发，采用经验公式确定壁面热流及传热系数分布是较为实用的方法。其中，Eckert 等人提出的参考焓值法^[6,7]，对于超声速流动尤其是边界层问题的壁面热流计算具有较好的准确性，在工程界已被广泛运用。

本文采用的燃烧室热环境分析方法以实验测量的壁面静压数据以及理论分析确定的总温分布为基础，通过求解稳态一维变截面可压缩质量、能量方程以及物性方程，获得燃烧室气流的主要参数：马赫数、总温、静温、对流传热系数等。

假设超临界态煤油的燃烧效率为 90%，利用 CEA 数据库以及煤油的替代模型^[8]计算出燃料完全反应后的燃气总温 T_0^f 。对于总温分布，这里采用了 Heiser 与 Pratt^[9]提出的经验公式：

$$T_0(x) = T_0^g \left[1 + \left(\frac{T_0^f}{T_0^g} - 1 \right) \frac{\theta \chi}{1 + (\theta - 1) \chi} \right] \quad (8)$$

其中， $\chi = (x - x_b) / (x_e - x_b)$ ， x_b 是燃烧起始位置， x_e 是燃烧结束位置。控制参数 θ 反映了燃烧的释热速率，对于煤油， θ 介于 2—5 之间。

当总温及静压分布确定后，考虑稳态的一维变截面的可压缩方程以及物性方程

$$\rho u A = \dot{m} \quad (9a)$$

$$H + u^2/2 = H_0 \quad (9b)$$

$$P = \rho R T \quad (9c)$$

其中， \dot{m} 是燃气流量； H_0 为燃气总焓分布。考虑到离解作用， H 不再是简单的温度的线性函数，我们通过 CEA 确定 H ， γ 等气体参数。

壁面热流及对流传热系数分布通过 Eckert 参考焓值法确定：

$$q_w = St^* \rho^* U_e (H_{aw} - H_w) \quad (10)$$

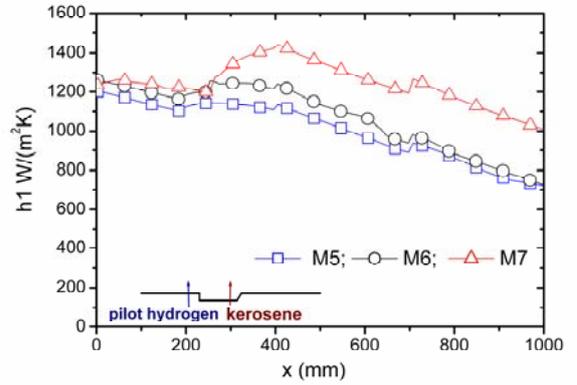
$$h_1 = \frac{q_w}{T_{aw1} - T_{w1}} \quad (11)$$

其中， H_{aw} 是绝热壁焓值， St^* 湍流斯坦顿数；星号*表示参考点，该点由下式确定

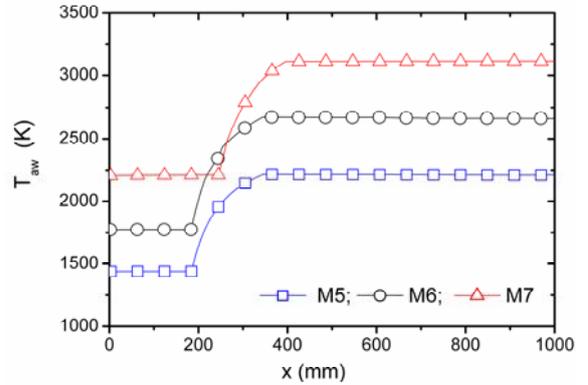
$$H^* = 0.5(H_e + H_w) + 0.11r \times U_e^2 \quad (12)$$

热流 q_w 的确定还取决于 H_w ，即热壁温度 T_{w1} 。这里将综合考虑燃气主流、冷却壁以及冷却剂流动的传热耦合，通过流固传热耦合的迭代求解，确定燃烧室热壁 T_{w1} 分布。

利用一维传热分析计算了燃烧室来流马赫数 2、2.5、3 的条件，分别对应飞行器马赫数 5、6、7。燃烧室内流以及冷却剂流动条件参数详见附录 A。图 5 给出沿流向的对流传热系数和绝热壁温分布。随着飞行马赫数的提高， h_1 有所增大，尤其是煤油燃烧区的下游； T_{aw1} 也显著增大，这说明燃烧室热环境趋于恶劣。



(a) 内流换热系数分布 h_1



(b) 绝热壁温分布 T_{aw1}

图 5 不同马赫数燃烧室壁面传热参数

2.3 冷却通道流动与换热过程

冷却通道内燃料的对流换热性能比较复杂。燃料经过冷却系统加热后，可能经历多个物态变化（液态、超临界态、气态、裂解态），其热力学与输运特性发生很大变化，这些变化将导致燃料对流换热特性出现强化或者恶化现象^[10]。对这些传热变化的描述，目前只能通过实验测量来拟合传热规律。

假设冷却薄壁内一维传热，同时，冷却通道周向的平均热流 q'_w 可以通过煤油的对流传热关系来确定，

$$q'_w = \lambda_f (T_{w2} - T_f) \quad (13)$$

其中， q'_w 与燃烧室内壁热流 q_w 有所不同。稳态条件下，依据冷却通道结构尺寸，两者存在固定的比例。 λ_f 为煤油的对流换热系数。将 λ_f 无量纲化为努赛尔数 $Nu = \lambda_f k_f / d$ ， Nu 可以通过煤油的管道传热实验来确定^[10]。煤油传热的拟和公式为：

$$Nu = 0.0065 Re_d^{0.89} Pr^{0.4} \left(\frac{\mu_f}{\mu_w}\right)^{0.1} \quad (14)$$

冷却通道内的流动可以通过求解一维定常质量、动量、能量方程以及物性方程，即，

$$(\rho u A)_f = \dot{m}_f \quad (15a)$$

$$\dot{m}_f \frac{du_f}{dx} + A \frac{dP_f}{dx} = -\tau_w L \quad (15b)$$

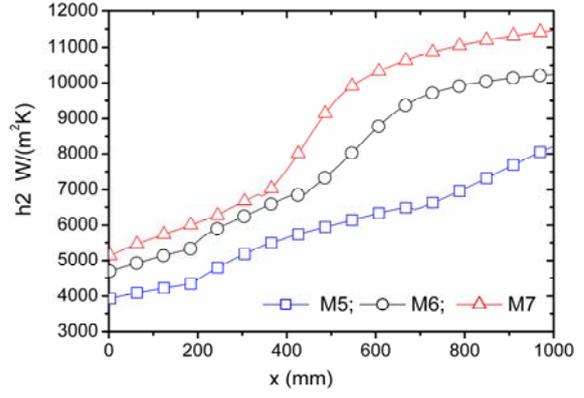
$$\dot{m}_f \frac{d\left(h + \frac{1}{2}u^2\right)_f}{dx} = q_w L \quad (15c)$$

$$h_f = h_f(T, P), \quad \rho_f = \rho_f(T, P) \quad (15d)$$

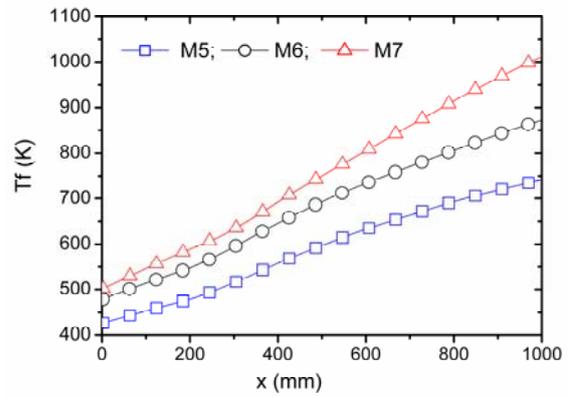
其中 \dot{m}_f 是冷却剂的流量， L 是冷却通道横截面周长， τ_w 通过雷诺相似原则及对流传热关系来确定。方程组(9)结合公式(8)、(10)、(13)，以及方程组(15)可以联立求解，从而获得壁面热流，热壁、冷壁温度及煤油温度分布。

由于煤油是一种含有上百种碳氢化合物的混合物，其热物理特性（如定压比热，密度等）变化复杂，很难用简单公式来描述。所以对于煤油物性参数的确定，可以根据煤油的成分，用多种碳氢化合物组成的混合物作为煤油的替代模型，并利用 NIST Supertrapp 数据库^[11] 进行计算。本文根据大庆 3 号煤油的成分，使用了 10 组分替代模型^[10]，模型包括了直链烷，环烷，苯类以及萘类的典型组分，能较好地模拟大庆 3 号煤油的高温热物理特性。

图 6 分别为不同马赫数下冷却通道内对流换热系数和油温的分布。随着飞行马赫数的提高、燃烧室内壁热流的增大，使得冷却通道内煤油升温加剧，对流传热性能增强。



(a) 冷却流动换热系数分布 h_2



(b) 冷却剂温度分布 T_f

图 6 不同马赫数冷却通道换热条件

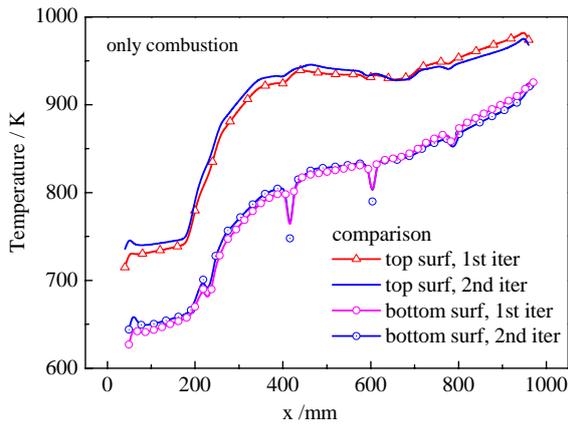
3 耦合传热计算结果分析

3.1 收敛性能

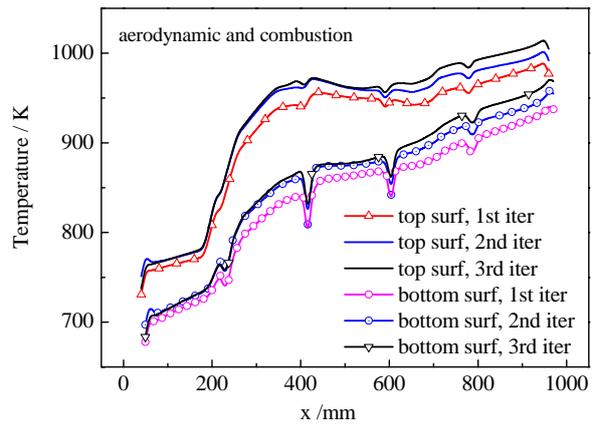
以马赫 6 条件为例，分别对有外流（气动热+燃烧热）和无外流（仅燃烧热）条件下进行迭代求解。由于冷却通道上下壁面温度对油温有最直接的影响，因此在分析中重点关注。如图 7 所示，无外流的算例两次迭代的冷却通道壁温差别很小，表明在此条件下收敛速度较快；有外流的算例则要经过三次迭代，结构壁温基本收敛，但在尾部区域 ($x > 600\text{mm}$) 温度收敛较慢，不同迭代步的壁温仍有差别。这可能是由于该区域油温较高，煤油热物性参数的计算具有一定的偏差，从而导致迭代收敛较慢。从图 7 可以看到，高度为 1.5mm 的冷却通道上下壁面的最大温差可达 120℃。依据换热条件，燃气侧最大热流为 2MW/m²，合金的导热系数约为 20W/mK，也可估算出与图 7 相符

的最大温差。图 8 为有气动热时油温和换热系

数迭代变化。

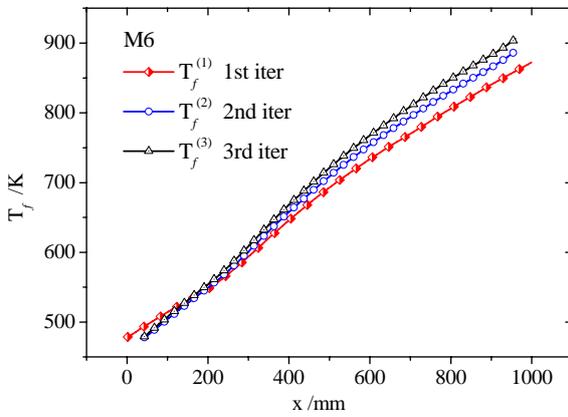


(a) 无外流两次迭代冷却通道上下壁温比较

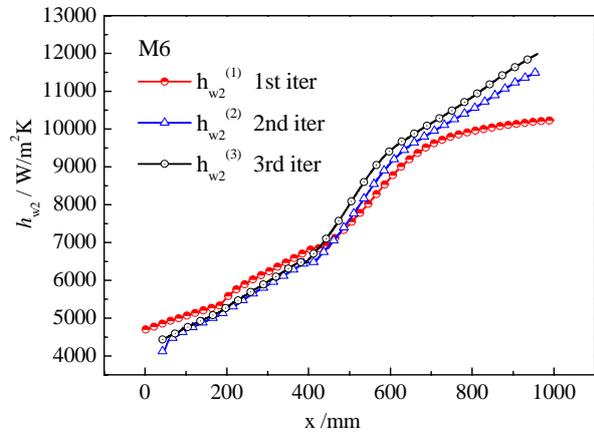


(b) 有外流三次迭代冷却通道上下壁温比较

图 7 马赫数 6 条件下内外流耦合迭代计算收敛性能

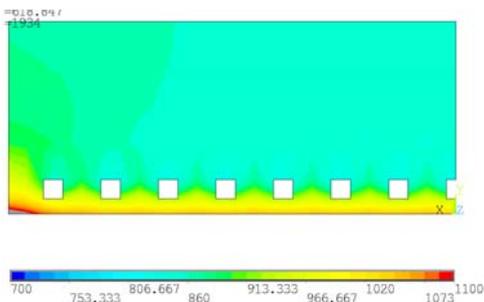


(a) 油温分布

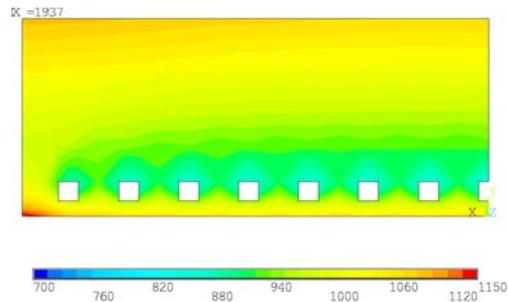


(b) 换热系数分布

图 8 有外流条件下冷却通道的换热条件迭代



(a) 无气动加热



(b) 有气动加热

图 9 截面温度场分布云图比较

3.2 内外流耦合对热防护的影响

气动加热会对外部结构的热防护、内部冷却通道的冷却效果（油温、冷却通道壁温）等造成怎样的影响是本文关注的问题。

由图 8(a)可知，无外流时出口油温为 864K，有外流时出口油温则升至 907K，气动加热使出口油温升高约 40℃。在图 7 中，气动加热使得冷却通道的下底面升高约 50℃，上底

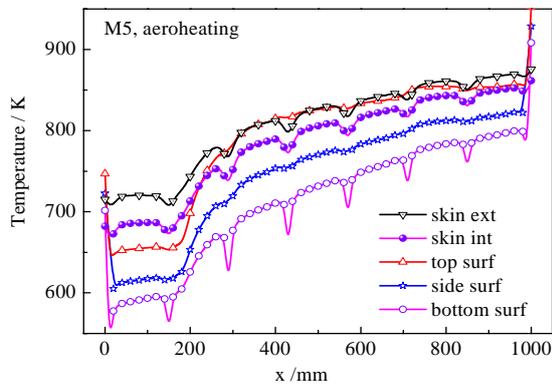
面升高约 30℃。可见，马赫数 6 飞行条件下，未采取隔热措施时气动加热已显著影响到了冷却通道的冷却效果。

气动加热对结构温度分布的影响如图 9 所示。气动加热使得外蒙皮温度升至 1100K，已达到高温合金的使役极限温度；而无气动加热时外蒙皮温度低于冷却通道侧壁面温度，一般

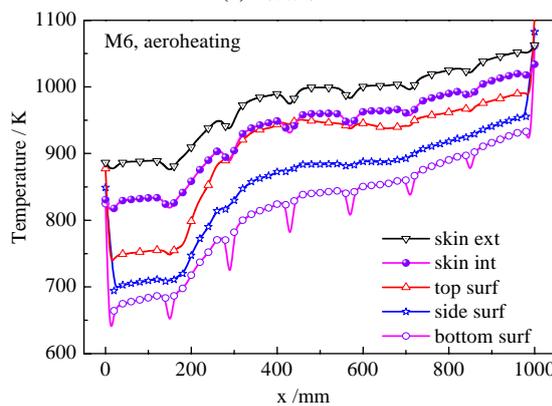
低于 900K。即气动加热使得蒙皮外壁面温度升高 200℃ 以上，提出了较高的热防护要求。

3.3 不同马赫数比较

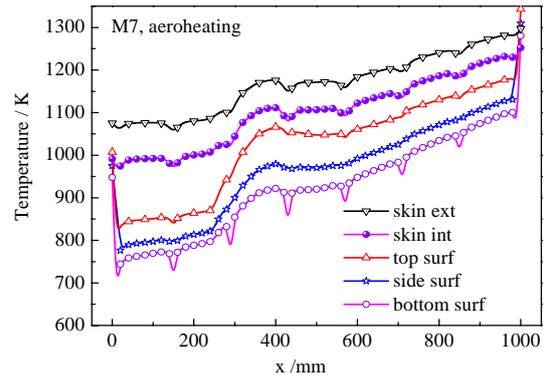
随着马赫数增加，气动加热环境愈加严峻。如图 10 所示，取冷却通道的上、下、侧表面温度和蒙皮内、外壁面 5 条特征线的温度分布进行比较。马赫数 5 时，蒙皮的内、外壁面温度与冷却通道上壁面温度差别不大，均在合金材料安全使用温度范围内；马赫数 6 时，蒙皮的外壁面温度已达到高温合金的耐温极限，内壁面温度则比冷却通道上壁面温度略高；到了马赫数 7，蒙皮的内外边界均远高于冷却通道壁面温度，特别是外边界温度已达到 1300K，超过了高温合金的承载的极限温度。



(a) 马赫数 5



(b) 马赫数 6



(c) 马赫数 7

图 10 马赫数对各特征壁面温度分布的影响

4 燃烧室安全裕度判据

4.1 热应力与热变形

在内外流耦合条件下结构能否满足强度和刚度设计是需要考察的另一个基本问题。图 11 给出了马赫数 7 条件下考虑外流的壁板结构 Mises 等效应力分布，其最大值达到了 400 MPa。在冷却通道汇流槽附近等效应力存在较明显的波动，这是由于汇流槽温度相对较低，材料的机械性能退化并不显著。与无气动加热条件的计算结果相比，气动热条件下的应力水平无显著变化。为了揭示结构塑性应变特征，取内壁面、外壁面和冷却通道内侧、外侧壁面四条路径，其塑性应变分布如图 12 所示。结果表明，内壁面的塑性变形水平最高，等效塑性应变峰值在 0.65% 左右，外壁面的塑性变形水平次之，最大值约为 0.48%。

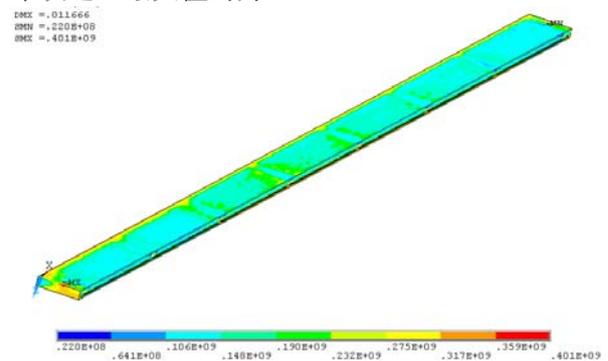


图 11 马赫数 7 结构等效应力场

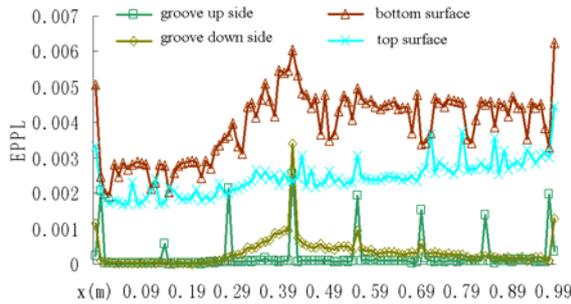


图 12 马赫数 7 结构各表面等效塑性应变平均值

气动加热较显著地改变了主动冷却结构的热变形行为。如图 13 所示，马赫数 6 条件下，主动冷却结构最大变形从无气动热时的 9.3mm 增加到有气动热时的 12.5mm，最大离面位移从 0.55mm 增至 0.6mm。由图 9 的比较以及图 10(b)的分析可知，此时外蒙皮壁温比冷却通道壁温约高 100~300℃，与燃气侧壁温水平相当，因此会显著地影响主动冷却结构的整体热变形行为。

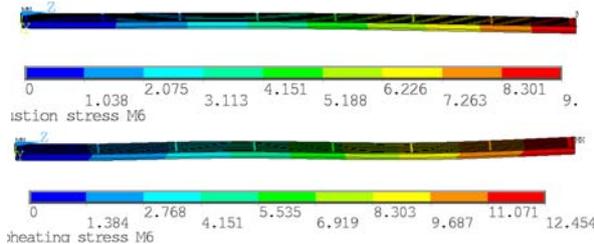


图 13 马赫数 6 气动加热对结构变形的影响

4.2 安全裕度图谱

高温条件下结构完整性评估仍是一个开放的课题^[12-14]，在复杂的高温热力环境条件下，主动冷却结构可能出现屈服、屈曲、断裂、蠕变、热氧腐蚀等多种破坏形式，给安全裕度分析带来困难。Valdevit^[15]等人以应力水平不超过材料强度、材料使用极限温度、燃料结焦温度（JP7 为 975K）和冷却通道最大压降（小于 0.1MPa）等四个方面为约束条件开展了主动冷却结构设计。本文尝试着从以下几个方面进行讨论，并藉此给出不同马赫数内外流耦合条件下主动冷却系统的安全裕度图谱。

(1) 冷却燃料的失效温度。航空煤油作为冷却剂的使用温度上限主要受到煤油结碳的制约。一般而言，煤油高温裂解将伴随着显著的结碳，从而使通道堵塞，换热性能严重下降，甚至导致冷却系统失效。煤油的热/催化裂解是

一个复杂的、与流动强耦合的化学反应，其主要影响因素包括：温度、压力和驻留时间。考虑实际发动机结构内 1—2 毫米的冷却通道以及煤油流动条件（压力变化范围相对较小，驻留时间 0.05s—0.1s），煤油热裂解的起始温度大约为 830K，裂解活跃、结碳严重对应的温度大约 950K。

(2) 结构承载的极限温度。随着温度升高，材料的弹性模量、屈服强度和抗拉强度均显著下降，承载能力大幅降低。因此结构温度不应超过材料使用的耐温极限，但承载的极限温度很难定义^[16]。以 GH4199 镍基高温合金的主动冷却结构为例，温度在 1073K 时能够保证一定的高温强度（约 630MPa，是常温屈服强度 720MPa 的 85% 以上），在 1173K 时承载能力则已大幅退化（约 250MPa，低于常温屈服强度的 35%）。为此，经验性地选取 1050K 和 1200K 分别为 GH4199 材料使用的临界温度和危险温度。

(3) 高温塑性屈服判据。主承力结构在服役条件下应保持在弹性极限以内，NASA 在设计中要求许用应力不超过材料抗拉强度的 2/3，或者屈服强度的 85±0.2%^[17]。考察在高温环境下金属结构的应力水平时，必须考虑材料性能随温度升高而急剧退化的效应。相同的应力水平，对于不同的材料体系、或者同种材料的不同温度水平，对于结构安全行为具有不同意义。因此采用无量纲等效应力进行表征：

$$\sigma_e^* = \frac{\sigma_e(T)}{\sigma_s(T)} \quad (16)$$

其中 $\sigma_e(T)$ 为当地温度水平下的等效应力， $\sigma_s(T)$ 为该温度对应的材料的屈服强度。

(4) 结构塑性失稳判据。对于一个静不定的连续体系而言，即使发生了局部甚至一定程度的塑性变形，如果结构变形量尚未大到导致塑性失稳现象的发生，整体结构仍未丧失承载能力。这是由于材料在塑性变形时形成的缺陷和高密度位错等将对进一步变形形成相应的阻碍作用，而表现出变形硬化行为，及对进一

步变形的抵抗行为^[18,19]。基于拉伸板结构的塑性失稳机制^[20]，本文取 $\varepsilon_{c1}=1.25\%$ 作为结构从安全区域到临界区域的应变参考值， $\varepsilon_{c2}=1.67\%$ 作为结构从临界区域到危险区域的应变参考值。

根据上述讨论给出的冷却燃料失效温度、结构承载极限温度、高温塑性屈服以及结构塑性失稳等四类判据，获得了马赫数 5~7 条件下有、无外流条件下的主动冷却系统包含油温、结构温度、变形量、等效应力、屈服百分比等信息的安全区、临界区和危险区划分的图谱，如图 14 所示。

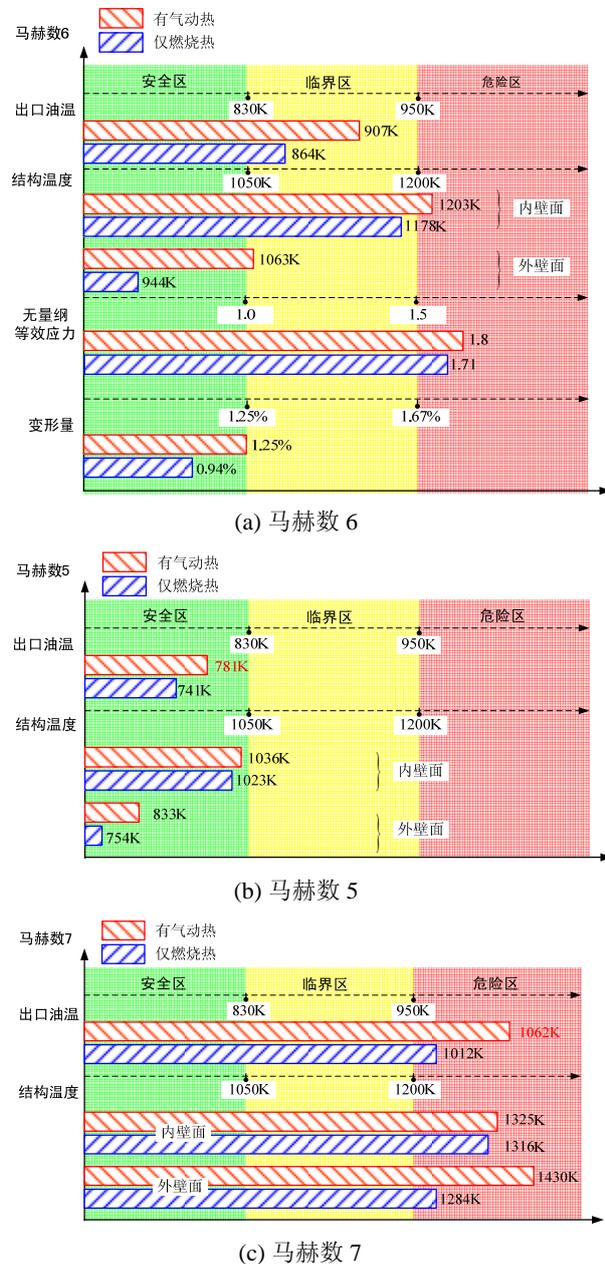


图 14 不同马赫数有无外流下温度安全裕度图谱

马赫数 5 条件下，冷却液和结构的各特征温度均在安全范围内，热防护问题并不突出。马赫数 6 条件下，冷却液温度已处于临界区，结构的最高温度则从无气动热时的临界区进入到有气动热时的危险区，因此马赫数 6 条件的热防护问题突出。此时最大无量纲等效应力和屈服体积百分比均已进入危险区。马赫数 7 条件下，无论有无气动加热，冷却液和结构的温度均在危险区，必须进一步采取特殊的防隔热设计。

5 防隔热方案初步设计

5.1 基本设计思想

进行防隔热设计的一个基本思想是借助热阻的概念。对于特定的热环境（例如热流和绝热壁温恒定），两个壁面之间的热阻越大，则壁面间的温差越大，隔热能力就越强，从而保证主承力结构工作在安全温度范围内。热阻包括传导热阻 R_{wall} ，对流热阻 R_{conv} 和辐射热阻 R_{rad} ，通常由热网络法（并行或串行）确定

$$R_{total} = \sum (R_{wall} + R_{conv} + R_{rad}) \quad (17)$$

R_{conv} 和 R_{rad} 通常由换热条件决定的，因此 R_{wall} 是隔热设计的重点

$$R_{wall} = \frac{L}{kA} \quad (18)$$

由式(18)可知，增大热阻的有效措施包括增加结构厚度 L ，采用低导热系数 k 的隔热材料，以及降低壁面之间的接触面积 A 。从轻量化设计的角度，不宜大幅增加结构厚度。因此，本文从后两个因素考虑防隔热设计方案。

5.2 蒙皮采用隔热材料

图 15 为马赫数 6 条件下蒙皮采用隔热材料时的热响应。可见外流场引起的高温区域主要集中在耐受高温能力很强的隔热材料上，因而发动机主动冷却壁板受外流场的影响很小。与图 9(b)比较，蒙皮采用高温合金时，气动加热对冷却通道壁面升温效果显著；蒙皮采用隔热材料时，冷却通道壁面温度与无气动热载荷时基本一致，说明隔热材料对于保障主动冷却通道的效能而言效果明显。

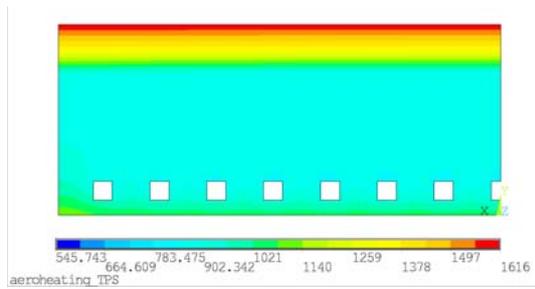


图 15 蒙皮采用隔热材料截面温度分布

5.3 蒙皮与基板间采用加强筋

为了增加主动冷却薄壁结构的刚度，通常会采用加强筋结构。此时，与蒙皮相连接的是加强筋结构。

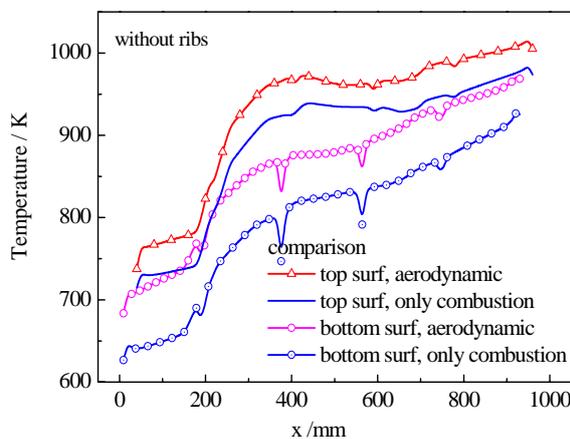
图 16 为有加强筋和无加强筋的传热特性比较。无加强筋时，气动加热对冷却通道的升温影响很大；有加强筋时，冷却通道的整体温度水平未显著改变，只是在有加强筋的区域出现温升区。可见，采用加强筋结构增加了热阻，可有效地降低主动冷却发动机结构由气动热而引起的温升，是一种有效的隔热手段。

6 结论

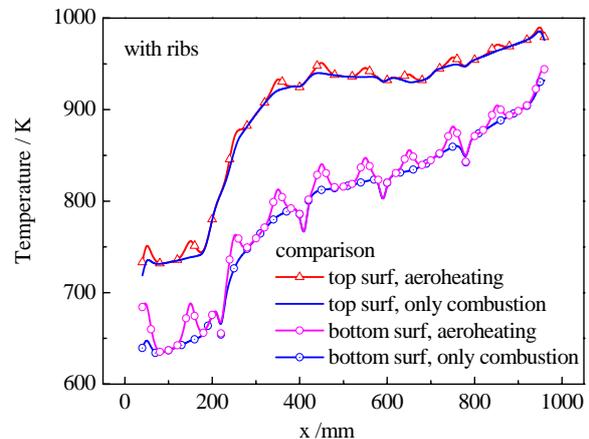
本文给出超燃冲压发动机燃烧室主动冷却结构内外流耦合换热与结构响应分析方法，考

虑了外部气动加热对燃烧室内部对流换热及其与燃烧室结构热传导和冷却通道对流换热之间的相互影响。针对一个简化的主动冷却燃烧室壁板结构，在飞行马赫数 5、6、7 三种条件下，具体分析了燃烧室内外流耦合传热过程。探讨了燃料与结构的主要失效判据，初步给出了不同马赫数有无外流条件下主动冷却结构安全裕度图谱。研究表明，主动冷却结构在有外流的条件下比无外流的条件下面临更严酷的考验，马赫数 6 以上，内外流耦合效应使得燃料和结构均已进入危险区，必须针对外流采取有效的防隔热措施。

在高飞行马赫数下，气动加热的影响规律对于主动冷却燃烧室热结构设计至关重要，目前相关的研究还极为有限。本文开展了一些具有探索意义的研究工作，获得了初步的规律性认识。后续工作还将发展更为准确的气动热环境模型、燃烧室热环境模型、冷却通道流动与传热模型，并且系统地开展内外流耦合传热分析方法的实验验证工作。在结构安全裕度分析中，现阶段主要以热静强度分析为主，对于应变强化材料的屈服后的安全性能也需进行更为深入的研究。



(a)无加强筋时，气动加热影响显著



(b)有加强筋时，气动加热影响较小

图 16 加强筋对冷却通道温度分布的影响

参考文献

- 1.Hirsch C., Numerical Computation of Internal & External Flows, Elsevier, 2007.
- 2.《中国航空材料手册》编辑委员会，2002，中国航空材料手册(第2卷).北京：中国标准出版社：214-223.
3. Boley B A, Weiner J H, 1960, Theory of thermal stresses. USA: John Wiley & Son: 27-32.
- 4.Sun Q., Zhu H., Wang G., Fan J., "Effects of mesh resolution on hypersonic heating prediction", Theor. Appl. Mech. Lett., Vol. 1 No. 2: 022001, 2011..
- 5.Gruenewald K. H., Temperature Recovery Factors in the Transitional and Turbulent Boundary Layer on a 40-Degree Cone

- Cylinder at Mach Number 2.9, NAVORD Rep. 0192910, U.S. Naval Ord. Lab., Jul. 03, 1953.
6. Eckert E. R. G., "Engineering Relations for Heat Transfer and Friction in High-Velocity Laminar and Turbulent Boundary Layer Flow Over Surfaces with Constant Pressure and Temperature", Transactions of the ASME, 1956
 7. Dorrance, W. H., "Viscous Hypersonic Flow", McGraw-Hill, New York, 1962
 8. Gordon S., and McBride B., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA, Ref No.1311, 1994
 9. Heiser W. H., Pratt D. T., "Hypersonic Airbreathing Propulsion", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1994
 10. Zhong F., Fan X., Yu, G., Li, J., and Sung, C-J., "Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions", AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.23 No.3, 2009
 11. Ely J. F., and Huber M. L., "NIST Standard Reference Database 4- NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures", National Inst. Of Standards, Gaithersburg, MD, Feb., 1990.
 12. 涂善东, 高温结构完整性原理. 2003: 科学出版社.
 13. 周瑞发, 韩雅芳, 李树索, 高温结构材料 2006: 国防工业出版社.
 14. 范绪箕. 高速飞行器热结构分析与应用: 国防工业出版社, 2009.
 15. Valdevit L, Vermaak N, Zok FW, et al. A materials selection protocol for lightweight actively cooled panels. Journal of Applied Mechanics-Transactions of the ASME 2008; 75:061022
 16. Robinson JS, Martin JG. SACD's Support of the Hyper-X Program. AIAA-2006-7031 2006
 17. Killackey JJ, Katinszky EA, Tepper S, et al. Thermal-Structural Design Study of an Airframe-Integrated Scramjet Final Report 1989
 18. A.Seeger, in Dislocations and Mechanical Properties of Crystals, Wiley, New York, 1957, p.243.
 19. Amit K Ghosh and Robert A Ayres. On Reported Anomalies in Relating Strain-Rate Sensitivity(m)to Ductility. Metallurgical Transactions A, 1976, Vol.7 A: 1589-1591.
 20. J.W.Hutchinson,K.W.Neale. Influence of strain-rate sensitivity on necking under uniaxial tension. Acta Metallurgica, 1977, 25: 839-846.

附录 A: 燃烧室流动及冷却剂流动参数

表 1 燃烧室流动及冷却剂流动参数

	飞行马赫数 5	飞行马赫数 6	飞行马赫数 7
入口马赫数	2	2.5	3
入口总温 (K)	1450	1800	2200
燃烧室			
流量 (kg/s)	2	2	2
燃烧当量比	0.85	1.1	1.05
燃烧效率	90%	90%	90%
冷却剂			
冷却当量比	1.5	1.5	1.5
入口油温(K)	426	478	501
入口油压(MPa)	5	5	5

EFFECT OF AERODYNAMIC HEATING ON ACTIVELY COOLED SUPERSONIC COMBSUTOR

SONG Hongwei, WU Chenwu, ZHONG Fengquan, SUN Quanhua,
FAN Xuejun, FAN Jing*

(1 Hypersonic Research Center CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Key Laboratory of Hydrodynamic and Ocean Engineering, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, PR China)

(3 Key Laboratory of Mechanics in Advanced Manufacturing, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, PR China)

(4 National Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, PR China)

Abstract Aerodynamic heating of the external flow is an important factor for the cooling efficiency and safe utility of an actively cooled supersonic combustor. In this paper, a heat transfer analysis coupling the aerodynamic heating, the convective heat transfer of the combustor internal flow and the heat absorption of the coolant flow was developed. The analysis was applied for the heat analysis of an actively cooled combustor wall with the effect of the external aerodynamic heating at flight Mach number of 5, 6 and 7. The coupled heat transfer process and the thermal/stress properties of the cooled wall were studied and preliminary conclusions about the effect of the aerodynamic heating were obtained. A criterion for the safety of the cooling structure was proposed based on the analysis of the fuel temperature, structure temperature, yield condition and deformation. It is found that at a flight Mach number higher than 6, the combined effect of the external aerodynamic heating and the internal combustor flow would cause the wall structure and the coolant (hydrocarbon fuel) enter an unsafe region of usage. According to the present results, a primary design of the insulation of the external aerodynamic heating was discussed.

Keywords active cooling, supersonic combustion, aerodynamic heating, thermal structure, heat insulation

*Corresponding author, Email: jfan@imech.ac.cn