



CSTAM 2010-0062

主动冷却结构热力响应近似分析方法

李相旺，马向红，周志平，马维

中国科学院力学研究所

第三屆高超声速科技学术会议

2010年10月26-28日 江苏·无锡

主动冷却结构热力响应近似分析方法

李相旺, 马向红, 周志平, 马 维

(中国科学院力学研究所, 北京海淀区 100190)

摘要 基于高超声速气体边界层理论、无粘性流体力学理论和热黏塑性理论, 建立了属于结构响应热黏塑性理论范畴的工程近似分析方法。用于高超声速飞行器、超燃发动机及关键构件主动冷却结构热力响应工程问题的分析以及材料和结构的安全性评价。方法建立过程中, 把冷却液处理成连续介质, 用能量守恒定律描述对流传热特性。可观察主动冷却的三维效应; 应用参考温度法确定了驻点和平面高超声速气动加热的热流强度, 简化了求解高超声速气体边界层方程的繁琐过程; 针对镍基高温合金材料, 发展适合于描述材料性能的 Bodner-Partom (B-P) 统一黏塑性本构关系。形成解决镍基高温合金材料主动冷却结构热力响应工程问题的热黏塑性近似分析方法。作为应用实例, 对主动冷却模拟构件热力响应进行了物理建模、理论分析和数值模拟研究。得到高超声速气流气动加热环境下模拟构件的温度场、热应力和变形演化规律, 残余应力分布特征。对高超声速气动加热环境下模拟构件的材料和结构强度安全性进行了评价。

关键词 主动冷却, 高超声速, Bodner-Partom 模型, 黏塑性, 模拟结构

引 言

高超气动热现象可迅速引起材料和结构的热失效。在高超气动热极端环境下, 现有最先进的耐高温材料也难以满足当今高超声速飞行技术发展的需求。然而, 再生主动冷却结构的应用极大地促进了高超声速技术的发展。以燃料作为冷却剂, 不仅可以有效提高燃料的利用率、提升发动机性能, 对改善发动机结构性能也有重要影响。冷却液的合理流动性有效地改善了结构热响应, 增加结构设计灵活性。强迫对流效应把主体结构温度控制在材料容许温度内, 显著提高了材料热负荷承载能力。承载主体结构温度的降低确保了结构具有足够强度, 有效发挥材料机械承载能力。对流换热大大减缓了气动加热皮层材料的烧蚀现象, 提高了材料的热防护性能, 也减轻了飞行器和发动机的重量。因此, 实际应用中, 在高超飞行器和冲压发动机上已经普遍采用了主动冷却结构。随着各种耐高温先进材料的不断应用, C/C 复合材料主动冷却结构也在双模态冲压喷气式发动机的热防护结构上得到应用。

求解高超声速气动环境下主动冷却结构热力响应工程问题可以采用基于流体力学、高超声速边界层理论和热黏塑性理论的严格分析方

法。该方法应用连续介质模型描述冷却液的流动特性, 联立求解描述质量、动量和能量守恒的偏微分方程组, 获得冷却液的流动速度和温度分布。采用边界层理论求解边界层控制方程, 得到高超气体气动加热的特性参数。最后与固体结构温度和热应力控制方程结合求得问题的解答。理论方法精度高, 但计算时间长, 实用性一般。解决主动冷却结构热力响应实际问题还常采用工程近似方法。一个好的近似方法往往是有效解决实际工程问题的捷径。

本文首先针对高超声速主动冷却结构发展近似分析方法, 然后应用该方法对主动冷却模拟构件热力响应工程问题进行理论分析和数值模拟研究。给出涂层/镍基高温合金材料体系主动冷却模拟构件在高超气流环境下的温度场和热应力的演化规律。从结构热强度和失效机理方面为主动冷却结构一体化设计与研制提供科学支撑。

1 工程近似方法

高超气动热环境下主动冷却结构热力响应分析是涉及多学科的综合工程问题。其复杂性表现为多场、耦合和非线性等方面。多场指高超气流热流场、冷却液热流场、结构温度场、热应力和变形场等; 耦合指流体热流场与固体

热传导的耦合；非线性指热流场、结构热传 形的演化规律。近似分析时主要关注结构热力

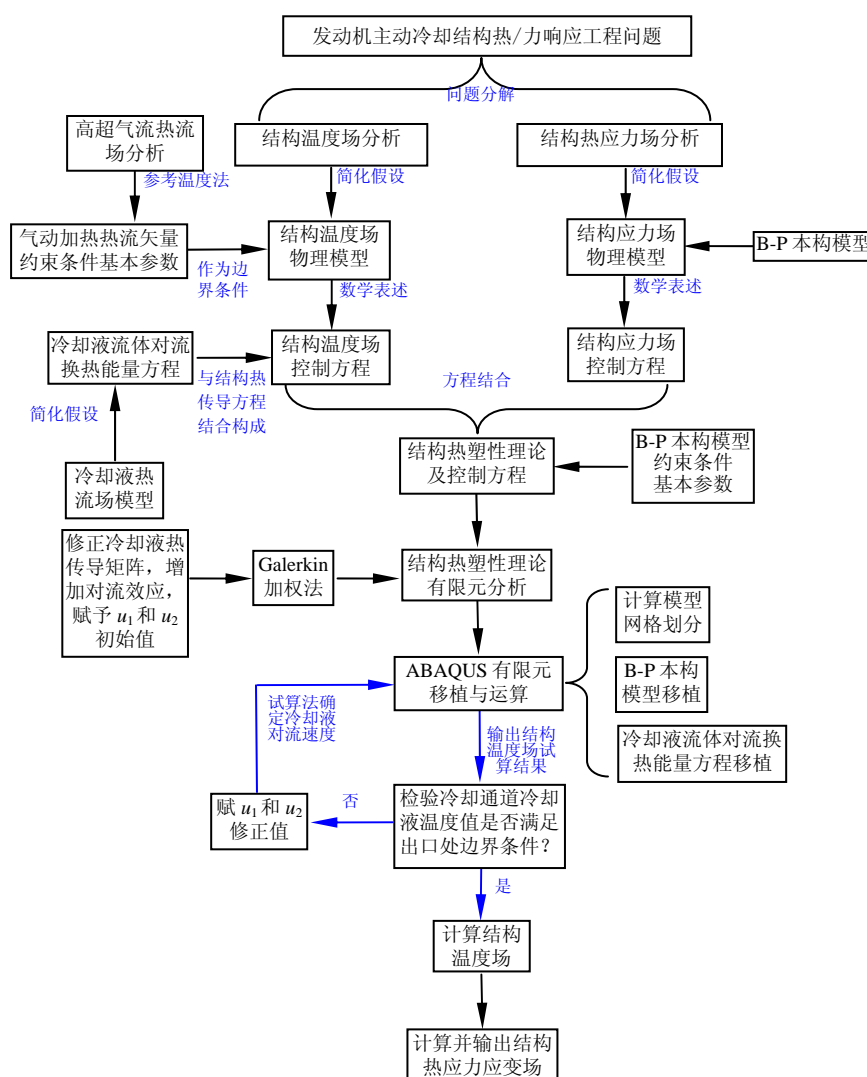


图 1 主动冷却结构问题工程近似分析方法工作流程

导、结构热/力响应表现的物理非线性和几何非线性特征等。解决如此复杂的工程问题需要开展涉及结构表面粘性流体气动加热效应、主动冷却结构多模式非稳态对流热传输特性以及高超声速气动加热环境下结构热力响应等强非线性和多场耦合的基础科学问题的研究。

主动冷却结构热力响应主要涉及流体对流换热和结构热力响应两方面的科学问题。对流换热指高超声速气体的气动加热、冷却液的对流换热和冷却液与结构间的热交换。求解流体力学基本方程可以获得流体的速度场、温度场和热流强度等特性参量；结构热力响应涉及固体中的热传导、热力应力和变形。应用热黏塑性理论可以确定结构的温度场、热应力和热变

响应，简化分析流体对流换热和气动加热的复杂过程。因此，这里发展工程近似方法的原则是：1) 关注结构热力响应，主要求解与固体结构相关的方程，获得结构的温度场，热应力和变形场等；2) 充分简化流体的相关内容，保留主要影响因素，略去次要影响因素，少解描述流体流动性相关的微分方程；3) 考虑高超声速气体的气动加热效应；4) 考虑冷却液与结构间的对流换热效应。图 1 给出针对主动冷却结构热力响应工程问题建立的近似分析方法的工作流程

1.1 高超气动热流矢量的确定—参考温度法

高超声速气体在结构表面边界层内的压力梯度、温度和速度分布以及气体沿结构表面的

摩擦系数和 Stanton 数可严格求解边界层方程得到。进而确定结构表面高超气动加热的热流矢量。参考温度法则是通过合理简化近似确定边界层参量,进而得到摩擦系数、Stanton 数和热流矢量,勿需求解边界层方程。高超声速气动加热的热流强度为

$$C_H = \frac{0.185}{(\log_{10} Re_x^*)^{2.58}} (Pr^*)^{-\frac{2}{3}} \quad (5)$$

式(4)和式(5)中

$$Re_x^* = \frac{\rho^* u_e x}{\mu^*}, Pr^* = \frac{\mu^* c_p^*}{k^*} \quad (6)$$

而且 ρ^* , μ^* , c_p^* 和 k^* 取参考温度为 T^* 时的值。

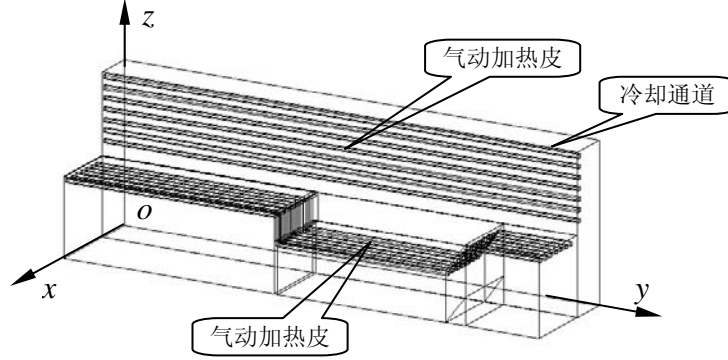


图2为主动冷却主动冷却模拟构件的结构示意图。

$$q_w = \rho_e c_p u_e C_H (T_{aw} - T_w) \quad (1)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁温。由下式确定

$$T_{aw} = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right) \quad (2)$$

这里 $\gamma = c_p/c_v$ 是气体的等压热容和等容热容之比,值为 1.4。 T_∞ 和 M_∞ 为来流总温和马赫数。恢复因子取值为:层流流动 $r = Pr^{1/2}$,湍流流动 $r = Pr^{1/3}$,这里 $Pr = \mu c_p/k$ 为 Prandtl 数。式(1)中的 Stanton 数 C_H 为:

$$C_H = \frac{h_w}{\rho_e u_e c_p} = \frac{q_w}{\rho_e u_e c_p (T_{aw} - T_w)} \quad (3)$$

$$= \frac{q_w}{\rho_e u_e (H_{aw} - H_w)}$$

其中 H_{aw} 、 H_w 、 T_{aw} 和 T_w 分别为绝热壁焓、壁焓、绝热壁温和壁温。Van Driest 和 Eckert 建立了高超气流环境下飞行器结构住点和平板表面可压缩流体流动情形的热传输系数 CH 的近似计算公式。对于平板可压缩流体层流边界层,Stanton 数 CH 为

$$C_H = \frac{0.332}{\sqrt{Re_x^*}} (Pr^*)^{-\frac{2}{3}} \quad (4)$$

对于平板可压缩流体湍流边界层情形,Stanton 数 CH 为:

参考温度定义为:

$$\frac{T^*}{T_e} = 1 + 0.032(Ma)^2 + 0.58 \left(\frac{T_w}{T_e} - 1 \right) \quad (7)$$

式(7)中参考温度通常指边界层内一确定点的温度。其值可由 Van Driest 和 Eckert 给出的方法加以确定,也可取为边界层的平均温度。实践证明作为一种近似分析方法,参考温度法得到的结果具有较高的精度。与边界层精确理论计算结果比较表明对于住点和平板情形,两者间不存在明显误差。仅在绝热平板情形摩擦系数间存在误差,且最大误差仅为 8%。普朗特边界层理论中高超声速气体流动涉及到 5 个变量。确定这些变量需求解 5 个方程构成的边界层方程组。采用参考温度法把繁琐的边界层方程组求解转化为确定边界上热流矢量,使问题大为简化。

1.2 冷却液流场基本方程的简化

分析冷却液流动性的严格理论方法是解基于质量、动量和能量守恒定律的微分方程组,得到冷却通道内冷却液流动的温度、速度、压力、密度和粘性应力等特性参量。对于主动冷却结构热力响应工程问题,发展近似分析方法需要对冷却液流动性和分析过程进行简化。为此假设:1) 冷却液为不可压流体,则连续性方程自动满足;2) 忽略压力和粘性应力的影

响，动量和能量守恒条件仅涉及流体速度和温度；3) 流体的流动速度 u_i ($i=1, 2, 3$) 由问题已知条件和实验条件确定。在这些假设条件下，冷却液的热传导和对流换热效应仅由能量守恒条件确定。即

$$\rho_f c_f (\dot{T}_f + u_j T_{f,j}) = k_f \nabla^2 T_f \quad (8)$$

可见，描述冷却液流动特性的基本微分方程组简化成一个能量方程，只涉及冷却液温度一个变量。冷却液的能量条件(8)与结构热传导方程共同构成了主动冷却结构热分析的控制方程。至此，两个流体热流场和一个固体热传导问题构成的复杂对流传热问题简化成两个微分方程描述的两种介质间的热交换问题。

针对主动冷却结构热力响应实际工程问题建立的近似分析方法主要是对流体相关内容作了必要的简化。将高超声速气体的粘性流动问题简化成结构表面气动加热的热流矢量；把描述冷却液对流特性的复杂流体力学问题简化成一个能量方程描述的连续介质对流换热问题，而且对流速度由问题的已知条件确定，使原复杂工程问题的分析与求解过程得到简化。本文提出的近似方法中保留了冷却液能量守恒条件式(8)，这样就可以考察冷却液对结构产生的三维冷却效果。目前，普遍采用的简化方法是用修正的冷却通道表面的边界条件描述冷却液对流换热效应。这种简化只能在冷却通道的横截面或纵截面内观察冷却液产生的二维冷却效果用。

2 应用实例—主动冷却结构热力响应分析

为评价工程近似方法用于主动冷却结构热力响应分析的效果，作为应用实例选取主动冷却模拟构件进行分析。

2.1 物理模型及数学表述

图 2 为主动冷却模拟构件热力响应分析的物理模型。建模中采用的基本假设：1) 主动冷却模拟构件的几何构型、约束条件和热载荷分布具有对称性，模型主体由主动冷却模拟构件的四分之一结构构成；2) 高超声速气体的热流矢量由参考温度法确定，考虑气体参数的温度效应；3) 冷却液作为连续介质处理，不考虑流动黏性、剪应力和压力影响，满足强

迫对流换热条件；4) 冷却液速度由试验结果和问题已知条件确定；5) 主动冷却模拟构件材料为镍基高温合金，属热黏塑性材料，满足 B-P 统一本构模型。基于这些假设，可以给出描述高超声速气动加热环境下主动冷却模拟构件的温度和热应力演化过程的基本控制方程和定解条件。

温度演化方程由冷却液对流换热方程和结构热传导方程构成，即

$$\begin{aligned} \rho_f c_f (\dot{T}_f + u_j T_{f,j}) &= k_f \nabla^2 T_f \\ \rho_s c_s \dot{T}_s &= k_s \nabla^2 T_s \end{aligned} \quad (9)$$

其中 ρ 为密度， c 为比热， k 为热导率，下标 f 和 s 表示冷却液流体和固体。式(9)中第一个方程即冷却液满足的能量守恒条件(8)，其中考虑了流体质量对流效应。沿 z 方向冷却液的流动速度 u_3 由试验条件或设计参数确定。冷却通道横截面内尺寸为毫米量级，可认为截面内流动速度满足条件 $u_1=u_2$ 。其具体量值通过试算法，依据冷却液出口处温度值确定。

气动加热前冷却液和主动冷却模拟构件处于常温状态，温度场控制方程(9)满足的初始条件为 $t=0, T_s=T_f=T_0$ 。满足的边界条件为：入口处 $T_f=300$ K，出口处 $T_f=1000$ K，冷却通道内表面 $q_s=q_f, T_s=T_f$ 。模拟构件边界条件为：

$$\begin{aligned} q_w &= h_w (T_{aw} - T_w) && \text{在气动加热皮层上} \\ \frac{\partial T_s}{\partial n} &= 0 && \text{在结构对称面上} \\ q &= h_0 (T_s - T_0) && \text{在凹腔结构外表面上} \\ \frac{\partial T_s}{\partial n} &= 0 && \text{在凹腔构件两端面上} \end{aligned} \quad (10)$$

此外，涂层与气动加热皮层界面上满足热流量和温度相等的连续条件。

主动冷却模拟构件所用材料为镍基高温合金，属热黏塑性材料。分析热应力的热黏塑性理论由能量方程(9)，平衡方程、几何关系和本构方程等基本控制方程和相应的初边值条件构成。平衡方程为：

$$\sigma_{ij,j} = 0 \quad (11)$$

几何关系为：

$$\varepsilon_{ij} = (u_{i,j} + u_{j,i})/2 \quad (12)$$

本构关系为 B-P 统一模型：

$$\dot{\varepsilon}_{ij} = \dot{\varepsilon}_{ij}^e + \dot{\varepsilon}_{ij}^p \quad (13)$$

上式中弹性应变率由 Hooke 定律确定：

$$\dot{\varepsilon}_{ij}^e = \frac{1}{2\mu} \dot{\sigma}_{ij}^e - \frac{\lambda}{2\mu(3\lambda + 2\mu)} \dot{\sigma}_{kk} \delta_{ij} \quad (13a)$$

其中 λ 和 μ 是 Lamé 常数。塑性应变率为：

$$\dot{\varepsilon}_{ij}^p = \chi s_{ij}, \quad \chi^2 = \frac{D_0^p}{J_2} \exp \left[- \left(\frac{Z^2}{3J_2} \right)^n \right] \quad (13b)$$

式中 D_0 和 n 为材料参数。 Z 为表示材料塑性流动抗力的内变量，可分解成表示材料各向同性硬化和随动硬化两项之和，即有

$$Z = Z^I + Z^D \quad (13c)$$

各向同性硬化内变量 Z^I 满足演化方程：

$$\dot{Z}^I(t) = m_1 \left[Z_1 - Z^I(t) \right] \dot{W}_p(t) - A_1 Z_1 \left[\frac{Z^I(t) - Z_2}{Z_1} \right]^n \quad (13d)$$

其中 m_1, Z_1, Z_2, A_1 和 r_1 为待定材料常数。

$\dot{W}_p(t) = \sigma_{ij} \dot{\varepsilon}_{ij}^p$ 是塑性功率。随动硬化内变量 Z^D 满足演化方程：

$$\begin{aligned} Z^D(t) &= \beta_{ij}(t) n_{ij}(t) \\ \dot{\beta}_{ij}(t) &= m_2 \left[Z_3 \psi_{ij}(t) - \beta_{ij}(t) \right] \dot{W}_p(t) - \\ &A_2 Z_1 \left\{ \frac{[\beta_{kl}(t) \beta_{kl}(t)]^{1/2}}{Z_1} \right\}^{r_2} \end{aligned} \quad (13e)$$

其中 m_2, Z_3, A_2 和 r_2 为待定材料常数。可见，B-P 本构模型中有 11 个待定材料参数。这些参数需根据实验测得的材料单向拉伸或压缩应力—应变曲线加以确定。最终得到适用于镍基高温合金的本构方程。

气动加热前主动冷却模拟构件不受力、无变形，满足零初始条件： $t=0, \sigma_{ij}=0, u_i=0$ 。边界条件和连续条件为：

$$\begin{aligned} u_n = 0, \tau_{xy} = 0 & \quad \text{在结构对称面上} \\ \sigma_n = 0 & \quad \text{在气动加热皮层、} \\ & \quad \text{外表面和冷却通道壁上} \\ u_n = 0 & \quad \text{在结构端面上} \\ u_n^- = u_n^+; \sigma_n^- = \sigma_n^+ & \quad \text{在涂层合金界面上} \end{aligned} \quad (14)$$

方程(9)和定解条件(10)和(11)构成了主动冷却模拟构件温度演化分析的定解问题；方程(12)-(14)和定解条件(15)为主动冷却模拟构件热

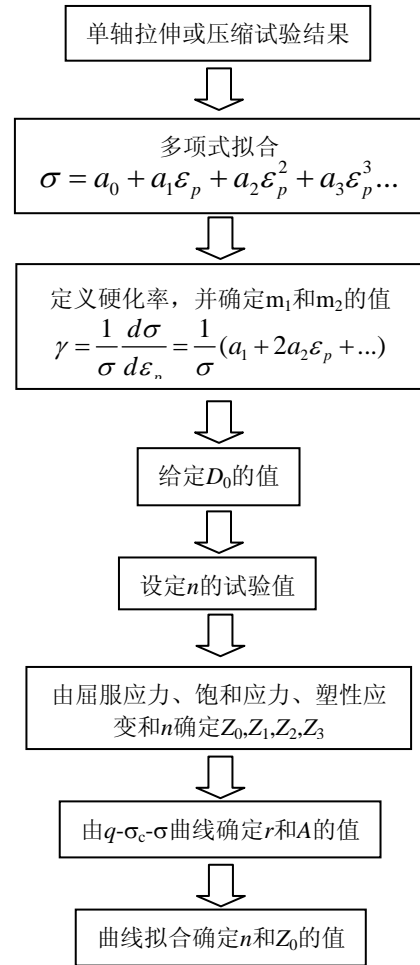


图 3. B-P 本构模型参数确定流程

应力分析的定解问题。两者构成了主动冷却模拟构件热力响应分析的热黏塑性理论。易见，该理论由 17 个偏微分方程组成，在适当的初边界条件下可求解主动冷却模拟构件热力响应相关的 17 未知量。

3.2 Bodner-Partom 本构模型参数的确定

针对镍基高温合金材料确定 B-P 模型(14)的材料参数。主要步骤如图 3 所示。按照此 8

个步骤可以确定镍基高温合金材料 B-P 统一本构模型 7 的参数, 具体量值列于表 1 中。由于目前关心材料在短时间内的热力响应, 材料高温蠕变效应不予考虑。因此, 勿需确定与蠕变效应相关的参数 A_1 、 A_2 、 r_1 和 r_2 。

3. 结果与讨论

主动冷却模拟构件热力响应的数值模拟计算是在 ABAQUS 商用软件上进行的。具体实施过程中解决了两个技术问题。为考虑冷却液对流传热现象对主动冷却模拟构件热响应的影

响, 需把含对流换热项的能量方程(1)中第一式植入 ABAQUS 商用软件。为此, 在进行温度控制方程有限元离散时, 先建立冷却液对流换热与热传导间的联系, 确定对流项对冷却液传热机制的影响; 为描述镍基高温合金的本构行为, 需把 B-P 统一本构模型移植到 ABAQUS 商用软件中。这里主要针对发动机地面风洞试验环境进行模拟计算, 高超气流参数取于相关试验结果。

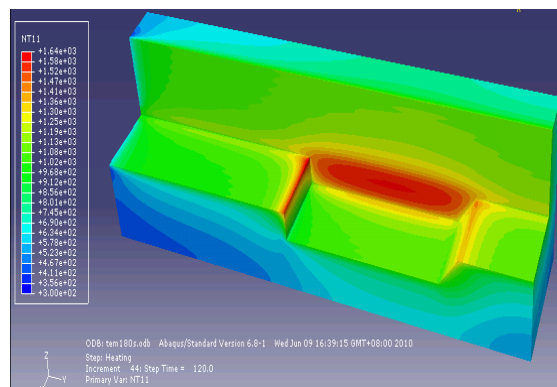


图 4 高超气流气动加热 120 s 时主动冷却主动冷却模拟构件的温度分布云图。

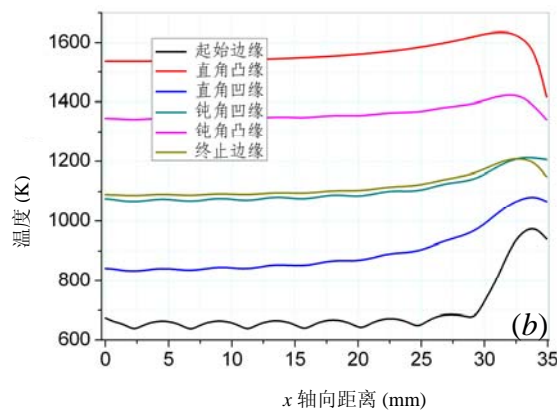


图 5 高超气动加热 120 s 时沿主动冷却模拟构件加热皮层表面各凸凹缘上的温度分布曲线。

表 1 镍基高温合金材料参数

参数	数值	参数	数值
D_0 (sec^{-1})	10000	E (GPa)	230
Z_1 (MPa)	1910.29	N	4.72
Z_3 (MPa)	114.15	Z_0 (MPa)	794.67
m_1 (MPa^{-1})	0.056	Z_2 (MPa)	794.67
m_2 (MPa^{-1})	0.49	A_1, A_2, r_1, r_2	-

3.1 温度场计算结果与讨论

图 4 为主动冷却模拟构件气动加热 120 s

在模拟构件与支板衔接附近区域温度有所增加，在冷却液入口截面上温度增加最大；沿各

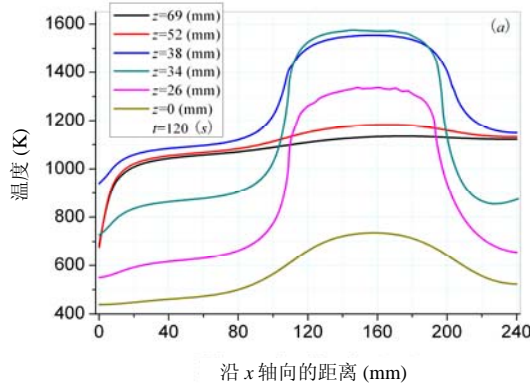


图 6 气动加热 120 s 时支板加热皮层上沿模拟构件长度方向温度分布。其中 z 坐标原点在模拟件底面。

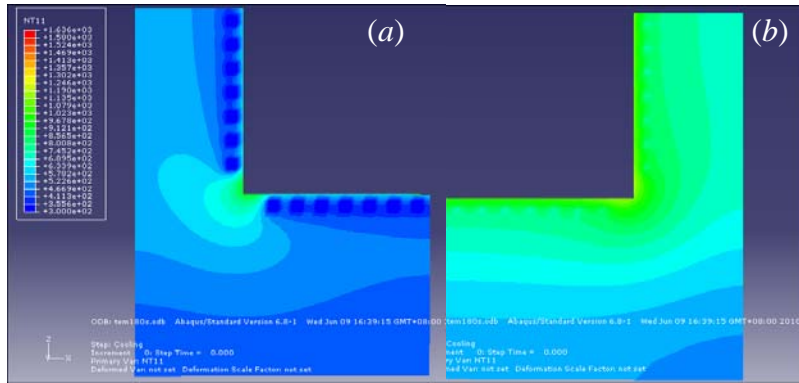


图 7 气动加热 120 s 时主动冷却模拟构件冷却液入口(图 a)和出口(图 b)两截面上的温度分布云图。

的温度分布云图。可见，在布置有冷却通道的区域，气动加热皮层的温度为 1100 K，低于耐高温涂层材料的极限温度；在未布置冷却通道区域皮层温度达到 1440 K，接近耐高温涂层材料的极限温度。该区域属于热失效危险区域；气动加热皮层的最大温度为 1550 K，出现在主动冷却模拟结构的直角凸缘上，是材料或结构最易发生热失效和热破坏区域；最小温度为 650 K，出现在主动冷却模拟直角凹缘上；主动冷却措施使主动冷却模拟构件机械承载主体的温度控制在 700 K 以下，远低于镍基高温合金的热软化温度，表明主动冷却模拟构件具有足够的机械强度。因此，图 2 所示模拟构件在构型和尺寸上均有较大的改进和减重裕度。

图 5 为气动加热 120 s 沿模拟构件加热皮层各凸凹缘上的温度分布。图中起始边缘和终止边缘分别位于冷却通道入口和出口两截面内。沿模拟构件横向温度接近于均匀分布，仅

凸凹缘上距支板 2~4 mm 处出现温度峰值；在冷却液入口起始边缘和两个凹缘上，温度呈现的波浪变化特征反映了连接鳍的传热效应；在模拟构件冷却液入口处冷却效果最好，气动加热皮层的温度控制在 700 K 以下，其峰值温度仅为 980 K。而在冷却液出口处温度达到 1100 K，峰值温度接近 1200 K；由于是热量集聚效应，直角凸缘上温度最高，峰值超过了 1600 K，钝角凸缘上峰值温度接近 1400 K；两个凸缘上的温度上升最大，是导致耐高温涂层材料破坏的主要原因。

图 6 给出高超气流气动加热 120 s 支板加热皮层沿模拟构件长度方向线段上的温度分布。支板 26-38 mm 区域温度超过 1200 K，最大温度出现在未布置冷却通道 34-38 区域内。最大温度梯度出现在 z 坐标为 26 mm， y 坐标为 100 mm 和 200 mm 区间的高温区域两端，可以预计这些区域的热应力较大。

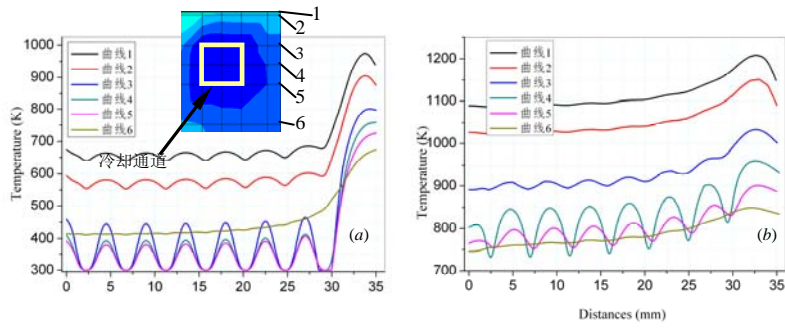


图 8 主动冷却模拟冷却液入口(a)和出口(b)两截面上冷却通道邻近区域沿通道排布方向的温度分布

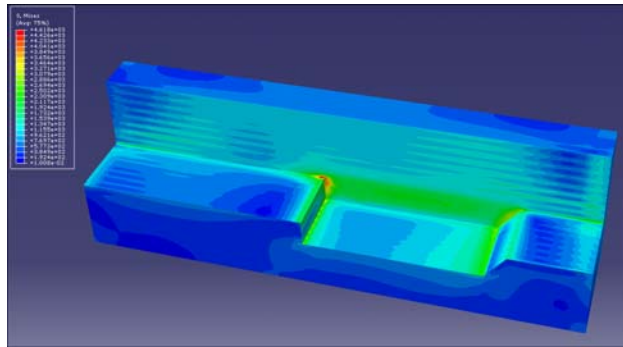


图 9 高超气动加热 120 s 时 Mises 等效应力的分布云图

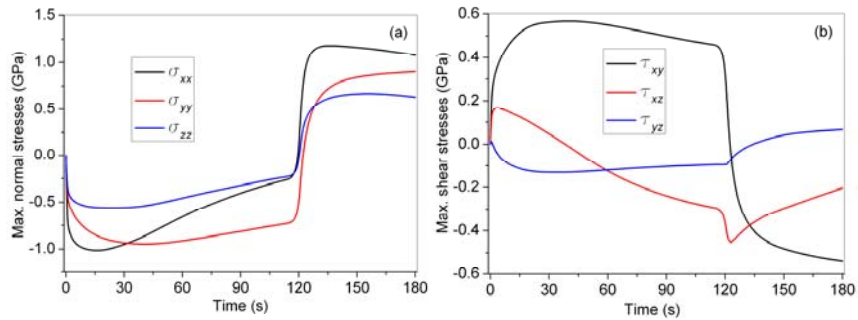


图 10 高超气动加热 120 s (a), 再冷却 60 s (b)时沿 x、y 和 z 坐标轴方向应力随时间的变化规律

图 7 为气动加热 120 s 模拟构件冷却液入口(图 7a) 和出口(图 7 b)两截面上温度分布云图。冷却液入口温

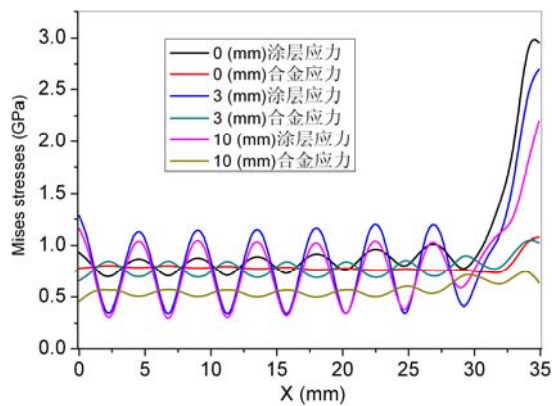


图 11 气动加热 120 s 时凹槽直角凸缘区域涂层表面和合金界面上沿 x 轴方向的 Mises 应力分布

度为 300 K，气动皮层温度达到 600 K；模拟构件机械承载主体温度仅上升了 250 K；冷却液出口温度为 800-900 K，气动皮层温度超过 950 K。模拟构件机械承载主体结构的温度接近 750 K。所以，主动冷却措施基本上隔绝了热量向模拟构件主体结构的扩散，热流主要通过未布置冷却通道的支板和模拟构件衔接凹角区域扩散到机械承载主体结构上。所以气动加热 120 s 的热环境对模拟构件的机械承载性能不会产生明显影响，现有冷却措施可以确保模拟构件的热力性能。

图 8 是主动冷却模拟构件气动加热 120 s 冷却液入口(图 8 a)和出口(图 8 b)截面上冷却通道邻近区域沿通道排布方向的温度分布。冷却液由入口到出口经气动加热后温度从 300 K 升高到 850 K；在冷却通道排布沿线上温度呈波浪周期变化特点。波谷对应于冷却通道中心，波峰对应于通道间的连接“鳍”，表明连接鳍具有传热作用；隔热涂层皮层温度比涂层与合金界面的温度高出 80 K，表明涂层起到隔热作用；冷却液出口截面冷却通道以下结构温度为 750-850 K，略低于冷却液的温度 775-875 K，表明主动冷却措施降低并控制着模拟构件承载主体结构的温度。

3.2 热应力计算结果与讨论

图 9 给出主动冷却模拟构件气动加热 120 s 的 Mises 应力分布云图。加热皮层主要区域的应力强度小于 1 GPa，满足材料的强度准则；支板无冷却通道区域和模拟构件凸凹缘上应力达到 2 GPa，为材料易发生热软化和失效区域；在模拟构件直角凸缘与支板交接处 Mises 应力强度超过 4 GPa。其原因是尖角处存在应力集中现象，耐高温陶瓷涂层作为线弹性材料处理，计算时没有考虑陶瓷涂层材料的破坏准则。该点应力分量的计算结果表明其强度仅为 1 GPa 量级（见图 11）；模拟构件机械承载主体的应力强度在 750 MPa 以下，满足镍基高温合金材料的强度极限。从材料强度观点，模拟构件具有较大的安全裕度。

图 10 为气动加热 120 s，冷却 60 s 模拟构件涂层表面应力集中点沿 x 、 y 和 z 坐标方向的正应力(图 11 a)和剪应力(图 11 b)随时间的变化曲线。高超气流加热约 10 s 后，模拟构件应力集中点三个方向上的正应力达到稳定值。在冷却 10 s 后最大残余应力达到稳定值；沿 x 轴方

向的最大热应力和最大残余应力的强度均达到了 1 GPa，而沿 y 轴方向的应力最大值均小于 1 GPa，沿 z 轴方向的应力最大值约等于 500 MPa；在气动加热结束后的 20 s 内，模拟构件应力集中点的应力由最大压应力迅速变为最大拉应力。这种应力性质的瞬间变化是导致材料破坏的主要原因；由图 11 b 可见，剪应力在加热和冷却过程中变化幅值小于 500 MPa，其中 τ_{xy} 变化最为明显。是涂层与合金基底间发生剥离破坏的主要原因。

图 11 为高超气动加热 120 s 凹槽直角凸缘区域涂层表面和合金界面上沿 x 轴方向的 Mises 应力分布。在大部分区域内两个应力的平均值近似相等，约为 750 MPa；应力分布表现出波浪变化特征。两个平面相同位置的应力幅值变化规律正好相反；涂层中应力幅值的变化明显强于合金中应力幅值的变化；在距模拟构件与支板衔接的直角边，涂层应力表现出明显的应力集中现象，合金中没有应力集中现象发生。原因是物理模型中涂层材料取为线弹性体，其应力不会发生热软化。合金材料采用的 B-P 本构模型考虑了高温环境下材料的热软化效应。

4. 结 论

为解决高超声速飞行器和超燃冲压发动机主动冷却结构热力响应工程实际问题，本文开展的研究工作和得到的主要结论有：

- 1) 基于高超声速气体边界层理论、无粘性流体力学理论和热黏塑性理论，建立了工程近似分析方法。该方法属热黏塑性理论范畴，适用于高超声速飞行器、发动机结构主动冷却构件的热力响应分析、材料和结构强度安全性评价与设计。
- 2) 以框图形式给出应用该方法解决工程实际问题的 workflows。表明方法建立过程中对高超声速气体和冷却液流体采取的简化处理源于相关的基础理论。给出解决实际问题的具体分析步骤以；
- 3) 应用能量守恒条件描述冷却液的对流传热行为。因此可以考察冷却液在通道内流动时对结构产生的三维冷却效应；

- 4) 针对镍基高温合金材料，发展了适合于描述材料高温力学性能的 B-P 统一黏塑性本构关系。形成了用于镍基高温合金主动冷却结构热力响应分析的热黏塑性理论体系；
- 5) 把描述冷却液对流传热性能的能量方程和镍基高温合金材料力学性能的 B-P 统一黏塑性本构关系移植到 ABAQUS 商用软件中；
- 6) 得到高超气流气动加热环境下主动冷却模拟构件的温度场、热应力和变形演化规律以及残余应力分布特征。表明模拟构件在给定的高超气动加热环境下材料和结构强度安全性满足设计要求。

可见本文发展的工程近似方法在解决主动冷却结构热力响应工程问题时是行之有效的，具有较高精确，可以满足实际应用的需求。

参考文献

- [1]. Dechaumphai, J. THERMOPHYSICS VOL. 5, NO. 4, OCT.-DEC. 1991, 599.
- [2]. O. R. Odabas and N. Sarigul-Klijn, AIAA-92-5018.
- [3]. P C.J. Ho, L.C. Wei, Z.W. Li, Applied Thermal Engineering 30 2010, 96.
- [4]. O. D. Makinde, Applied Mathematics and Computation 213 2009, 170.
- [5]. E. A. Thornton, J. T. Odenf, W. W. Tworzydlo and S. K. Youn, J. AIRCRAFT VOL. 27, NO. 9, SEPTEMBER 1990, 826.
- [6]. A. K. Miller, *Unified Constitutive Equations for Creep and Plasticity*, Elsevier Applied Science, New York, 1987.
- [7]. J. M. Bass, Ph.D Dissertation, University of Texas, Austin, TX, 1985.
- [8]. J. M. Bass and J. T. Oden, *International Journal of Engineering Science*, Vol. 25, No. 6, 1987, 623.
- [9]. J. M. Bass and J. T. Oden, *International Journal of Engineering Science*, Vol. 26, No. 7, 1988, 713.
- [10]. K. H. Huebner and E. A. Thornton, *The Finite Element Method for Engineers*, 2nd ed., Wiley, New York, 1982.
- [11]. V. Kumar, M. Morjaria and S. Mukherjee, *Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol. 102, Jan. 1980, 92.
- [12]. M. Newman, Z. Zaphir and S. R. Bodner, *Computers and Structures*, Vol. 6, 1976, 157.

APPROXIMATIVE ANALYTIC METHOD FOR THERMOMECHANICAL RESPONSES OF ACTIVE COOLED STRUCTURES

Li Xiangwang Ma Xianghong Zhou Zhiping Ma Wei

(Institute of Mechanics, CAS, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Approximative analytic method for thermomechanical responses of active cooled structures is established based on the theories of hypersonic gas dynamics, inviscid incompressible flow and thermoviscoplasticity. This method can be used for studying the thermomechanical responses of active cooled structures of hypersonic aircraft, ramjet engine and key thermal components, and the evaluation of the thermomechanical properties of advanced materials and active cooled structures.

Key words: approximative method, thermomechanical responses, hypersonic, thermoviscoplasticity, active cooled structures