高超声速翼面气动热与静气动弹性综合分析

李国曙 万志强 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了考虑热效应影响的高超声速飞行器的静气动弹性问题. 建立了考虑热效应影响的高超声速飞行器从气动热计算到静气动弹性分析的快速分析方法,该方法采用分层求解思路对热气动弹性问题进行解耦,利用边界层外的无粘数值求解和边界层内的工程算法相结合的方法,计算高超声速飞行器的表面热流,获得模型的温度场,并基于该温度场计算结构热刚度矩阵. 以高超声速飞行器小展弦比翼面为研究对象,计算了该模型在3种飞行状态下的温度场、热应力、热刚度和静气动弹性特性,从而验证了热静气动弹性快速分析方法的可行性和适用性.

关 键 词: 高超声速; 静气动弹性; 分层求解; 热效应; 温度场

中图分类号: V 211.47

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)01-0053-06

Integrated analysis of aerothermal-aeroelastic wings in hypersonic flow

Li Guoshu Wan Zhiqiang Yang Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To research the static aeroelastic problems of the hypersonic vehicles in which the thermal effects must be considered, the rapid analysis of the hypersonic vehicles from aerodynamic heating to static aeroelasticity was developed. A hierarchical solution process was used to dealing with the aerothermal-aeroelastic coupling problems. The whole flow field was divided into inviscid flow field out of the boundary layer and viscous field inside the boundary layer, and the method simulating the inviscid flow field numerically and predicting the viscous field experientially was used to compute the hypersonic aerodynamic heating and the temperature field. The stress stiffness matrix under this temperature field was developed. A hypersonic low aspect-ratio wing was researched, and the temperature field, thermal stress, thermal stiffness and static aeroelastic characteristic of the wing was computed. Therefore, the feasibility and applicability of this aerothermoelastic rapid analysis is demonstrated.

Key words: hypersonic; static aeroelasticity; hierarchical solution; thermal effects; temperature field

高超声速飞行器是近年来国内外研究的热点. 由于主要工作段为高超声速段,在这类飞行器的设计中需要重视气动加热对气动弹性特性的影响[1].

以往国内外的研究工作多集中于考虑热效应的高超声速飞行器的动气动弹性问题,对于考虑热效应的静气动弹性问题研究较少,相关的分析方法和手段也比较匮乏[2].

同时,在过去的热气动弹性分析中,分析者们的注意力往往集中于热环境下的飞行器结构动力学特性和气动弹性特性[3],尤其是国内的研究者们,往往在计算中采用假设的温度场,而对于高超声速气流作用下的飞行器表面热流分布和随之而来的飞行器结构的温度场变化考虑较少[4].

收稿日期: 2010-11-19; **网络出版时间**: 2011-12-27 10:32; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111227.1032.006

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111227.1032.006.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90716006, 10902006)

作者简介: 李国曙(1983 -),男,山西运城人,博士生, liguoshu1983@163.com.

本文针对高超声速飞行器小展弦比翼面,建立了一套考虑热效应影响,包括气动热计算和静气动弹性分析的快速分析方法.

1 分析思路

一般认为,气动加热形成的热环境与构成气动弹性问题的气动力、惯性力和弹性力之间存在着强弱程度不同的耦合关系,其关系见图1[5].

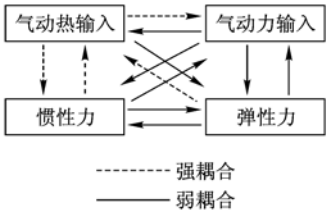

图1 热气动弹性问题耦合关系

对于静气动弹性问题,将不考虑图1中的惯性力项.

一次性完全求解这样的多学科耦合问题是非常复杂的,难以在工程上实现. 因此,本文在分析中忽略耦合关系中的弱耦合对气动弹性特性的影响,而着重关注强耦合,即气动力对气动热的影响和气动热对结构刚度的影响[6].

基于上述假设,在对热气动弹性问题的分析求解过程中就可以将原来的多学科耦合问题加以简化并分层求解[7]. 分层求解的思路是将气动力-气动热-结构动力学三者的耦合分析分解开来,即首先计算定常气动力形成的飞行器表面热流分布和相应的温度场;然后计算热环境下的飞行器结构动力学特性;最后,在获得热环境下结构刚度的基础上,就可以依照一般的气动弹性求解流程开展气动弹性特性的相关分析工作.

根据以上的思路,本文拟建立一套考虑热效应影响的高超声速飞行器静气动弹性快速分析流程,如图2[8]所示.

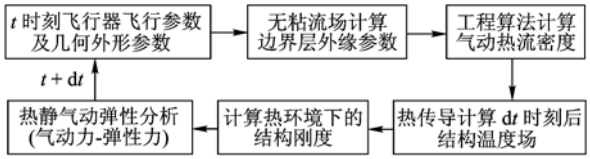

图2 热气动弹性问题分析流程

2 气动热计算

传热现象的本质是温度差引起的热能从温度高的地方转移到温度低的地方,飞行器高超声速飞行时表面的传热形式主要为对流传热.

国内外发展的各种气动热计算方法,总的来说可以分为3类:①纯粹的数值方法,直接求解N-S方程及其近似形式;②完全的工程方法;③边界层外的无粘数值求解和边界层内的工程方法相结合来计算高超声速飞行器表面热流[9].

本文采用边界层外无粘数值求解和边界层内工程方法相结合的方法来计算高超声速飞行器表面热流. 这类方法的优点是:与单纯的数值解法相比可节省大量的计算耗费,并能提供比较准确的气动热分析结果. 与单纯的工程算法相比,它的适用范围更广,能应用于复杂的外形.

具体而言,根据普朗特的边界层理论可以将整个流场分为边界层外的无粘流动和边界层内的粘性流动两部分. 这样气动热的求解就简化为两个问题的求解:①高超声速无粘流场的求解,主要是用于提供物面的气流参数;②边界层内粘性主导区域的求解,主要采用参考焓和雷诺比拟的方法来确定物体表面的热流密度.

另外,本文的气动热及气动弹性计算中没有考虑热防护的烧蚀问题. 这在本文计算模型所涉及到的马赫数范围内是合适的,但是对于一些以更高马赫数飞行的飞行器,如进行大气再入的导弹或天地往返飞行器等,烧蚀效应就成为一个必须要考虑的问题了.

2.1 求解高超声速无粘流场

高超声速下的边界层很薄,且在物面热流计算中所关心的仅仅是边界层外缘参数的分布,因此,在计算边界层外缘参数时,可以忽略粘性项的影响而直接求解欧拉方程.

本文应用的控制方程是三维可压缩定常欧拉方程. 计算边界条件有:①物面边界条件满足无穿透条件,即物面的法向速度分量为0;②远场边界条件指定为来流状态;③对称面边界条件:在对称面边界上平行于对称面的速度分量是关于对称面对称的,而垂直于对称面的速度分量是关于对称面反对称的.

2.2 基于参考焓和雷诺比拟求解热流密度

对于可压缩流,工程实践证明,对不可压缩流的摩阻阻力公式进行修正适用于绝大多数可压缩流的情况,其中较为准确的是参考焓方法[10].

参考焓(参考温度)方法的原理为:当气流流过平板时,若令不可压缩时来流温度增高到某一温度 T^*,称为参考温度,不可压流中与温度有关的量(μ,ρ)必须使用参考温度 T^* 来确定(使用参考温度计算出的参数用上标“*”表示),则平板某处的 τ_w 恰好与可压流时的 τ_w 相等. 如能求得 T^*,则可借用不可压的摩阻公式来计算可压流,

公式如下:

$$T^* = 0.5T_w + 0.22T_r + 0.28T_e \tag{1}$$

式中,T_w 为壁面温度;T_e 为边界层外缘温度;T_r 为恢复温度.

高超声速飞行器机翼所受气动加热最严重的部位是翼前缘. 由于高超声速翼面厚度较薄,可将其当作尖楔(前缘)和平板(翼面)来处理. 其热流密度公式均可使用平板热流密度公式:

$$\mu^* = \left(\frac{T^*}{288.15}\right)^{1.5}\frac{398.55}{T^* + 110.4} \times 1.7894 \times 10^{-5} \tag{2}$$

$$\rho^* = \frac{p_e}{RT^*} \tag{3}$$

$$Re_x^* = \frac{\rho^* U_e x}{\mu^*} \tag{4}$$

$$c_f^* = \frac{0.37}{(\lg Re_x^*)^{2.584}}$$

$$St^* = \frac{c_f^*}{2}\frac{1}{(Pr)^{2/3}} \tag{5}$$

$$Q_{aero} = St^* \rho^* U_e c_p (T_r - T_w) \tag{6}$$

即通过式(1)得到参考温度,使用萨特兰公式(2)和状态方程式(3)计算参考密度 ρ^* 和参考粘性系数 μ^*. 通过式(4)得到参考雷诺数 Re_x^*,然后通过雷诺比拟式(5)得到斯坦顿数,最后通过热流公式(6)计算表面热流 Q_{aero}.

3　热效应影响下的结构刚度

3.1　结构刚度分析流程

在分层求解的思路中,热效应对结构的影响是通过考虑其对结构刚度的影响来实现的. 因此,为了进行热气动弹性分析,首先要解决热刚度的分析问题. 利用有限元结构分析方法,将温度效应引入结构刚度矩阵,即可解决此问题.

3.2　应力刚化现象和应力刚度矩阵

应力刚化是指沿梁、板和壳的中轴线或中面层作用的轴向力对其横向挠度的影响[11].

在有限元分析中,轴向应力对横向挠曲的作用可以通过应力刚度矩阵 $\boldsymbol{k}_\sigma$ 来解释,它是传统刚度矩阵 $\boldsymbol{k}$ 的扩展,是单元几何形状、位移场和薄膜应力状态的函数.

当结构未受载荷影响时,定义结构单元线性刚度矩阵为 $\boldsymbol{K}_1$,则结构刚度矩阵 $\boldsymbol{K}$ 由 $\boldsymbol{K}_1$ 组集而成.

$$K_1 = \int_V \boldsymbol{B}^T \boldsymbol{D}\boldsymbol{B}\mathrm{d}V \tag{7}$$

式中,V 表示积分域;$\boldsymbol{B}$ 为单元几何矩阵(对特定的结构,$\boldsymbol{B}$ 只与选取的形状函数有关);$\boldsymbol{D}$ 为弹性系数矩阵.

当考虑热效应时,一方面结构的部分材料特性将发生明显变化,另一方面,结构内部可能会产生较大的温度预应力. 这两种效应都会影响结构的刚度.

1) 结构的部分材料特性发生明显变化

此时在计算刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_1$ 时,不同的单元应该采用不同的材料特性数值,包括弹性模量 E、泊松比 μ 和材料密度 ρ.

2) 温度预应力引起的单元应力刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_\sigma$

假设应变状态 $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 和相应的应力 $\boldsymbol{\sigma}_0$ 起主导作用,当产生额外应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 时假设 $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 仍然保持常数. 那么与额外应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 相关联的虚功为

$$\int \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\sigma}_0 \,\mathrm{d}V \tag{8}$$

式中,$\boldsymbol{\varepsilon}$ 可以表示为线性项 $\boldsymbol{\varepsilon}_1$ 和高阶项 $\boldsymbol{\varepsilon}_($ 这里取 2 次项)两部分:

$$\left.\begin{aligned}
\boldsymbol{\varepsilon}_1 &= \left\{\frac{\partial u}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial y}, \frac{\partial w}{\partial z}, \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}, \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}, \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}\right\} \\
\boldsymbol{\varepsilon}_2 &= \left\{\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2\right], \right. \\
&\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2\right], \\
&\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z}\right)^2\right], \\
&\left(\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y}\right), \\
&\left(\frac{\partial u}{\partial y}\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial y}\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\frac{\partial w}{\partial z}\right), \\
&\left.\left(\frac{\partial u}{\partial z}\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial z}\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z}\frac{\partial w}{\partial x}\right)\right\}
\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

线性项 $\boldsymbol{\varepsilon}_1$ 与 $\boldsymbol{\sigma}_0$ 的乘积为与预应力相关联的载荷项,而高阶项 $\boldsymbol{\varepsilon}_2$ 与 $\boldsymbol{\sigma}_0$ 的乘积则因为预应力 $\boldsymbol{\sigma}_0$ 可能很大而不能忽略. 则额外应变能 U_σ[12] 可以表示为

$$\begin{aligned}
U_\sigma = \int \left\{\right. &\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2\right]\sigma_{x0} + \\
&\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2\right]\sigma_{y0} + \\
&\frac{1}{2}\left[\left(\frac{\partial u}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z}\right)^2\right]\sigma_{z0} + \\
&\left(\frac{\partial u}{\partial x}\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x}\frac{\partial w}{\partial y}\right)\tau_{xy0} + \\
&\left(\frac{\partial u}{\partial y}\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial y}\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\frac{\partial w}{\partial z}\right)\tau_{yz0} + \\
&\left.\left(\frac{\partial u}{\partial z}\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial z}\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial z}\frac{\partial w}{\partial x}\right)\tau_{zx0}\right\}\mathrm{d}V
\end{aligned} \tag{10}$$

经过化简,额外应变能 U_σ 可最终写为

$$U_\sigma = \frac{1}{2}\int \boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix} s & 0 & 0 \\ 0 & s & 0 \\ 0 & 0 & s \end{bmatrix}\boldsymbol{G}\boldsymbol{q}\mathrm{d}V \tag{11}$$

则单元应力刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_\sigma$ 即可表示为

$$\boldsymbol{K}_\sigma = \int \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix} s & 0 & 0 \\ 0 & s & 0 \\ 0 & 0 & s \end{bmatrix}\boldsymbol{G}\mathrm{d}V \tag{12}$$

总的刚度矩阵为单元线性刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_{\mathrm{l}}$ 与单元应力刚度矩阵 $\boldsymbol{K}_\sigma$ 的叠加,即

$$\boldsymbol{K} = \boldsymbol{K}_{\mathrm{l}} + \boldsymbol{K}_\sigma \tag{13}$$

4 热效应影响下的飞行器静气动弹性

4.1 理论基础

一般形式的静气动弹性运动方程为

$$(\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}} - \bar{q}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}})\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{a}} = \bar{q}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ad}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{P}_{\mathrm{a}} \tag{14}$$

式中,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}}$为结构刚度矩阵;$\bar{q}$ 为来流动压;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}}$为气动力影响系数矩阵;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$ 为结构变形矢量;$\boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}$为结构质量矩阵;$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ad}}$为单位气动力载荷矩阵;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{d}}$ 为额外给定自由度矢量,用以定义气动力控制面的偏转和全机的刚体运动;$\boldsymbol{P}_{\mathrm{a}}$ 为外载荷.

分析时用于定义气动力和气动力矩正方向的参考坐标系为:原点位于翼面根部,x 轴沿机身轴线向前,y 轴向右,z 轴向下,攻角定义为抬头为正.

4.2 计算模型

本文的计算模型为某超声速小展弦比翼面,根部弦长 1 m,展长 450 mm,材料为钛合金,如图 3 所示. 有限元模型翼面前缘为实体单元,其余为板单元,翼梁根处固支.

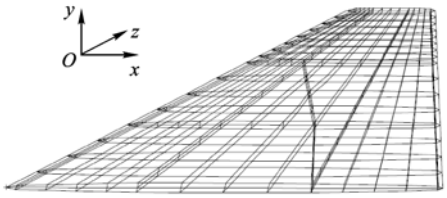

图 3 小展弦比翼面有限元模型

4.3 结果分析

对本模型共选取了 3 个飞行状态点,分别对应飞行弹道上的最大动压点、最大马赫数点和最严酷热环境点,其参数见表 1.

表 1 计算点状态

状态点	高度/km	马赫数	动压/kPa	迎角/(°)	初始温度/K
1	11	2.5	96	−8.0	300
2	25	6.5	81	−1.0	340
3	31	6.3	28	−0.5	400

首先计算翼面表面的热流密度,随后通过热传导计算得到 Δt 时刻后的结构温度场(本文 Δt 取 5 s),最后根据温度场得到翼面在热应力影响下的结构刚度和静气动弹性特性.

结果分析中首先对比了 3 个状态点下的温度场、热应力场以及在此温度场下的翼面刚度(弯曲和扭转频率);文中还比较了在这 3 个状态下翼面的最大变形、升力线斜率、纵向静稳定性导数和载荷沿展向的分布.

4.3.1 3 种状态下的温度场和热应力场

3 种状态下的温度和热应力分布见图 4 ~ 图 10.

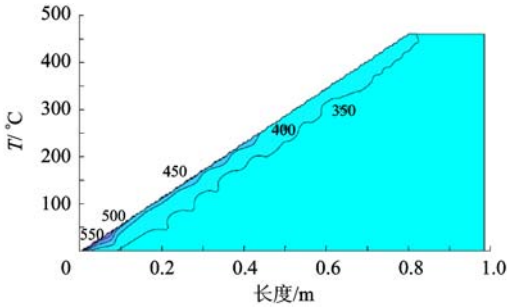

图 4 状态 1 翼面迎风面温度分布

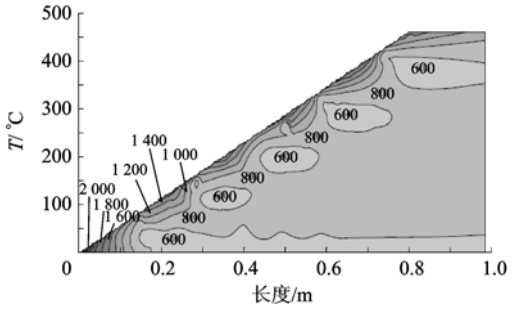

图 5 状态 2 翼面迎风面温度分布

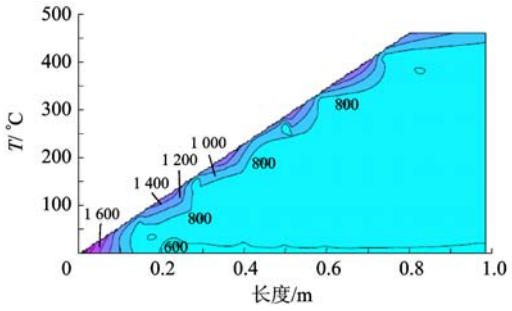

图 6 状态 3 翼面迎风面温度分布

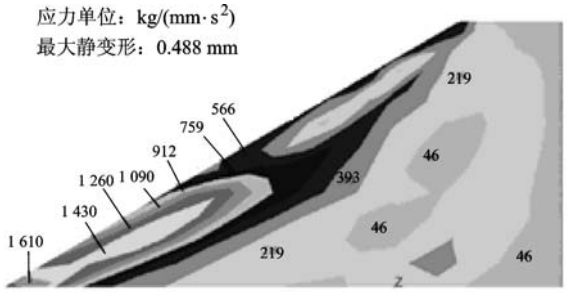

图 7 状态 1 翼面迎风面热应力分布

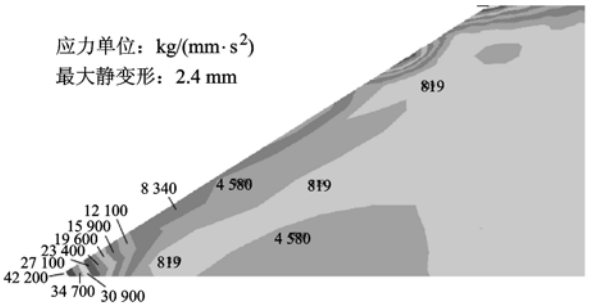

图 8　状态 2 翼面迎风面热应力分布

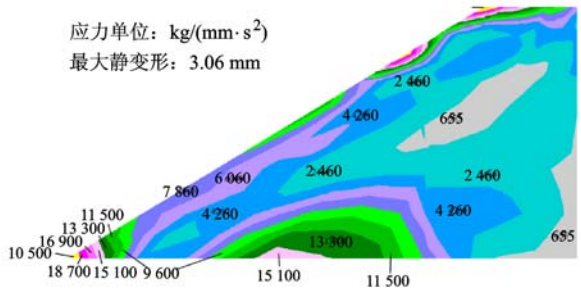

图 9　状态 3 翼面迎风面热应力分布

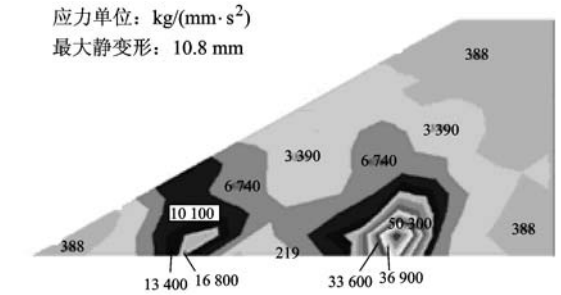

图 10　不考虑热效应时翼面迎风面应力分布
（3 种状态下最严重情况）

从以上图表中可以看出：

1）温度和热应力均在翼前缘达到最大值. 这说明在高超声速情况下翼前缘和迎风面的气动加热较为严重. 另外，由于翼面结构（翼内沿展向分布翼肋）对热传导的影响，使得翼面前缘的温度分布并不均匀，而是呈现出波浪形的状态.

2）从图 7 ~ 图 10 的对比发现，气动加热所引起的翼面热应力，与单纯飞行载荷引起的应力，在数量级上相当，只是分布不同而已. 算例中，热应力最大值出现在翼尖，为 4.2×10^7 Pa，而单纯气动力载荷下最大应力出现在翼梁根部，为 5.0×10^7 Pa. 同样，热载荷和气动载荷各自引起的变形分布虽然不同，但量级相当. 在静气动弹性分析中需要同时考虑这两种载荷引起的应力和变形.

3）由于在气动热计算中使用了定常的欧拉方程，所以不能反映出热量的积累效应. 在进一步的研究中应对此问题加以考虑.

4.3.2　*热效应对翼面刚度的影响*

3 种状态下热效应对翼面刚度的影响见表 2.

表 2　热效应对翼面刚度（一阶频率）的影响

频率	不考虑热效应	状态 1 温度场	状态 2 温度场	状态 3 温度场
弯曲频率/Hz	46.96	45.97	45.43	43.32
扭转频率/Hz	104.86	102.5	99.64	95.46

可以看出，由于翼面刚度较大，所以一阶弯曲和扭转频率较高，但随着温度场平均温度的升高，整个翼面的刚度呈下降趋势.

4.3.3　*热效应对翼尖变形的影响*

3 种飞行状态下的翼尖变形如表 3 所示.

表 3　热效应对翼尖变形的影响

状态点	不考虑热效应	考虑热效应
1	10.8	11.3
2	0.42	0.45
3	0.077	0.089

由于翼面刚度较大，且状态 2、状态 3 迎角较小，所以总体上说翼面的变形量不大. 但比较考虑热效应前后的翼尖最大变形可以看出：热效应导致的变形增量分别达到了 4.6%，7.1%，15.6%. 可见，随着温度场平均温度的升高，热效应“软化”了翼面，翼尖变形有加大的趋势.

4.3.4　*热效应对升力线斜率及纵向静稳定性导数的影响*

3 种飞行状态下，热效应对气动力导数的影响如表 4 所示.

表 4　热效应对气动力导数的影响

状态点	项目	升力线斜率	纵向静稳定性导数
1	不考虑热效应	−1.296	−0.290
	考虑热效应	−1.295	−0.289
2	不考虑热效应	−0.564	−0.137
	考虑热效应	−0.563	−0.136
3	不考虑热效应	−0.592	−0.145
	考虑热效应	−0.592	−0.144

从表 4 中可以看出，热效应对升力线斜率及全翼面纵向静稳定性导数的影响相当小，这是因为温度场虽然改变了结构的刚度矩阵，但由此造成的结构变形相对于整个翼面来说仍是个小量，所以从全翼面来看，升力线斜率和纵向静稳定性导数在不同的温度场下变化很小.

4.3.5　*热效应对载荷分布的影响*

3 种状态下热效应对载荷分布的影响见图 11 ~ 图 13.

本文仅列出了热效应对翼面弯矩弹性部分的影响，从图 11 ~ 图 13 可以看出，由于高温改变了翼面的结构刚度，所以沿翼面展向分布的载荷的弹性增量与常温下有显著的不同. 而热应力“软化”的现象则使得载荷发生重新分布.

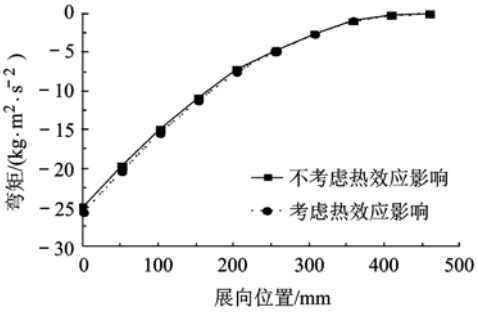

图 11 状态 1 热效应对弯矩的影响(弹性部分)

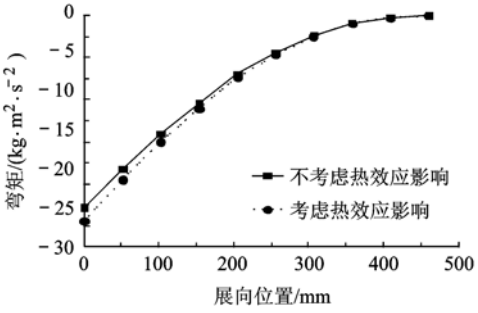

图 12 状态 2 热效应对弯矩的影响(弹性部分)

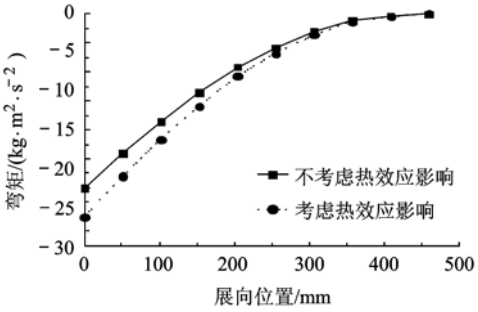

图 13 状态 3 热效应对弯矩的影响(弹性部分)

尽管由于翼面刚度较大,且状态 2、状态 3 迎角较小,导致载荷的弹性部分较小,在总载荷(弹性部分与刚性部分之和)中的比重也较小. 但是,当飞行器柔度较大时,热效应对载荷的影响就有可能比较显著,这一点需要在设计时加以重视.

5 结 论

本文针对高超声速飞行器小展弦比翼面,建立了考虑热效应影响的高超声速飞行器从气动热计算到静气动弹性分析的快速分析方法,并结合实际算例进行了计算分析验证,得到以下结论:

1) 本文所建立的高超声速飞行器静气动弹性快速分析方法在工程实际中有一定的可行性和适用性;

2) 气动加热引起的热应力较大,且热应力导致的结构静变形与气动力引起的结构变形相比,不可忽略,在飞行载荷分析中应额外考虑热应力和热应力引起的静变形的影响;

3) 较高的温度场会对机翼的结构刚度造成较大的影响,降低翼面的固有频率、恶化翼面的受载情况,这一点在柔度较大的飞行器中表现尤为突出.

参考文献 (References)

[1] McNamara J J, Friedmann P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicles: current status and future trends [R]. AIAA 2007-2013, 2007

[2] McNamara J J, Friedmann P P, Thuruthimattam B J. Aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2008, 46(10): 2591 - 2610

[3] Thuruthimattam B J, Friedmann P P, Powell K G. Aeroelasticity of a generic hypersonic vehicle [R]. AIAA 2002-1209, 2002

[4] 吴志刚, 惠俊鹏, 杨超. 高超声速下翼面的热颤振工程分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 270 - 273
Wu Zhigang, Hui Junpeng, Yang Chao. Hypersonic aerothermoelastic analysis of wings [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 270 - 273 (in Chinese)

[5] Roger M. Aerothermoelasticity [J]. AeroSpace Engineering, 1958 (10): 34-43

[6] 许赟. 高超声速飞行器气动弹性问题研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 2009
Xu Yun. Studies on aeroelasticity of hypersonic vehicles [D]. Beijing: School of Aeronautics Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese)

[7] Spain C, Soistmann V, David L, et al. An overview of selected NASP aeroelastic studies at the NASA Langley Research Center [R]. A-90-5218, 1990

[8] Loehner R, Yang C, Cerbal J. et al. Fluid-structure-thermal interaction using a loose coupling algorithm and adaptive unstructured grids [R]. AIAA 1998-2419, 1998

[9] 吕丽丽, 张伟伟, 叶正寅. 高超声速再入体表面热流计算 [J]. 应用力学学报, 2006, 23(2): 259 - 262
Lü Lili, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Hypersonic surface heat flux computation of reentry vehicles [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(2): 259 - 262 (in Chinese)

[10] 吴子牛, 王兵, 周睿. 空气动力学: 上册 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2007: 407 - 417
Wu Ziniu, Wang Bing, Zhou Rui. Aerodynamics: Volume 1 [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007: 407 - 417 (in Chinese)

[11] Ericsson L E, Almroth B O, Bailie J A. Hypersonic aerothermoelastic characteristics of a finned missile [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(3): 187 - 192

[12] 廖日东, 左正兴, 邹文胜, 等. 增压器涡轮叶片模态特性研究 [J]. 内燃机学报, 1998, 16(4): 421 - 429
Liao Ridong, Zuo Zhengxing, Zou Wensheng, et al. The modal characteristic study of turbine blades [J]. Transactions of CSICE, 1998, 16(4): 421 - 429 (in Chinese)

(编 辑: 李 晶)