

多场耦合的机翼热气动弹性问题研究

徐 飞, 韩景龙

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要:采用 CFD/CSD/CTD 耦合方法研究了高超声速机翼的热气动弹性问题。首先采用多场耦合方法进行了静热气动弹性配平, 获得了结构热平衡状态下的温度分布和位移分布; 在此基础上对结构进行了热模态分析, 得到了其各阶模态频率随来流马赫数的变化规律; 最后, 研究了材料属性变化和热应力对热配平结果的影响。结果表明, 气动热使结构特性发生改变, 模型结构刚度下降主要由材料属性变化引起, 而结构变形则与热膨胀有关。

关键词:多场耦合; 高超声速; 热气动弹性; 热模态分析; 热应力

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

文章编号: 1671-5322(2015)01-0034-05

高超声速飞行器由于需长时间飞行, 将承受复杂的非定常气动力作用, 使其气动加热问题十分突出。长时间承受气动热将使飞行器逐步升温, 并产生热应力, 从而影响结构的力学性能, 改变其气动弹性。

热气动弹性研究的重点在于气动力、气动热和结构的耦合求解。一般认为结构变形对温度影响不大, 因此, 往往采用单向耦合的方法, 指定温度分布或先得到非均匀温度场, 仅研究在该温度场下的气动弹性问题, 而忽略结构变形对气动热的影响。Lohner 等^[1]采用上述求解思路进行了热气动弹性分析, 结果表明该方法具有相当的计算效率; McNamara 等^[2]将温度定义为飞行轨迹的函数, 研究了飞行器在该轨迹下的热气动弹性; 张伟伟等^[3]针对不同约束条件下的机翼模型, 研究了其在给定均匀温度分布下的气动弹性; 吴志刚等^[4]研究了在给定非均匀温度分布下的热气动弹性。上述研究中的温度场均基于假设, 不能真实反映模型的受热情况。近些年, 分层求解的分析方法被广泛使用, 即先通过流场计算获得模型的温度场分布, 再基于该温度场进行热气动弹性分析。李国曙等^[5]通过分层求解获得了机翼的温度分布并进行了静热气弹分析; 窦怡彬等^[6]通过该方法对高超声速舵面进行了热气弹分析, 结果显示气动热降低了舵面临界颤振速度。

现代飞行器大量采用轻质材料与薄壁结构, 其刚体模态和弹性体模态耦合问题更加严重, 使其结构变形对气动热的影响变得不容忽略。Culler 等^[7]提出了一种双向耦合方法, 考虑了结构对气动热的影响; 杨超等^[8]采用双向耦合方法, 研究了高超声速曲面壁板的热颤振问题, 结果表明双向耦合方法得到的结果更严峻, 壁板颤振发生时刻更早, 体现了该方法在高超声速热气动弹性研究领域的意义。

上述文献中的双向耦合方法, 气动热和气动力分别采用工程算法进行求解, 且忽略了气动热对气动力的反馈作用。本文采用一种基于多场耦合的全耦合方法, 全面考虑各场之间的耦合关系, 采用基于 N-S 方程的 CFD 方法进行流场计算, 采用 ANSYS 耦合场单元进行 CSD/CTD 耦合计算, 实现流场、热和结构的全耦合求解, 并以典型高超声速飞行器尾翼模型为例, 研究其在气动加热环境下的热气动弹性问题。

1 静热气动弹性配平

静热气动弹性配平属于典型的多场耦合问题, 流场对结构施加气动力和气动热使其产生变形和温度变化, 同时变化的结构外形和壁温又对流场产生扰动。其中, 气动力与结构弹性力耦合属于经典气动弹性问题, 用计算流体力学(CFD)

和结构有限元(CSD)耦合分析可解决这类问题,通常采用基于载荷转移的方法求解。

静热气动弹性配平在满足力平衡的基础上,还需要满足热平衡,即空气对流传热与结构热传导及壁面辐射热流之间的平衡,公式^[9]如下:

$$\dot{q}_{aero} = \dot{q}_{rad} + \dot{q}_{cond} + \dot{q}_{strd} \quad (1)$$

其中

$$\dot{q}_{aero} = k_a \nabla T_a \cdot n \quad (2)$$

$$\dot{q}_{rad} = \sigma \varepsilon (T_w^4 - T_e^4) \quad (3)$$

$$\dot{q}_{cond} = \nabla (k_s T_s) \cdot n \quad (4)$$

$$\dot{q}_{strd} = \rho_s c_{p,s} \delta_w \frac{dT_w}{dt} \quad (5)$$

式中,下标 a 和 k 分别代表流场和结构参数, w 代表物面参数, e 代表环境参数。由式(1)可以看出,气流所产生的热量由结构热辐射、热传导和结构内存储热量相平衡。式(2)为壁面附近空气的傅里叶传热定律, $\dot{q}_{aero}$ 表示流场总热流;式(3)为辐射换热定律, $\dot{q}_{rad}$ 表示壁面辐射热流;式(4)为结构的傅里叶传热定律, $\dot{q}_{cond}$ 表示结构热传导吸收的热量;式(5)为瞬态计算中结构储存的能量,静热气动弹性配平属于稳态问题,该项为 0。

静热气动弹性配平计算流程如图 1 所示。利用基于 N-S 方程的 CFD 程序计算流场参数,得到翼面上的气动力与气动热;利用 ANSYS 计算 CSD/CTD 耦合场,得到结构的位移与温度;通过插值程序,将气动力与气动热插值到结构节点上,将位移与温度插值到流场节点上,完成流场和热-结构场耦合;更新插值后的计算条件,重新进行计算;重复上述过程,直至位移与温度均达到平衡状态,得到静热气动弹性配平结果。

2 算例

本文所采用的计算模型为一典型高超声速尾翼模型,外形如图 2 所示。模型半展长为 1.0 m,翼型截面为对称双梯形,根部弦长 1.2 m,翼梢弦长 0.6 m,前缘后掠,后掠角约为 31°,后缘垂直。根部高 0.018 m,梢部高 0.009 m,根部采用轴约束,轴宽 0.06 m。由于翼面前缘温度较高,考虑材料属性随温度变化,前缘部分采用耐高温碳/碳复合材料,其余部分采用耐高温合金。为保证壁面热流计算精确,流场网格需保证壁面处 YPlus 值小于 1 总流场计算网格数为 330 万;热-结构耦合计算选用 ANSYS 耦合场单元外壁面处铺有

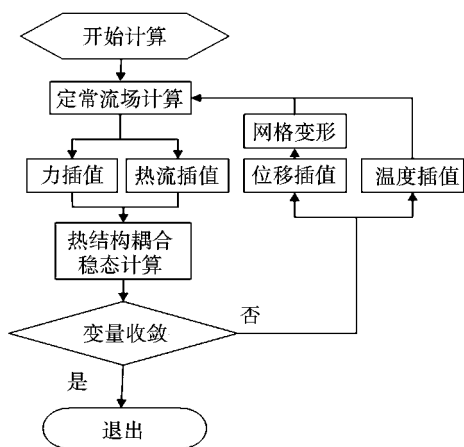


图 1 静热气动弹性配平计算流程图

Fig. 1 The flow chart of static aerothermoelastic trim calculation

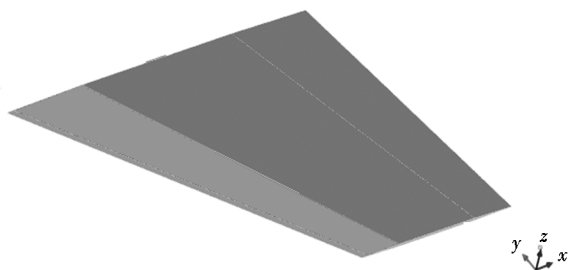


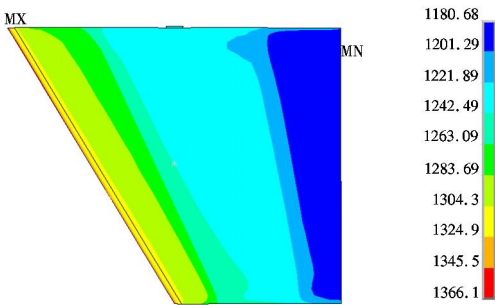
图 2 计算模型图

Fig. 2 The model used

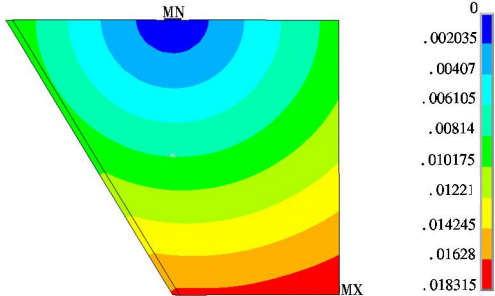
辐射单元,单元均带中间节点,以保证计算的准确性;结构辐射背景温度选取来流温度 223.252 K,材料参考温度取 293.15 K,材料辐射率设为 0.8;来流条件为 10 km 标准高空参数,迎角为 0°。

对上述机翼模型进行静热气动弹性配平计算,计算来流马赫数分别为 5.25、5.5、5.75 和 6 马赫,图 3 中 a 和 b 分别为 5.75 × 340.3 m/s 时热配平后得到的结构温度分布云图和位移分布云图。从温度分布云图中可以看到,从翼面前缘到后缘温度为下降趋势,最高温在最前缘,由碳/碳材料承受。翼面上温度分布有两个明显的突变,这是因为翼型截面为对称的双梯形,高超声速气体流过前缘时形成一道激波,波后压力与温度迅速上升,从而导致翼面前部温度较高;之后气流流过截面上第 1 个转折处时,形成一道膨胀波膨胀波后压力与温度迅速下降,从而导致翼面中部温度较前部明显降低;当气流经过第 2 个转折处时,再次形成一道膨胀波,压力与温度再次下降,从而

导致翼面后部温度最低。从位移云图可以看出,由于来流迎角为 0°,且翼型截面为对称的 所以结构的变形主要为材料受热后所产生的从约束处向外扩散的膨胀变形和气动动力作用下所产生的绕约束的偏转,同时可以看到,在同一种材料区域内,等位移线是光滑的,而在两种材料交界处,等位移线发生了偏折,这是由于两种材料的热膨胀系数不一致,在同一温度下产生不同程度的热膨胀所导致的。



a 温度分布云图(K)



b 位移分布云图 (m)

图 3 5.75 Ma 静热气动弹性配平结果

Fig. 3 The result of static aerothermoelastic trim at 5.75 Ma

对不同来流马赫数下静热气动弹性配平的结果进行热模态分析,即可得到结构热配平后的各阶模态频率,如表 1 所示。

表 1 不同马赫数下热模态频率表

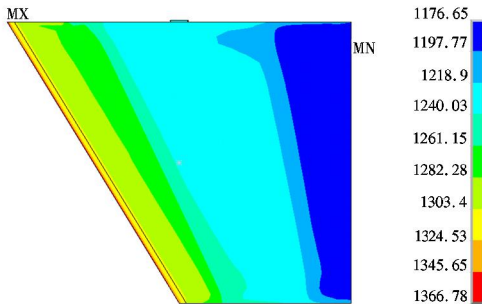
Table 1 The frequencies of thermal modal at different velocities Hz

Ma 数	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
冷模型	11.63	30.874	52.59	53.92
5.25	10.05	26.99	45.68	46.70
5.5	9.873	26.34	44.16	46.14
5.75	9.472	25.45	43.32	44.02
6	9.187	24.86	42.48	42.79

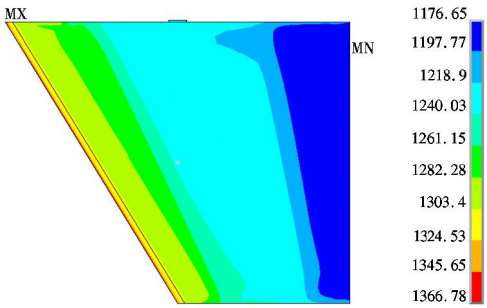
从表 1 可以看出,随着来流马赫数的增加,各阶频率均呈下降趋势。其中,从原冷模型到 5.25 Ma 热配平后的模型,其各阶频率分别降低了 15.7%、14.4%、15.1% 和 15.4%,可见对于高超声速飞行器,气动热会对其结构特性产生很大的影响。分析其原因,主要是因为随着来流马赫数的增加,气动加热情况更为严重,结构温度随之升高,而结构的材料属性为非线性的,其弹性模量随着温度的升高而降低,从而导致结构刚度的降低,各阶模态频率也因此降低;同时,由于材料受热会发生热膨胀,从而产生热应力,热应力对刚度的影响是不确定的,其既有可能使刚度增加,也有可能使之降低,所以结构受热后,其模态和频率的变化是由材料属性变化和结构内热应力影响共同决定的。另外,从频率变化关系中还可以看到,第 1 阶模态频率随着马赫数的增加,其下降速度比第 2 阶慢,这就意味着随着来流马赫数的提高,第 1 阶弯曲模态和第 2 阶扭转模态逐渐靠近。一般来说,机翼颤振主要是由其弯-扭模态耦合引起的,而弯-扭模态越接近,越容易发生耦合。所以,高超声速环境下的气动加热现象对飞行器的气动弹性特性有重大影响。

静热气动弹性配平后结构特性的改变主要由结构材料属性变化和热膨胀所产生的热应力引起。为研究它们对静热配平结果及配平后结构热模态的影响,分别设置材料弹性模量为常值和热膨胀系数为零,来模拟仅考虑热应力和仅考虑材料属性变化的情况,在来流速度 $5.75 \times 340.3 \text{ m/s}$ 条件下进行静热气动弹性配平,结果分别如图 4 和图 5 所示。

从配平后温度云图和位移云图可以看到,仅考虑热应力的结果与之前配平结果十分接近,而仅考虑材料属性变化的结果则有所差别,其中温度范围相差了几度,而位移则相差了几个量级,说

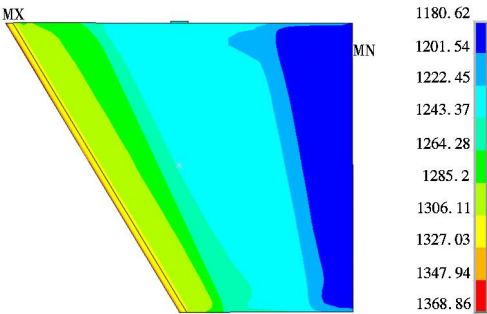


a 温度分布云图(K)

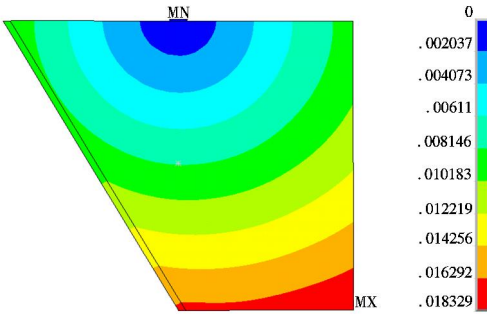


b 位移分布云图(m)

图 4 仅材料属性影响下静热配平结果
Fig. 4 The result of static aerothermoelastic trim with the influence of material property



a 温度分布云图(K)



b 位移分布云图(m)

图 5 仅热应力影响下静热配平结果
Fig. 5 The result of static aerothermoelastic trim with the influence of thermal stress

明对于本文模型,结构变形主要是由热膨胀所引起。由于双向耦合的作用,结构变形对温度分布也有影响,所以结构的温度分布与之前热配平结果有所差别。

参考文献:

[1] Lohner R, Yang C. Application of new algorithms for the simulation of multidisciplinary problems :fluid, structure, thermal, and control coupling[J]. AIAA Journal, 2002,40(9):1 206–1 219.

对上述两种配平状态分别计算其热模态,并与之前配平得到的热模态及模型冷模态频率进行对比,结果见表 2。

表 2 不同配平状态下热模态频率表				
Table 2 The frequencies of thermal modal of different trim results				
配平	第 1 阶	第 2 阶	第 3 阶	第 4 阶
冷模型	11.628	30.873 5	52.586 8	53.917 4
热配平	9.4719 8	25.449 1	43.324 3	44.018 8
仅热应力	11.615 4	30.974 5	52.754 4	54.016 7
仅材料属性	9.4782 6	25.301 7	43.013 5	44.144 1

从表 2 可以看出,仅考虑热应力情况下配平得到的热模态与结构冷模态相当,说明对于本文模型,热应力对结构模态的影响很小;而仅考虑材料属性变化情况下配平得到的热模态与之前配平后得到的热模态相当,说明本文模型结构受热后刚度下降,模态频率降低主要是由材料属性随温度变化所导致的。同时可以看到,仅考虑热应力配平得到的热模态与冷模态相比,第 1 阶频率有所下降,而第 2、3、4 阶频率均上升,可见热应力对模态的影响是不确定的。

3 结论

本文研究了高超声速热气动弹性这一典型的多场耦合问题。建立了典型高超声速飞行器尾翼模型,采用多场耦合的方法,在不同来流马赫数下,对其进行了静热气动弹性配平计算,得到了结构在平衡状态下的温度分布和变形,并在此基础上进行了热模态分析,得到了配平状态下结构的热模态,结果表明,随着来流马赫数的增加,结构各阶模态频率逐渐下降,同时,结构弯-扭模态频率逐渐靠近。最后研究了材料属性变化和热应力对配平结果及配平后结构热模态的影响,结果表明,对于本文模型,热配平后结构变形主要是由材料受热膨胀所引起,气动力作用产生的变形很小,而结构刚度降低、模态频率减小主要是由结构受热后材料属性下降所导致的,热应力的影响很小,且热应力对模态的影响是不确定的。

- [2] McNamara J J, Friedmann P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicles :current status and future trends[J]. AIAA Journal, 2007,45(4):2 013 – 2 025.
- [3] 张伟伟,夏巍,叶正寅. 一种高超音速气动弹性数值研究方法[J]. 工程力学,2006,23(2):41 – 45.
- [4] 吴志刚,惠俊鹏. 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.
- [5] 李国曙,万志强,杨超. 高超声速翼面气动热与静气动弹性综合分析[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(1):53 – 58.
- [6] 窦怡彬,徐敏,安效民,等. 高超声速舵面颤振分析[J]. 工程力学,2009,26(11):232 – 237.
- [7] Culler A J, Crowell A R, McNamara J J. Studies on fluid – structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2010,48(8):2 364 – 2 379.
- [8] 杨超,李国曙,万志强. 气动热 – 气动弹性双向耦合的高超声速曲面壁板颤振分析方法[J]. 中国科学:技术科学, 2012,42(4):369 – 377.
- [9] McNamara J J, Friedmann P P, Powell K G, et al. Three – dimensional aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow[J]. AIAA Journal, 2005,43(5):2 175 – 2 188.

Study on Aerothermoelasticity of Wing Based on Multi – field Coupling Analysis

XU Fei, HAN Jinglong

(College of Aerospace Engineering of NUAA, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: The aerothermoelasticity of hypersonic wing is studied based on the CFD/CSD/CTD coupling method. First, static aerothermoelastic trim is conducted using multi – field coupling method and the temperature and displacement distribution of the trim results are obtained. Then, thermal modal analysis of the wing is done based on the trim results and get the change law of modal frequencies with freestream Mach number. Finally, study the influence of material property and thermal stress on the results of static aerothermoelastic trim is studied. The results show that aerodynamic heating can change the structure characteristics, and for the model used, the reduction of structure stiffness is mainly caused by the change of material property and the deformation is mainly caused by thermal expansion.

Keywords: Multi – field Coupling; Hypersonic; Aerothermoelasticity; Thermal modal analysis; Thermal stress

(责任编辑:张英健)

多场耦合的机翼热气动弹性问题研究

作者: [徐飞](#), [韩景龙](#), [XU Fei](#), [HAN Jinglong](#)
作者单位: [南京航空航天大学航空宇航学院, 江苏南京, 210016](#)
刊名: [盐城工学院学报 \(自然科学版\)](#)
英文刊名: [Journal of Yancheng Institute of Technology \(Natural Science Edition\)](#)
年, 卷(期): 2015(1)

引用本文格式: [徐飞](#). [韩景龙](#). [XU Fei](#). [HAN Jinglong](#) [多场耦合的机翼热气动弹性问题研究](#)[期刊论文]-[盐城工学院学报 \(自然科学版\)](#) 2015(1)