气动弹性影响下高超声速飞行器动力学建模与分析。

李建林,唐乾刚,丰志伟,杨涛,刘志超 (国际科技大学航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

摘 要:高超声速飞行器通常采用轻质材料和细长升力体设计,导致受控刚体运动频率与结构振动频率 趋于接近,给飞行器制导控制系统设计带来了巨大挑战。基于假设模态下建立了考虑变截面效应的高超声 速飞行器自由梁结构动力学模型,对比了横截面梁和变截面梁模态振型和频率;考虑变截面效应后,振型变 化较大,同时二、三阶模态频率均变小。给出了耦合气动弹性和飞行动力学的高超声速飞行器运动方程。在 典型工况下,对比分析了刚体、常截面梁和变截面梁高超声速飞行器的平衡和动态特征,结果说明:变截面梁 在平衡状态下附加攻角更大,系统在平衡点处开环不稳定性更大,同时非最小相位行为基本不变。

关键词:高超声速飞行器;气动弹性;动力学建模;动态特性分析

中图分类号: V475 文献标志码: A 文章编号:1001-2486(2013)01-0007-05

Modelling and analysis of a hypersonic vehicle with aeroelastic effect

LI Jianlin, TANG Qiangang, FENG Zhiwei, YANG Tao, LIU Zhichao

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410072, China)

Abstract: Hypersonic vehicle can be designed into blended lift body by using light-weighted materials, which leads to close frequencies between controlled rigid-body motion and the oscillation of the structure. It brings about a huge challenge in the design of guidance and control system. Based on the assumed mode method, the free-free beam structural dynamics model considering variable cross-section effect was built. After comparing the mode shape and frequencies between cross-section and variable cross-section beam, it is found that the later one had a bigger mode shape change, and the frequency of second and three order both decreased. Given the hypersonic vehicle equations, the static and dynamic characteristics of constant cross-section and variable cross-section beam were analyzed in a typical condition. The results indicate that the variable cross-section beam has a larger appended angle of attack, the system is open-loop unstable, and exhibits non-minimum phase behavior in the trim condition.

Key words: hypersonic vehicle; aeroelasticity; dynamical modeling; dynamic properties analysis

下一代高超声速飞行器的发展趋势为轻质材 料的选用和大型薄壁结构设计,气动布局一般设 计为细长体、升力体、完全或部分乘波体布局。特 殊的结构材料选择和气动布局将带来诸多新问 题。如轻质材料的使用使得高超声速飞行器结构 固有振动频率降低,柔性变形不可忽视;刚体模态 与弹性模态的耦合问题更为突出^[1]。从控制的 角度来看,高超声速飞行器的高带宽控制系统动 态和低频结构模态之间不再具有频带分离现象, 这种交叉耦合极容易导致控制与结构的耦合失 稳,这些问题都对未来高超声速再入飞行器设计 方法提出了更高的要求^[2]。气动加热环境下结 构/气动静、动力学耦合问题更为复杂,气热弹耦 合效应带来了新的不确定性。首先,高超声速飞 行的一个显著特点是气动加热不可忽略,气动加 热的累积效应造成飞行器结构温度分布随时间而

改变,从而引起结构模态频率和振型的改变;其次,结构柔性变形使得飞行器产生附加攻角等,引起额外的气动不确定性。因此,需要建立多场耦合条件下考虑柔性变形的飞行动力学模型,耦合气动弹性进行飞行动力学特性分析。

在高超声速飞行器动力学建模方面, Chavez 和 Schmidt 以 X – 30 飞行器为对象建立了高超声 速飞行器(HSV)纵向动力学解析模型^[3]。 Friedmann和 McNamara等利用平均轴系下的拟 坐标 Lagrange方程研究了耦合弹道的高超声速飞 行器气动弹性稳定性问题^[4]。Bolender等采用 Lagrange方程推导了吸气式高超声速飞行器耦合 推进系统、结构动力学和空气动力学的平面运动 方程^[5],在计算飞行器气动力时利用激波/膨胀 波理论计算了飞行器的机身受力,利用线性化模 型研究了气动弹性模态与一阶弯曲模态之间的强 耦合作用,给出了一种吸气式高超飞行器的非线 性纵向动力学模型。Parker等建立了面向控制的 高超声速飞行器模型,该模型包含了发动机与飞 行力学的耦合、柔性和刚体模态的耦合作用,以及 这些耦合对非线性控制系统设计的影响,并研究 了控制系统设计问题^[6]。苏二龙、罗建军等建立 了考虑气动加热和变截面惯性矩的高超声速飞行 器面向控制的模型^[7],并分析了气动加热、变截 面惯性矩效应和燃料消耗对系统零极点的影响, 但是他们没有考虑变截面惯性矩对高阶模态频率 的影响。

本文建立了高超声速飞行器耦合气动弹性的 飞行动力学模型。采用假设模态法建立飞行器结 构动力学模型,考虑了飞行器结构的变截面惯性 矩效应,对比了常截面和变截面梁模型的模态振 型和频率。完成了刚体飞行器和两种柔性飞行器 在马赫数为8、高度为25.9km飞行条件下的平衡 计算和零极点分析,并进行了对比。

1 高超声速飞行器结构动力学模型

本文以 AFRL/RBCA 高超声速飞行器(HSV) 为研究对象^[8-10],采用国际单位制,并取单位宽 度。飞行器外形参数如图1所示,由四个面组成,



图 1 高超声速飞行器模型 Fig. 1 Hypersonic vehicle model

一个上表面和三个下表面。机身长度为L =30.48m,宽度为15.24m,为了研究方便,取单位 长度1m,前体长度 $L_a = 14.33m$,发动机长度 $L_a =$ 6.09m,后体长度 $L_a = 10.06m$;质心距头部 $x_f =$ 16.76m,角度 $\tau_{1U} = 3^\circ, \tau_{1U} = 6.2^\circ, \tau_{1U} = 14.3^\circ, 升$ 降舵距离飞行器头部25.9m,面积5.18m²,发动 机高 $h_i = 1m$ 。飞行器质量 $m = 9.16 \times 10^3$ kg,转动 惯量 $I_{yy} = 3.86 \times 10^5$ kg·m²。结构支撑材料假设 为钛合金。文献[8]中给出了飞行器各部分质量 和位置,并假设各部分在所占的体积内均匀分布, 如图2所示。表1给出了单位宽度的质量分布, 其中单位宽度的质量为9158.6kg,转动惯量为 3.835e5,与文献[9]一致。

表1 HSV 模型单位宽度质量分布

Tab. 1 Mass distribution per unit width of HSV model

子系统	质量/kg	范围/m
自由梁	1360.2	[0 30.48]
前部设备系统	90.7	[2.44 3.66]
前部液氢储箱	2067.5	[9.14 15.24]
液氧储箱	2811.0	[14.63 18.90]
载荷	45.3	[15.24 18.29]
推进系统	181.4	[16.15 20.42]
后部液氢储箱	1559.7	[20.57 25.15]
后部设备子系统	136.0	[26.82 28.04]
结构	906.8	[12.19 21.34]





Fig. 3 Unit width cross-section inertial moment variation along longitudinal axis

将飞行器结构等效为变截面梁,根据工字梁 惯性矩与高度的关系,可得到飞行器单位宽度截 面惯性矩 *I*(*x*)沿飞行器纵轴的近似变化情况,如 图 3 所示,虚线和实线分别为常值截面惯性矩和 变截面惯性矩。

下面给出非均质变截面惯性矩梁的模态分析 过程。普通自由梁自由振动模型为

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI(x) \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial x^2} \right] + m(x) \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial t^2} = 0 \quad (1)$$

自由边界条件

$$\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0, \frac{\partial^3 w}{\partial x^3} = 0$$
(2)

其中 f(x,t)为作用于飞行器上的分布力,m为飞 行器的质量,w为挠度。

对于非均质变截面梁,很难求出解析解,因此 采用假设模态法求解自然频率 ω_i 和模态振型 ϕ_i , 然后建立基于模态坐标的动力学方程。对于自由 梁的弯曲振动,假设任意点 x 在 t 时刻的位移为

$$w(x,t) = \sum_{i=1}^{n} \phi_i(x) \eta_i(t) \qquad (3)$$

对应的动能和势能分别为

$$T = \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{w}}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{M} \dot{\boldsymbol{w}}$$
(4)

$$V = \frac{1}{2} \boldsymbol{w}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{K} \boldsymbol{w} \tag{5}$$

其中

$$\boldsymbol{w} = \left[w_1, \cdots, w_n \right]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

*M*和*K*分别为广义质量矩阵和广义刚度矩阵,元素分别为

$$m_{ij} = \int_0^L \rho A(x) \phi_i(x) \phi_j(x) dx \qquad (7)$$

$$k_{ij} = \int_{0}^{L} EI(x) \frac{\partial^{2} \phi_{i}(x)}{\partial x^{2}} \frac{\partial^{2} \phi_{j}(x)}{\partial x^{2}} dx \qquad (8)$$

对于自由振动问题,根据拉格朗日方程,可得

$$M\ddot{w} + Kw = 0 \tag{9}$$

基于均匀自由梁的基函数计算 M 和 K,求解上述 广义特征值问题,可得到自由梁的自然频率 ω_i 和 模态振型 ϕ_i 。

表 2 前三阶模态频率对比

Tab. 2 Comparison of frequency of the first three of mode

模态阶数	模态角频率(rad/s)			
	常截面	变截面		
1	21.36	21.36		
2	51.70	47.13		
3	102.73	83. 51		

通过调整参数,使得变截面和横截面的一阶 模态频率在21 rad/s 左右。常截面和变截面梁模 型的前三阶模态频率如表2所示,模态振型如图 4所示。通过对比二、三阶模态频率可以发现,变 截面自由梁角频率均比常截面自由梁低。图4中 实线和虚线分别表示恒截面模态振型和变截面模 态振型,带"□""▲""▼"的曲线分别表示一阶、 二阶、三阶模态振型。通过对比可以看出,变截面 自由梁与常截面自由梁前三阶模态振型接近;相 比常截面自由梁,变截面自由梁的振型在两端变 形较大、中间变形较小,这主要是由于两端处弯曲 刚度较小,而中间弯曲刚度较大。



Fig. 4 Comparison of the first three mode shape

2 气动弹性与飞行动力学耦合模型

忽略飞行器的刚柔耦合(模态加速度与刚体 加速度的相互耦合),考虑气动弹性效应的高超 飞行器飞行动力学模型如下^[11]

$$\begin{cases} \dot{V}(t) = \frac{T\cos\alpha - D}{m} - g\sin(\theta - \alpha) \\ h(t) = V\sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha}(t) = -\frac{L + T\sin\alpha}{mV} + Q + \frac{g}{V}\cos(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta}(t) = Q \\ \dot{\theta}(t) = Q \\ \dot{Q}(t) = \frac{M}{I_{yy}} \end{cases}$$
(10)

 $\lim_{i \to \infty} (\ddot{\eta}_i = -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i (i = 1, 2, 3))$

方程(10)中V(t)表示速度,h(t)表示高度, $\alpha(t)$ 表示攻角, $\theta(t)$ 表示俯仰角,Q(t)表示俯仰 速率, $\eta_i(i=1,2,3)$ 表示第i阶广义结构模态位 移;另外,m表示飞行器质量, I_{yy} 表示转动惯量,g表示重力加速度,T表示推力,L表示升力,D表 示阻力,M表示俯仰力矩, $N_i(i=1,2,3)$ 表示广义 力, ω_i 表示第i阶模态的自然频率, ζ_i 表示第i阶 模态的阻尼系数。状态包括 5 个刚体状态变量和 6 个柔性状态量,如下:

$$x = [V, h, \gamma, \alpha, Q, \eta_1, \dot{\eta}_1, \eta_2, \dot{\eta}_2, \eta_3, \dot{\eta}_3]^{\mathrm{T}}$$
(11)

方程(10)中气动弹性与飞行动力学是间接耦合,刚体运动对弹性模态的影响体现在广义力 N_i 中,弹性模态对刚体运动的影响体现在推力 T、阻 力 D 以及升力 L 中。方程中不存在刚柔耦合项。

气动力、力矩和推力采用文献[11]给出的拟 合模型,该模型考虑了激波、膨胀波效应,粘性效 应和非定常效应。计算公式如下:

$$\begin{cases} T = qS[C_{T,\phi}(\alpha)\phi + C_{T}(\alpha) + C_{T}^{\eta}\eta] \\ L = qSC_{L}(\alpha,\delta_{e},\eta) \\ D = qSC_{D}(\alpha,\delta_{e},\eta) \\ M = z_{T}T + qcSC_{M}(\alpha,\delta_{e},\eta) \\ N_{i} = qS[N_{i}^{\alpha^{2}}\alpha^{2} + N_{i}^{\alpha}\alpha + N_{i}^{\delta_{e}}\delta_{e} + N_{i}^{0} + N_{i}^{\eta}\eta], i = 1,2,3 \end{cases}$$

$$(12)$$

$$\begin{cases} \mathcal{C}_{T,\phi}(\alpha) = C_T^{\phi\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\phi\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\phi\alpha} \alpha + C_T^{\phi} \\ C_T(\alpha) = C_T^3 \alpha^3 + C_T^2 \alpha^2 + C_T^1 \alpha + C_T^0 \\ C_M(\alpha, \delta, \eta) = C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^{\alpha} \alpha + C_M^{\delta_e} \delta_e + C_M^0 + C_M^{\eta} \eta \\ C_L(\alpha, \delta, \eta) = C_L^{\alpha} \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^0 + C_L^{\eta} \eta \\ C_D(\alpha, \delta, \eta) = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^0 + C_D^{\eta} \eta \end{cases}$$
(13)

式中 $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ 为动压, S 为参考面积, z_T 为发动 机推力偏心, c 为参考长度。其中 δ_e 表示舵偏角 (尾翼), ϕ 表示等效燃料比。(12)和(13)式中的 系数见文献[11], 需要说明的是在具体使用时需 要换算到单位宽度(1m)。

3 平衡与动态特性分析

引入结构柔性效应后,系统的平衡和动态特 性发生变化。为了研究飞行器的平衡和动态特 性,针对马赫数为8、高度为25.9km 的等速平飞 典型飞行条件,进行了刚体飞行器、常截面和变截 面柔性飞行器平衡和动态特性的分析,并进行了 对比。控制输入为 $u = [\delta_e, \phi]^T$,其中 δ_e 表示舵偏 角(尾翼), ϕ 表示等效燃料比。输出取速度和倾 角, $y = [V, \gamma]^T$ 。

3.1 飞行器静态特性

高超声速飞行器的平衡条件如下:

(1)8 马赫和 25.9 km;

(2)状态导数为零;

(3)水平飞行,γ=0。

待求解的平衡量有:攻角 α 、柔性状态 η 和控制量 δ_e 、 ϕ 。

表 3 25.9km、8 马赫数下平衡点对比

Гаb. 3 С	Comparison	of trim	condition	at	Mach	8,	25.	9km:	level	flight
----------	------------	---------	-----------	----	------	----	-----	------	-------	--------

	α/(°)	$\delta_{\scriptscriptstyle e}/(^{\circ})$	ϕ	$oldsymbol{\eta}_1$	η_2	η_3	$\Delta au/(\circ)$
刚体	0.2856	9.6062	0.4063	-	-	_	-
常截面梁	0. 1977	10. 9480	0.4777	2.6669	0.0079	-0.0402	0.6628
变截面梁	0. 1688	11. 1823	0. 5037	2.5009	-0.1617	-0.1244	0.8949

表3给出了刚体飞行器、常截面和变截面柔 性飞行器静态特性的对比,其中Δτ表示由变形 引起的飞行器头部附加攻角。从结果可以看出, 考虑柔性效应后,刚体飞行器、常截面、变截面飞 行器的平衡攻角依次变小,升降舵偏角依次变大, 燃料当量比依次变大,这主要是因为飞行器变形 产生了正的附加攻角导致阻力增大,升力减小,力 矩增大,因此增大舵偏角保持力矩平衡,增大推力 抵消阻力。而变截面飞行器附加攻角要大于常截 面,这主要是因为所考虑的变截面梁在飞行器头 部具有较小的截面惯性矩,在飞行器设计中可以 通过采用高模量材料或增加加筋结构的方法加以 解决。另外,变截面二、三阶模态坐标大于常截面 梁,原因是对应的广义刚度(模态频率)较小。

3.2 动态特性分析

为了研究系统开环动力学,在上节平衡的基础上进行了动力学方程的线性化。飞行器线性化 方程的开环极点如表4所示,开环零点如表5所 示。从表4可知,飞行器具有一个不稳定短周期 模态,这是由于飞行器本身静不稳定引起的。与 文献[5]不同的是,振荡模态弱不稳定,但是靠近 虚轴,与文献[12]给出的试验结果较一致。高度 模态稳定,但是周期较大,通常可不考虑。通过极 点对比可知,刚体、横截面梁和变截面梁不稳定极 点依次增大,高度模态周期依次变短;但是,考虑 柔性效应后,振荡模态的不稳定变弱。从表5可 知,系统存在右半平面零点,说明飞行器存在非最 小相位行为。

表 4	马赫数为8,高度为25.9km平	飞状态的系统开环极点
-----	------------------	------------

Tah 4	Open-loop	noles at	Mach 8	25 9km.	level flight
1 a. 4	Open-100p	poies at	mach o	23.9Km	lever mgm

刚体	特征值 常截面梁	变截面梁	模态
3.377	4.181	4.430	不稳定短周期
-3.757	-4.586	-4.844	稳定短周期
-0.00261	-0.00287	-0.00296	高度
$2.289 \times 10^{-4} \pm 0.0370i$	$3.779 \times 10^{-5} \pm 0.0248i$	$4.050 \times 10^{-5} \pm 0.0233i$	振荡
-	-0.429 ±21.766i	$-0.427 \pm 21.46i$	1 阶气弹
-	-1.032 ±51.525i	$-0.942 \pm 47.22i$	2 阶气弹
_	$-2.050 \pm 102.558i$	-1.67 + 83.80i	3 险与

表 5 马赫数为 8,高度为 25.9km 平飞状态的系统开环零点

Tab. 5 Open-loop zeros at Mach 8, 25.9km: level flight

刚体	常截面梁	变截面梁		
7.8303	7.6892	7.8536		
-8.1205	-8.0364	-8.2058		
0	0	0		
-	-0.5716 ±23.6220i	$-0.5088 \pm 23.0127i$		
-	-1.0564 ±52.0981i	-1.0436 ±48.1650i		
_	-2.0454 ±102.2773i	-1.6813 ±82.9588i		

4 结论

本文建立了高超声速飞行器耦合气动弹性的 飞行动力学模型,采用假设模态法考虑飞行器结构 柔性效应。考虑了变截面梁对模态振型和频率的 影响,变截面梁效应对模态频率影响较大(一阶除 外),对模态振型的影响也较大。对比了刚体飞行 器、常截面和变截面柔性飞行器在马赫数为8,高 度为25.9km飞行条件下的平衡结果。结果表明: 刚体、常截面梁和变截面梁平衡攻角依次减小,平 衡升降舵偏角依次增大,燃料当量比依次增大,变 截面梁的平衡状态的附件攻角大于常截面梁。通 过对零极点的对比分析发现,系统存在一个不稳定 极点,高度模态弱稳定,振荡模态弱不稳定;刚体、 常截面梁和变截面梁不稳定性依次增大,变截面梁 二、三阶气弹模态频率小于常截面梁。

通过上述对比可知,柔性飞行器相对刚体飞 行器平衡状态有很大的改变,因此在飞行器总体 设计和控制系统设计中需要考虑柔性效应,此外 通过常截面梁和变截面梁的对比显示,横截面效 应引起稳定性的进一步下降,因此在控制系统设 计中需要考虑变截面效应。

参考文献(References)

[1] McNamara J J, Friedmann P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis in hypersonic flow: past, present, and future [J]. AIAA Journal, 2011, 49(6): 1089 – 1122.

- [2] 葛东明. 临近空间高超声速飞行器鲁棒变增益控制[D].
 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
 GE Dongming. Robust gain-scheduling control of hypersonic vehicle in near space [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [3] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive/ aeroelastic hypersonic-vehicle model with dynamic analysis
 [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17 (6): 1308 - 1319.
- [4] Friedmann P P, McNamara J J, Thuruthimattam B J, et al. Aeroelastic analysis of hypersonic vehicles [J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19: 681-712.
- [5] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374 – 387.
- [6] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.
- [7] 苏二龙,罗建军,黄兴李,等.考虑气动加热和变截面惯 性矩的高超声速飞行器建模与分析[J]. 宇航学报,2012, 33(6):690-697.
 SU Erlong, LUO Jianjun HUANG Xingli, et al. Modeling and analysis of hypersonic vehicle considering variable cross-section moment of inertia and aerodynamic heating [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(6): 690-697. (in Chinese)
- [8] Williams T, Bolender M A, Doman D B, et al. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle [C]//Proc of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2006.
- [9] Bolender M A, Oppenheimer M W, Doman D B. Effects of unsteady and viscous aerodynamics on the dynamics of a flexible air-breathing hypersonic [C]//Proc of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Carolina, 2007.
- [10] Culler A J, Williams T, Bolender M A. Aerothermal modeling and dynamic analysis of a hypersonic vehicle [C]//Proc of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, South Carolina, 2007.
- [11] Fiorentini L. Nonlinear adaptive controller design for airbreathing hypersonic vehicle[D]. Ohio State University, 2010.
- [12] Sachs G. Longitudinal long-term modes in super-and hypersonic Flight [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(3): 539-541.