

考虑气动—推进—弹性耦合的高超声速飞行器 面向控制建模与分析

张希彬^{1,2}, 宗 群¹, 曾凡琳¹

(1. 天津大学电气与自动化工程学院, 天津 30072; 2. 天津科技大学理学院, 天津 300222)

摘 要: 针对高超声速飞行器机身极易发生弹性振动, 模型具有非线性、强耦合及不确定性等特点, 提出了考虑气动—推进—弹性耦合的综合建模方法。首先, 利用假设模态法计算弹性模态及弹性振动效应, 采用斜激波和普朗特—迈耶流理论、Eckert 参考温度法及一维可压缩流关系式估算气动力、俯仰力矩及推力, 考虑气流黏性及机身弹性变形影响, 加入了黏性及弹性振动效应, 更接近于真实物理特性; 然后分析了弹性振动引起的机体变形角及机身表面流体特性; 并基于机理推导所获取的气动数据, 利用曲线拟合方法, 建立了考虑气动—推进—弹性耦合的高超声速飞行器面向控制模型。气动和动态特性分析结果表明, 弹性振动改变了飞行器弹性模态及气动布局, 面向控制模型降低了模型复杂度, 并保留了机理模型的物理耦合特性及非最小相位现象。

关键词: 高超声速飞行器; 气动—推进—弹性耦合; 曲线拟合; 面向控制模型

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2014)05-0528-09

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.05.006

Control-Oriented Modeling and Analysis of a Hypersonic Vehicle with Coupled Aerodynamic-Propulsion-Elastic

ZHANG Xi-bin^{1,2}, ZONG Qun¹, ZENG Fan-lin¹

(1. College of Electrical Engineering & Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. School of Science, Tianjin University of Science and Technology, Tianjin 300222, China)

Abstract: Considering the elastic vibration of hypersonic vehicle, and the characteristics of nonlinearity, strong couplings and uncertainty, a dynamic model for a flexible hypersonic vehicle is developed. Firstly assumed modal method is used to compute the natural frequencies and mode shapes of the flexible structure. Oblique shock and Prandtl-Meyer flow theory, Eckert's Reference Temperature Method and 1-D flow relation are applied for estimating aerodynamic forces, moment and thrust of the hypersonic vehicle including viscous and flexible effects. Then, the deflections of vehicle body and aerodynamic characteristics on vehicle surface are analyzed. Finally, a control-oriented model of the hypersonic vehicle aerodynamic is presented by using curve-fitted approximations. The simulations show that the elastic vibration can change the flexible mode and aerodynamic layout, and the control-oriented model not only can reduce the complexity of the model, but also retains physical characteristics and non-minimum phase of the mechanism model.

Key words: Hypersonic vehicle; Aerodynamic-propulsion-elastic coupled; Curve-fitted; Control-oriented model

0 引 言

高超声速飞行器一般是指飞行速度大于马赫 5

的近空间飞行器, 在军事和民用领域具有广泛的应用前景, 是近年航空航天领域研究的热点。高超声速飞行器在高速飞行时, 气动和推进系统交互作用,

收稿日期: 2013-04-19; 修回日期: 2013-08-20

基金项目: 国家自然科学基金(91016018, 61273092); 教育部科学技术研究重大项目(311012); 天津市基础研究重点项目(11JCZDJC25100)

机身表面产生的气动热降低机体刚度,导致机身产生一定程度的弹性振动和变形,影响飞行器表面气动布局 and 推进系统;而气动布局的改变能够加剧飞行器机身的振动变形,导致飞行器失稳。气动力、气动热、飞行器弹性结构及推进系统之间的相互作用使得高超声速飞行器具有强耦合特性,给飞行器建模、制导与控制带来巨大挑战^[1]。

为了获得接近真实物理特性的高超声速飞行器模型,相关学者对飞行器建模做了大量研究。最早公开发表的高超声速飞行器模型是 Chavez 和 Schmidt^[2]建立的包含气动/推进/弹性结构耦合效应的动态解析模型,该模型针对 X-30 构型,考虑一阶弹性模态影响,突出了动力学耦合和控制系统一体化。文献[3-4]重点分析弹性变形对攻角和升降舵偏转角的影响,在广义力中只考虑舵面受力,利用 CFD 技术建立了面向控制的高超声速飞行器弹性体纵向模型。文献[5-6]利用流体力学相关理论,考虑刚体/弹性体间的动力学耦合特性,建立了高超声速飞行器弹性体第一定律(First principle)模型,该模型具有强非线性及强耦合特性难以进行控制器设计。文献[7]忽略第一定律模型中的惯性耦合项,采用曲线拟合方法,给出了简化的高超声速飞行器面向控制模型。文献[8-9]针对飞行器三维几何构型,考虑气动—弹性结构—推进系统之间的耦合效应,结合机理分析和 CFD 技术,建立了高超声速飞行器弹性体六自由度模型,在进行控制器设计前,需对模型进行进一步的简化与分析。国内学者也对面向控制的高超声速飞行器建模进行了相关研究,文献[10]针对刚体飞行器,给出了一种建模与控制一体化的设计方法。文献[11]基于参数化外形设计方法,提出一种机体/推进/控制一体化的建模方法。文献[12]在建模与分析中重点考虑了气动加热和变截面惯性矩的影响。

针对高超声速飞行器弹性体建模中结构与气动及推进之间的耦合影响问题,本文综合已有的高超声速飞行器建模方法,考虑几种模型的优缺点,基于高超声速飞行器弹性体纵向几何构型,从机理分析的角度,利用空气动力学及梁的振动相关理论,系统地给出高超声速飞行器弹性体机理建模和面向控制建模过程,建立了考虑气动—推进—结构弹性耦合

影响的高超声速飞行器弹性体纵向模型。在气动模型中加入机身弹性振动和热黏性效应,考虑机身前体和后体的弹性变形角,更直观地反映机身梁的弯曲变形,真实地描述实际飞行器的气动特性,获得了更加准确的面向控制弹性体模型。针对所建立的飞行器模型,分析了模型的弹性模态、气动及动态特性,为后续控制器设计提供依据。

1 高超声速飞行器机理模型

高超声速飞行器采用机身—发动机一体化设计,纵向几何构型如图 1 所示,超燃发动机位于机身下部,并带有移动罩门。飞行器前体下表面产生升力与抬头力矩,同时作为压缩面增加发动机进气道来流的压强和密度;后体下表面作为膨胀面产生升力、推力以及低头力矩。高超声速飞行器独特的几何构型使得气动和发动机之间的影响很难分开处理,而机身的弹性振动影响气动和推进系统性能,故在建模中,需综合考虑气动—推进—弹性结构之间的耦合。

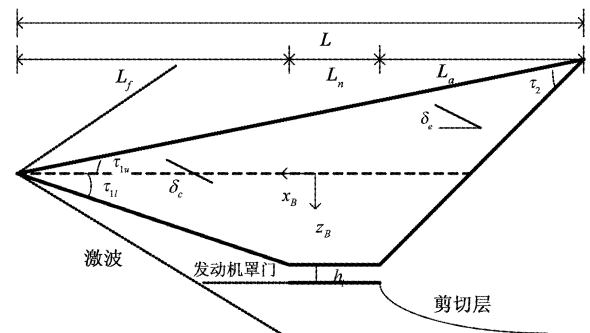


图 1 高超声速飞行器几何构型

Fig. 1 Hypersonic vehicle geometry

1.1 弹性结构

1.1.1 弹性结构振动响应

假设飞行器质量分布均匀,机身为自由梁结构,弹性振动引起的变形位移较小,满足弹性胡克定律,仅考虑飞行器的纵向振动,利用计算量小且满足精度要求的假设模态法计算飞行器结构弹性模态^[13],该方法基于拉格朗日方程:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial V}{\partial q_i} = f_i, \quad i = 1, 2, \dots \quad (1)$$

式中: T 为系统的总动能, V 为是势能, q_i 为广义坐标, f_i 是广义力。

机身梁的弹性位移表达式为

$$\omega(x, t) = \sum_{i=1}^n \Phi_i(x) \eta_i(t)$$

式中: $\Phi_i(x)$, $i = 1, 2, \dots, n$ 为假设模态, 模态之间相互独立, 满足梁结构的几何边界条件, 且存在各阶导数。

梁结构的动能为

$$T = \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{\eta}}^T \mathbf{M} \dot{\boldsymbol{\eta}} \quad (2)$$

式中:

$$\boldsymbol{\eta} = [\eta_1, \dots, \eta_n]^T, \mathbf{M} = (m_{ij})_{n \times n},$$

$$m_{ij} = \int_0^L \bar{m} \Phi_i(x) \Phi_j(x) dx$$

梁结构的势能为

$$V = \frac{1}{2} \boldsymbol{\eta}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} \quad (3)$$

式中:

$$\mathbf{K} = (k_{ij})_{n \times n}, k_{ij} = \int_0^L EI \frac{d^2 \Phi_i(x)}{dx^2} \frac{d^2 \Phi_j(x)}{dx^2} dx$$

矩阵 \mathbf{M}, \mathbf{K} 均为对称阵。将动能、势能及广义力代入拉格朗日方程中有

$$\mathbf{M} \ddot{\boldsymbol{\eta}} + \mathbf{K} \boldsymbol{\eta} = \mathbf{f} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{f} = [f_1, \dots, f_n]^T$ 。

为了获取机身梁的频率及振型模态, 考虑自由振动, 令 $\mathbf{f} = \mathbf{0}$, $\ddot{\boldsymbol{\eta}} = -\omega^2 \boldsymbol{\eta}$, 则有 $(\omega^2 \mathbf{I} - \mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}) \boldsymbol{\eta} = \mathbf{0}$ 。

固有频率即为矩阵 $\mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}$ 特征根的平方根, 机身梁的振型模态为矩阵 $\mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}$ 的特征向量与假设模态 $\Phi_i(x)$ 的线性组合。

1.1.2 弹性结构振动效应

高超声速飞行器在高速飞行中, 机身结构振动引起飞行器机体变形, 如图 2 所示, 机身梁产生前体和后体的弹性变形角。假设机体变形角较小, 考虑多个弹性模态叠加, 则由于机身弹性振动产生的前体变形角可近似表示为

$$\Delta \tau_1 = \sum_{i=1}^n \left. \frac{d\varphi_i(x)}{dx} \right|_{x=0} \eta_i(t) \quad (5)$$

后体变形角为

$$\Delta \tau_2 = \sum_{i=1}^n \left. \frac{d\varphi_i(x)}{dx} \right|_{x=L} \eta_i(t) \quad (6)$$

式中: $\varphi_i(x)$ 为振型模态, $\eta_i(t)$ 为弹性状态。则前体上下机体角变为

$$\tau_1 = \tau_{1u} - \Delta \tau_1, \tau_2 = \tau_{1l} + \Delta \tau_1 \quad (7)$$

后体机体角变为

$$\tau_3 = \tau_2 - \Delta \tau_2 \quad (8)$$

机体角的变化能够改变高超声速飞行器机身表面流场特性, 对飞行器表面气动布局 and 发动机推进系统产生重要影响。

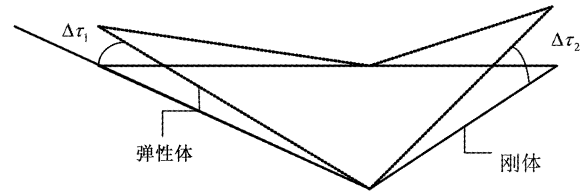


图 2 高超声速飞行器弹性体结构图

Fig. 2 The Flexible vehicle model

1.2 高超声速飞行器机理模型

气动模型是高超声速飞行器建模的关键。为获取飞行器机身表面气动力, 可利用斜激波、普朗特—迈耶膨胀波理论计算飞行器表面压力, 并在气动模型分析中考虑气流热黏性及飞行器机身的弹性变形对飞行器受力和力矩的影响, 真实描述飞行器表面气动特性。

1.2.1 气动力

通过分析飞行器各表面流场特性, 利用斜激波理论及普朗特—迈耶流理论^[5]能够计算表面气流压强、马赫数及温度, 获取各表面定常气动力及力矩。而当飞行器发生弹性结构形变时, 机身前体和后体产生的变形角 $\Delta \tau_1$ 和 $\Delta \tau_2$ 改变攻角、鸭翼及升降舵偏转角, 进而影响飞行器表面的流场特性, 各表面压强受到弹性振动效应的影响。

根据斜激波和膨胀波产生条件, 对于飞行器上表面, 当攻角 $\alpha < \tau_{1,u} - \Delta \tau_1$ 时, 产生斜激波; 当 $\alpha > \tau_{1,u} - \Delta \tau_1$ 时, 产生膨胀波; 当 $\alpha = \tau_{1,u} - \Delta \tau_1$ 时, 上表面的流体为自由流。利用激波膨胀波关系式, 上表面受力在机体轴上的分量和力矩分别为

$$\begin{aligned} F_{x,up} &= -p_{up} L \tan(\tau_{1u} - \Delta \tau_1) \\ F_{z,up} &= p_{up} L \\ M_{up} &= z_{up} F_{x,up} - x_{up} F_{z,up} = \\ &= \frac{L^2}{2} p_{up} \tan^2(\tau_{1u} - \Delta \tau_1) - \frac{L^2}{2} p_{up} \end{aligned} \quad (9)$$

同理, 由于机体角改变, 飞行器前后体下表面、机身下端、升降舵面、鸭翼面等斜激波和膨胀波的产

生条件也将发生改变。在确定各表面的流场特性后,可分别利用斜激波及普朗特—迈耶膨胀波理论计算高超声速飞行器下表面、升降舵面、鸭翼面、发动机下表面以及后体下表面力和力矩。

综合飞行器各表面受力,可得到作用在弹性体飞行器上的气动力在机体 x 轴和 z 轴分量 F_x, F_z 及俯仰力矩 M_f ,从而,升力和阻力分别为

$$\begin{aligned} L &= F_x \sin\alpha - F_z \cos\alpha \\ D &= -F_x \cos\alpha - F_z \sin\alpha \end{aligned} \quad (10)$$

1.2.2 黏性力

流体流经飞行器表面时,由于气流黏性效应产生黏性摩擦阻力。类似文献[14],采用 Eckert 参考温度法计算飞行器各表面黏性力,其中参考温度是关于表面马赫数 M 、表面气流温度 T 及表面壁的温度 T_w 的函数:

$$T^* = T\{1 + M^2 + 0.58[(T_w/T) - 1]\} \quad (11)$$

摩擦阻力表达式为

$$F_{\text{viscous}} = 5\tau_w L_s/4 \quad (12)$$

式中: τ_w 是参考温度的相关函数, L_s 为表面长度。

利用该方法计算得到的飞行器上表面黏性摩擦力可写为

$$\begin{aligned} F_{v,u} &= \frac{5}{4} \times \frac{0.0592}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \cdot \\ &\left(\frac{\rho_u V_u L_u ((T^*)^{3/2} + 198.6)}{2.27 \times 10^{-8} (T^*)^{3/2}} \right)^{-1/5} \left(\frac{L_u}{\cos\tau_1} \right)^{4/5} \end{aligned} \quad (13)$$

式中: T^* 和 V_u 分别为上表面参考温度和流速,可由式(11)和激波膨胀波关系式获取, L_u 为上表面长度。则上表面黏性法向力和切向力分别为

$$N_{v,u} = F_{v,u} \sin\beta_u, T_{v,u} = F_{v,u} \cos\beta_u \quad (14)$$

式中: β_u 为上表面相对于机体轴的偏转角。

从而,由热黏性效应引起的上表面附加升力、阻力和俯仰力矩分别为

$$\begin{aligned} L_{v,u} &= N_{v,u} \cos\alpha - T_{v,u} \sin\alpha \\ D_{v,u} &= N_{v,u} \sin\alpha - T_{v,u} \cos\alpha \\ M_{v,u} &= F_{v,u} L_f \sin\beta_u \end{aligned} \quad (15)$$

同理,利用 Eckert 参考温度法可分别计算飞行器上表面、前后体下表面、发动机下表面及控制面上的黏性升力、黏性阻力和黏性俯仰力矩,进而得到作用在飞行器表面总的附加升力 L_{viscous} 、附加阻力 D_{viscous} 和附加俯仰力矩 M_{viscous} 。可以看出,黏性力与

马赫数、攻角、控制面偏转角等定常效应相关。

此时,飞行器的升力、阻力和俯仰力矩表达式分别为:

$$\begin{aligned} L &= F_x \sin\alpha - F_z \cos\alpha + L_{\text{viscous}} \\ D &= -F_x \cos\alpha - F_z \sin\alpha + D_{\text{viscous}} \\ M &= M_f + M_{\text{viscous}} \end{aligned} \quad (16)$$

上式是关于马赫数、攻角、控制面偏转角、表面温度及弹性模态的相关函数,包含了气流黏性及机身弹性变形引起的黏性和弹性附加力。若不考虑黏性效应且令 $\Delta\tau_1 = \Delta\tau_2 = 0$, 则式(16)为刚体飞行器定常力。

1.2.3 广义力

机身表面受到外部载荷激励,机身梁做强迫振动,本文中考虑机身上表面、前体下表面、后体下表面、发动机下表面、升降舵面及鸭翼面上受力,作为对机身梁的激励,前三阶广义力表达式可写为

$$\begin{aligned} N_i &= \int_0^L \varphi_i(x) p_{\text{up}} dx - \int_0^{L_f} \varphi_i(x) p_d dx - \\ &\int_{L_f+L_n}^L \varphi_i(x) p_a dx - \int_{L_f}^{L_n} \varphi_i(x) p_n dx + \\ &\varphi_i(x_c) F_e + \varphi_i(x_c) F_c, \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $p_{\text{up}}, p_d, p_a, p_n$ 分别为上表面、前后体下表面、发动机下表面压强, F_e, F_c 分别为升降舵面和鸭翼面受力。

1.3 推力模型

类似文献[15],发动机系统分为进气道、燃烧室和内喷嘴。假设发动机内喷嘴对称,气流进入发动机平行于机体轴方向流动,当前体下表面激波角 $\beta \leq \alpha + \arctan\left(\frac{L_f \tan(\tau_{1l} + \Delta\tau_1) + h_i}{L_f}\right)$ 时,下表面激波边缘在发动机入口处或在发动机内部;当 $\beta > \alpha + \arctan\left(\frac{L_f \tan(\tau_{1l} + \Delta\tau_1) + h_i}{L_f}\right)$ 时,入口处流体溢出,发动机下表面产生膨胀波。为了捕获最大空气质量流速,避免流体溢出,发动机进气口通常安有可移动罩门,此时空气质量流速为

$$\begin{aligned} \dot{m}_a &= p_\infty M_\infty \sqrt{\gamma/(RT_\infty)} \cdot \\ &\left[\frac{L_f \sin(\tau_{1l} + \Delta\tau_1 - \alpha)}{\tan(\tau_{1l} + \Delta\tau_1)} + h_i \cos\alpha \right] \end{aligned} \quad (18)$$

采用一维可压缩流关系式计算发动机进出口条件,根据动量定理,得到发动机推力表达式如下^[11]:

$$T = \dot{m}_a(V_e - V_\infty) + (p_e - p_\infty)A_e/b \quad (19)$$

式中: V_e 为出口处流速, V_∞ 为来流速度, A_e/b 为单位展长的出口面积, p_∞ 为来流压强, p_e 为出口处压强, 与来流马赫数及油门开度 ϕ 相关。

机体变形角能够改变飞行器表面斜激波和膨胀波结构, 造成发动机进气道入口处条件产生变化, 从而影响发动机推进系统。由式(5), (18), (19)可以看出, 马赫数、攻角及弹性状态通过空气质量流速影响推力, 同时, 推力还通过出口处压强受到来流马赫数和发动机油门开度的影响, 体现了推进系统与气动及弹性状态的依赖关系。

1.4 动力学模型

假设地球是平坦的, 选取地面坐标系为惯性坐标系, 机身梁为两端自由梁结构, 考虑前三阶弹性模态, 高超声速飞行器刚体和弹性体状态解耦的纵向动力学模型为^[16]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m}(T \cos \alpha - D) - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} &= \frac{1}{mV}(-T \sin \alpha - L) + Q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{q} &= I_{yy}/M \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{h} &= V \sin(\theta - \alpha) \\ \ddot{\eta}_i + 2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i &= N_i, \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (20)$$

式中: 刚体状态为 $\{V, \alpha, q, \theta, h\}$, 弹性体状态为 $\{\eta_1, \dot{\eta}_1, \eta_2, \dot{\eta}_2, \eta_3, \dot{\eta}_3\}$, ζ 是结构阻尼比, ω_i 和 η_i 分别表示固有频率和模态广义坐标, 控制输入量包括升降舵偏转角 δ_e , 鸭翼面偏转角 δ_c , 发动机油门开度 ϕ , 通过力和力矩 L, D, T, M, N_i 作用于飞行器模型。同时, 刚体和弹性状态的耦合也主要体现在气动力和力矩表达式中。

2 弹性模态和流场特性分析

利用 1.1 节中的假设模态法, 计算得到飞行器机身梁的前三阶固有频率分别为:

$$\begin{aligned} \omega_1 &= 19.7437 \text{ rad/s}, \omega_2 = 47.7851 \text{ rad/s}, \\ \omega_3 &= 94.8203 \text{ rad/s} \end{aligned}$$

前三阶振型模态如图 3 所示。飞行器弹性振动引起的机身前体和后体变形角分别为

$$\Delta\tau_1 = \mathbf{E}_1[\eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3]^T, \quad \Delta\tau_2 = \mathbf{E}_2[\eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3]^T$$

式中: $\mathbf{E}_1 = [\varphi_1'(0), \varphi_2'(0), \varphi_3'(0)]$,

$$\mathbf{E}_2 = [\varphi_1'(L), \varphi_2'(L), \varphi_3'(L)]$$

假设广义坐标固定, 由表 1 可以看出, 随着飞行器质量减小, 飞行器前后体弹性变形角呈变大趋势, 并且弹性变形对机身前体角影响较大。

表 1 飞行器机体变形角变化表

质量/(kg · m ⁻¹)	9679.57	7599.686	5519.85
$\Delta\tau_1 / (^\circ)$	-2.1944	-2.3835	-2.8132
$\Delta\tau_2 / (^\circ)$	0.5844	0.7047	0.9167

为了分析飞行器各表面及发动机流场特性, 假定飞行器在马赫 $Ma = 8, h = 25908 \text{ m}, \alpha = 1^\circ, \delta_e = 5.8^\circ, \delta_c = 5.8^\circ, \delta_c = -7.4^\circ, \phi = 0.6, \eta_1 = 0.509, \eta_2 = -0.077, \eta_3 = -0.029$ 条件下飞行, 此时前体和后体变形角分别为 $\Delta\tau_1 = 0.7907^\circ, \Delta\tau_2 = 0.5672^\circ$, 各表面气流特性如表 2 所示。其中后体下表面为平均压强。通过仿真数据可以看出, 在该飞行条件下, 飞行器上表面、前体下表面、发动机入口处及控制面下表面产生了斜激波, 而发动机下部、控制面上表面及后体下表面产生了膨胀波。机身弹性振动改变了飞行器各表面及发动机通道的压强分布, 进而影响气动和推进系统性能。

表 2 飞行器各表面及发动机通道流体特性分析表

表面	马赫数(刚/弹)	温度(刚/弹)/($^\circ$)	压强(刚/弹)/kPa
来流	8	400.42	46.35
上表面	7.7/7.5	428.3/447.3	58.58/67.91
前体下表面	6.38/6.20	605.22/635.8	162.24/182.19
发动机入口处	5.44/5.2	798.98/863.33	398.79/484.27
燃烧室	1.95/1.92	4612/4684	3057/2669
发动机出口处	3.96/3.92	1968/1992	135.5/153.41
后体下表面	3.96/3.92	1968/1992	75.57/79.49
发动机下部	7.54/7.47	447/454.6	56.18/56.32
升降舵面上表面	10.02/9.82	261.95/272.5	10.5/12.1
升降舵面下表面	6.67/6.60	588.9/568.9	151.7/138.9

3 面向控制模型

机理模型真实反映了高超声速飞行器的强非线性、强耦合及参数不确定性, 难以进行稳定性分析与控制器设计。为了便于控制器设计, 通常利用曲线拟合方法将复杂的气动力和力矩、推力及广义力表

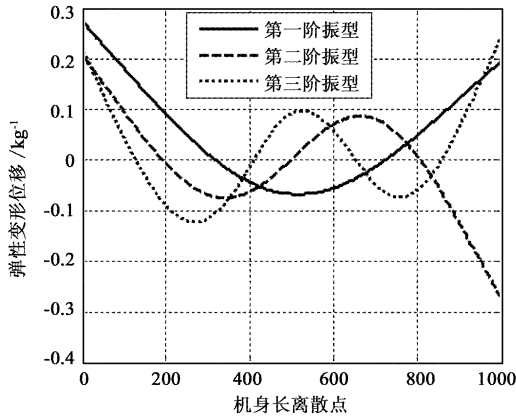


图3 飞行器前三阶振型模态图

Fig. 3 The mode shape of flexible structure

示成相应状态和输入量的多项式形式,所获得的模型称为曲线拟合模型^[16]。曲线拟合模型不仅要实现模型的简化,更要能够真实反映机理模型的物理特性。通过分析机理模型的耦合及气动离散数据趋势,选取气动力、推力、俯仰力矩及广义力表达式:

$$\begin{aligned}
 L &\approx \bar{q}SC_L(Ma, \alpha, \delta_e, \delta_c, \Delta\tau_1, \Delta\tau_2) \\
 D &\approx \bar{q}SC_D(Ma, \alpha, \delta_e, \delta_c, \Delta\tau_1, \Delta\tau_2) \\
 T &\approx \bar{q}SC_T(Ma, \alpha, \phi, \Delta\tau_1) \\
 M &\approx z_T T + \bar{q}cSC_M(Ma, \alpha, \phi, \delta_e, \delta_c, \Delta\tau_1, \Delta\tau_2) \\
 N_i &\approx \bar{q}SC_{N_i}(Ma, \alpha, \delta_e, \delta_c, \Delta\tau_1, \Delta\tau_2), i = 1, 2, 3
 \end{aligned} \tag{21}$$

气动表达式中各变量取值范围如表3所示。

表3 各变量的变化范围

Table 3 The range of the variables

变量	范围	变量	范围
$V/(m \cdot s^{-1})$	2286 ~ 3353	$\delta_c / (^\circ)$	-20 ~ 20
h/m	25908 ~ 41148	ϕ	0.05 ~ 1.5
$\alpha / (^\circ)$	-5 ~ 5	$\Delta\tau_1 / (^\circ)$	-3 ~ 3
$\delta_e / (^\circ)$	-10 ~ 10	$\Delta\tau_2 / (^\circ)$	-2 ~ 2

对机理模型所获取的气动数据,采用逐步回归分析的拟合方法,获得高超声速飞行器气动力、力矩和推力系数拟合多项式分别为

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_L^{Ma} Ma + C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^{\delta_c} \delta_c + \\
 &\quad C_L^{\Delta\tau_1} \Delta\tau_1 + C_L^{\Delta\tau_2} \Delta\tau_2 + C_L^0 \\
 C_D &= C_D^{Ma} Ma + C_D^\alpha \alpha + C_D^{Ma\Delta\tau_1} Ma\Delta\tau_1 + \\
 &\quad C_D^{Ma\Delta\tau_2} Ma\Delta\tau_2 + C_D^{\alpha\delta_e} \alpha\delta_e + \\
 &\quad C_D^{\alpha\delta_c} \alpha\delta_c + C_D^{\alpha\Delta\tau_1} \alpha\Delta\tau_1 + C_D^{\alpha\Delta\tau_2} \alpha\Delta\tau_2 + \\
 &\quad C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_c^2} \delta_c^2 + C_D^o
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_T &= C_T^\alpha \alpha + C_T^\phi \phi + C_T^{Ma\alpha} Ma\alpha + C_T^{Ma\phi} Ma\phi + \\
 &\quad C_T^{Ma\Delta\tau_1} Ma\Delta\tau_1 + C_T^{\alpha\phi} \alpha\phi + \\
 &\quad C_T^{\alpha\Delta\tau_1} \alpha\Delta\tau_1 + C_T^{\phi\Delta\tau_1} \phi\Delta\tau_1 + \\
 &\quad C_T^{\Delta\tau_1^2} \Delta\tau_1^2 + C_T^{\alpha^2\phi} \alpha^2\phi + \\
 &\quad C_T^{\alpha^3\phi} \alpha^3\phi + C_T^{\alpha^2\Delta\tau_1} \alpha^2\Delta\tau_1 + \\
 &\quad C_T^{\alpha^3\Delta\tau_1} \alpha^3\Delta\tau_1 + C_T^{\alpha\Delta\tau_1^2} \alpha\Delta\tau_1^2 + \\
 &\quad C_T^{\alpha\Delta\tau_1^3} \alpha\Delta\tau_1^3 + C_T^o
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_M &= C_M^{Ma} Ma + C_M^\alpha \alpha + C_M^\phi \phi + C_M^{\delta_e} \delta_e + C_M^{\delta_c} \delta_c + \\
 &\quad C_M^{\Delta\tau_1} \Delta\tau_1 + C_M^{\Delta\tau_2} \Delta\tau_2 + C_M^0
 \end{aligned}$$

$$C_{N_i} = C_{N_i}^{Ma} Ma + C_{N_i}^\alpha \alpha + C_{N_i}^{\delta_e} \delta_e + C_{N_i}^{\delta_c} \delta_c +$$

$$C_{N_i}^{\Delta\tau_1} \Delta\tau_1 + C_{N_i}^{\Delta\tau_2} \Delta\tau_2 + C_{N_i}^0, i = 1, 2, 3 \tag{22}$$

气动系数表达式均为刚体状态、弹性状态和控制量的多项式函数。其中,升力系数、广义力系数和部分俯仰力矩系数为状态量与控制量的线性表达式。油门开度对升力系数、阻力系数和广义力系数的拟合精度影响较小,故在表达式中忽略了油门开度项。而为了提高精度,阻力和推力系数中均加入了交叉项和高次项。可以看出,拟合多项式降低了机理模型气动表达式的复杂度,力和力矩系数中含有与弹性模态相关的机体变形角及与气动热相关的黏性效应,体现了气动—推进—弹性结构之间的耦合。其中,升力、阻力、推力、俯仰力矩及广义力系数中的拟合项取值如表4~8所示。

表4 升力系数拟合值

Table 4 The coefficients of fits for the lift

拟合项	取值	拟合项	取值
C_L^{Ma}	-0.0078	$C_L^{\delta_e}$	0.4526
C_L^α	6.3754	$C_L^{\Delta\tau_1}$	4.5243
C_L^ϕ	0.0404	$C_L^{\Delta\tau_2}$	-0.8544
$C_L^{\delta_e}$	0.7604	C_L^0	-0.0749

表5 阻力系数拟合值

Table 5 The coefficients of fits for the drag

拟合项	取值	拟合项	取值
C_D^{Ma}	0.0227929	$C_D^{\alpha\Delta\tau_1}$	-11.9859
C_D^α	-0.019642	$C_D^{\alpha\Delta\tau_2}$	2.19907
$C_D^{Ma\Delta\tau_1}$	-0.00771762	$C_D^{\alpha^2}$	8.48039
$C_D^{Ma\Delta\tau_2}$	0.00606497	$C_D^{\delta_e^2}$	0.948761
$C_D^{\alpha\delta_e}$	-1.95541	$C_D^{\delta_c^2}$	0.514945
$C_D^{\alpha\delta_c}$	1.07448	C_D^0	0.128786

表 6 推力系数拟合值

Table 6 The coefficients of fits for the thrust

拟合项	取值	拟合项	取值
C_T^α	-0.1295	$C_T^{\Delta\tau_1^2}$	-113.5513
C_T^ϕ	-0.8081	$C_T^{\alpha^2\phi}$	-105.2961
$C_T^{Ma\alpha}$	-0.2643	$C_T^{\alpha^3\phi}$	380.9874
$C_T^{Ma\phi}$	-0.1369	$C_T^{\alpha^2\Delta\tau_1}$	-807.4864
$C_T^{Ma\Delta\tau_1}$	0.5271	$C_T^{\alpha^3\Delta\tau_1}$	-17104.854
$C_T^{\alpha\phi}$	10.2759	$C_T^{\alpha\Delta\tau_1^2}$	3543.4502
$C_T^{\alpha\Delta\tau_1}$	-160.2438	$C_T^{\alpha\Delta\tau_1^2}$	-125392.33
$C_T^{\phi\Delta\tau_1}$	5.7604	C_T^0	0.0722

表 7 俯仰力矩系数拟合值

Table 7 The coefficients of fits for the pitching moment

拟合项	取值	拟合项	取值
C_M^{Ma}	0.3927	$C_M^{\delta_e}$	21.9205
C_M^α	55.9432	$C_M^{\Delta\tau_1}$	31.0326
C_M^ϕ	-0.8856	$C_M^{\Delta\tau_2}$	27.4994
$C_M^{\delta_e}$	-25.2385	C_M^0	0.8055

表 8 广义力系数拟合值

Table 8 The coefficients of fits for the generalized forces

拟合项	取值	拟合项	取值
$C_{N_1}^{Ma}$	0.0001	$C_{N_2}^{\Delta\tau_1}$	0.0844
$C_{N_1}^\alpha$	-0.5898	$C_{N_2}^{\Delta\tau_2}$	-0.0963
$C_{N_1}^{\delta_e}$	-0.1525	$C_{N_2}^0$	-0.0011
$C_{N_1}^{\delta_c}$	-0.1233	$C_{N_3}^{Ma}$	0.0009
$C_{N_1}^{\Delta\tau_1}$	-0.1763	$C_{N_3}^\alpha$	-0.2427
$C_{N_1}^{\Delta\tau_2}$	0.1691	$C_{N_3}^{\delta_e}$	0.0530
$C_{N_1}^0$	-0.0058	$C_{N_3}^{\delta_c}$	-0.0958
$C_{N_2}^{Ma}$	-0.0002	$C_{N_3}^{\Delta\tau_1}$	0.0511
$C_{N_2}^\alpha$	-0.2255	$C_{N_3}^{\Delta\tau_2}$	0.0588
$C_{N_2}^{\delta_e}$	-0.0869	$C_{N_3}^0$	0.0078
$C_{N_2}^{\delta_c}$	-0.0926		

为了检验各力和力矩系数的拟合度,观察气动力、俯仰力矩及推力系数在一定条件下与相关量的拟合效果。部分三维图如图 4~6 所示,拟合函数曲面与实验数据点的插值曲面在趋势上是一致的,回归分析中的检验 p 值为 0,判定系数均在 0.9 以上,说明拟合多项式是极显著的;此外,升力、阻力、推力、俯仰力矩及三个广义力的拟合多项式均方根误差分别为 0.0773, 0.01308, 0.3017, 0.3455, 0.0086, 0.0044, 0.004, 拟合效果较好。

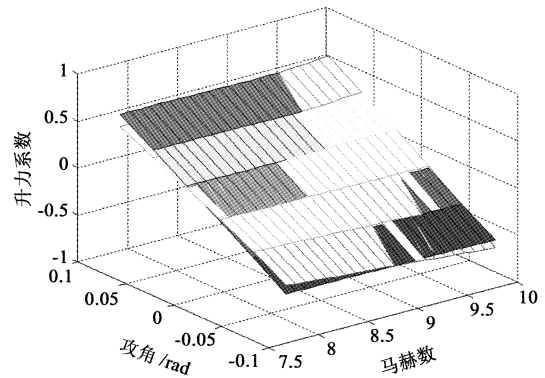


图 4 升力系数与攻角及马赫数关系图

Fig. 4 Lift versus α and Ma

$h = 25908 \text{ m}, Q = 0^\circ/\text{s}, \delta_e = \delta_c = 0^\circ,$
 $\phi = 0.6, \Delta\tau_1 = \Delta\tau_2 = 0^\circ$

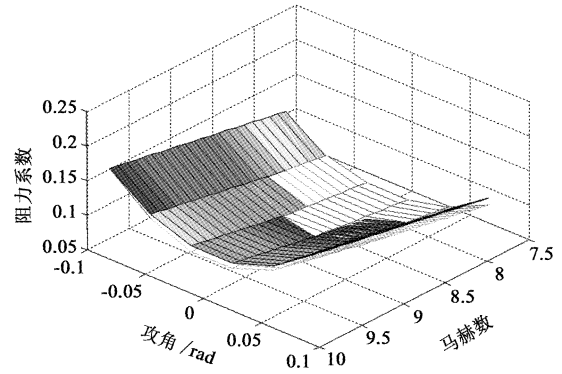


图 5 阻力系数与攻角及马赫数关系图

Fig. 5 Drag versus α and Ma

$h = 25908 \text{ m}, Q = 0^\circ/\text{s}, \delta_e = \delta_c = 0^\circ,$
 $\phi = 0.6, \Delta\tau_1 = \Delta\tau_2 = 0^\circ$

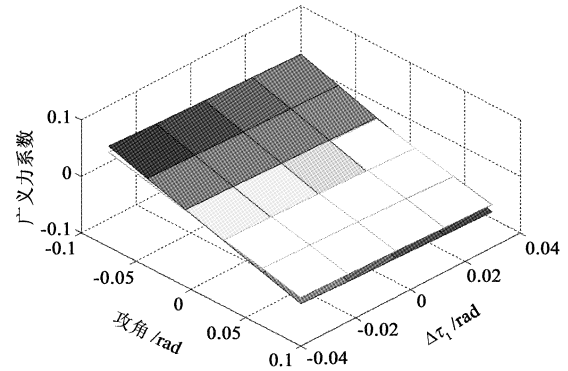


图 6 第一广义力系数与攻角及前体变形角关系图

Fig. 6 1st Generalized force versus α and $\Delta\tau_1$

$h = 25908 \text{ m}, Ma = 8, Q = 0^\circ/\text{s}, \delta_e = \delta_c = 0^\circ,$
 $\phi = 0.6, \Delta\tau_2 = 0^\circ$

4 模型动态分析

为研究模型的动态特性,在高度为 25908 m,马赫数为 8 下求取平衡点,如表 9 所示。在平衡点处对模型线性化,零极点分布图 7 所示,其中控制输入为 δ_e ,输出为速度 V ,模型的极点及对应的模态如表 10 所示。可以看出,特征根中有一个不稳定的长周期模态、一个不稳定的短周期模态及三个稳定的气动弹性模态,其中三个弹性模态是三对负实部的共轭复根,做欠阻尼运动,固有频率及阻尼比与假设模态法分析结果一致。图 7 中右半平面存在零点,说明飞行器模型存在非最小相位现象。

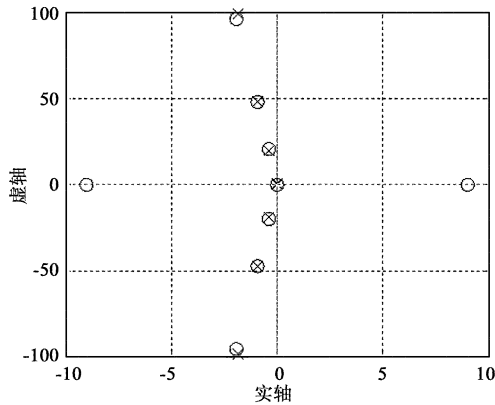


图 7 模型零极点分布图
Fig.7 Poles and zeros map

表 9 马赫数为 8,高度为 25908 m 下模型的平衡点

Table 9 Trim at Mach, 25908 m for the model

状态量	取值	状态量	取值
Ma	8	η_3 / m	0.005494
h / m	25908	$\delta_e / (^\circ)$	11.352
$\alpha / (^\circ)$	4.6375	$\delta_e / (^\circ)$	8.2981
η_1 / m	0.16169	ϕ	0.51914
η_2 / m	0.02482		

表 10 模型的极点及对应模态

Table 10 The pole distribution and modes of vehicle model

极点	阻尼比	固有频率 / (rad/s)	模态
0.0001	-1	0.0001	短周期
-0.0732	1	0.0732	短周期
$-2.1 \times 10^{-4} \pm 0.018i$	0.012	0.018	长周期
$-0.3949 \pm 19.7398i$	0.02	19.7398	第一阶弹性
$-0.9557 \pm 47.7755i$	0.02	47.7755	第二阶弹性
$-1.8964 \pm 94.8013i$	0.02	94.8013	第三阶弹性

表 11 为各极点对应的特征向量,能够表征各状态对运动模态的贡献量。可以看出,前三阶气动弹性模态影响攻角、速度、高度及俯仰角速率。短周期模态和长周期模态分别由攻角,俯仰角速率和速度,俯仰角主导,同时与气动弹性模态相关,体现了模型中刚体状态和弹性状态之间的耦合。

表 11 模型的特征向量矩阵

Table 11 The eigenvectors of vehicle model

状态	1 ^h 弹性	2 ^h 弹性	3 ^h 弹性	短周期	长周期
V	$-0.0521 \pm 0.0018i$	$-0.0018 \pm 0.0001i$	$-0.1553 \pm 0.001i$	0.0528	-0.877
h	$\pm 0.0007i$	0	$\pm 0.0006i$	-0.1037	-0.0012
γ	0	0	0	0.0002	0.0001
α	$\pm 0.0001i$	$\pm 0.0001i$	$-0.0002 \pm 0.0033i$	0.4423	-0.0095
Q	0.001	$-0.0058 \pm 0.0001i$	$-0.3236 \pm 0.0104i$	0.4036	0.4408
η_1	0.9973	$-0.0034 \pm 0.0001i$	$-0.1656 \pm 0.0065i$	0	-0.1859
$\dot{\eta}_1$	-0.0003	-0.9998	$-0.1104 \pm 0.0034i$	0	-0.0397
η_2	-0.0001	0.0008	0.9117	0	-0.0176
$\dot{\eta}_2$	$-0.001 \pm 0.00508i$	$\pm 0.0001i$	$-0.0001 \pm 0.0017i$	0.0002	0.004
η_3	0	$-0.0004 \pm 0.0209i$	$-0.0001 \pm 0.0011i$	0	0.0009
$\dot{\eta}_3$	0	0	$-0.0002 \pm 0.0093i$	0	0.0004

5 结论

本文基于高超声速飞行器纵向几何构型,采用机理分析的方法,利用高超声速空气动力学相关理

论,建立了考虑气动—推进系统—弹性结构耦合的高超声速飞行器纵向模型。模型中采用计算量小且满足精度要求的假设模态法求取高超声速飞行器各阶固有频率和振型模态,分析了弹性振动引起的机

身前体和后体变形角和机身表面流体特性;利用斜激波和普朗特—迈耶流理论、Eckert 参考温度法及一维压缩流关系式计算高超声速飞行器气动力、力矩及推力,并在力和力矩中加入了黏性及弹性振动效应;在机理推导模型的基础上,采用曲线拟合方法,建立了面向控制的高超声速飞行器弹性体纵向曲线拟合模型。仿真分析表明,飞行器机身振动使得机体产生弹性变形,改变了飞行器表面的气动布局。所建立的面向控制模型实现了机理模型的简化,并能够体现高超声速飞行器的气动、推进系统以及弹性结构之间的耦合关系。动态特性分析表明,模型是不稳定的,并且具有非最小相位特性。在以后的工作中,需对模型进行进一步的分析与验证,并进行控制器设计。

参 考 文 献

- [1] Jack J M, Peretz P F. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicles; current status and future trends [C]. The 48th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Hawaii, USA, April 23 – 26, 2007.
- [2] 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.
- [3] Clark A D, Mirmirani M D, Wu C, et al. An aero-propulsion integrated elastic model of a generic air-breathing hypersonic vehicle [C]. AIAA, GNC Conference and Exhibit, Colorado, USA, August 21 – 24, 2006.
- [4] Clark A D, Wu C, Mirmirani M D, et al. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model [C]. The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Nevada, USA, January 9 – 12, 2006.
- [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 – 386.
- [6] Oppenheimer M W, Doman D B, Bolender M A, et al. A flexible hypersonic vehicle model developed with piston theory [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hilton Head, USA, August 20 – 23, 2007.
- [7] 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): 402 – 406.
- [8] Frendreis S G V, Skujins T, Cesnik C E S. Six degree of freedom simulation of hypersonic vehicles [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, USA, August 10 – 13, 2009.
- [9] Frendreis S G V, Cesnik C E S. 3D simulation of flexible hypersonic vehicles [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Toronto, Canada, August 2 – 5, 2010.
- [10] 刘燕斌, 陆宇平. 高超声速飞行器建模与控制的一体化设计 [J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2176 – 2181. [Liu Yan-bin, Lu Yu-ping. Integrated design on the modeling and control for hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2176 – 2181.]
- [11] 李惠峰, 薛松柏, 张冉. 吸气式高超声速飞行器机体推进控制一体化建模方法研究 [J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1185 – 1194. [Li Hui-feng, Xue Song-bai, Zhang Ran. Research of modeling method based on integrated design for airframe-propulsion-control of AHV [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(9): 1185 – 1194.]
- [12] 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 Er-long, Luo Jian-jun, Huang Xing-li, 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.]
- [13] Williams T, Bolender M A, Doman D B. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Colorado, USA, August 21 – 24, 2006.
- [14] Oppenheimer M W, Doman D B, McNamara J J, et al. Viscous effects for a hypersonic vehicle model [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hawaii, USA, August 18 – 21, 2008.
- [15] Poulain F, Chatillon O. Nonlinear control of a airbreathing hypersonic vehicle [C]. The 16th AIAA /DLR /DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany, October 19 – 22, 2009.
- [16] Sigthorsson D O, Serrani A. Development of linear parameter-varying models of hypersonic, air-breathing vehicles [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, USA, August 10 – 13, 2009.

作者简介:

张希彬(1981 –), 男, 博士生, 讲师, 主要从事复杂系统建模分析与控制的研究。

通信地址: 天津科技大学 126 信箱(300222)

电话: 13682136022

E-mail: brooks@tust.edu.cn

(编辑: 曹亚君)