

面向控制的弹性体高超声速飞行器建模与分析

张希彬^{1,2}, 宗群¹

(1. 天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072; 2. 天津科技大学 理学院, 天津 300222)

摘要: 针对高超声速飞行器建模中气动-推进-弹性结构之间的耦合问题, 给出飞行器综合建模方法. 利用空气动力学相关理论估算气动力、推力及弹性模态, 建立了高超声速飞行器弹性体机理模型和面向控制模型, 分析了气动加热和质量变化对飞行器弹性模态的影响及纵向气动特性. 实验结果表明, 气动加热和质量变化对弹性模态影响显著, 面向控制模型能降低模型的复杂度, 保留机理模型的耦合特性, 并为控制器设计提供模型依据.

关键词: 高超声速飞行器; 弹性模态; 动态纵向分析; 面向控制模型

中图分类号: V249.1

文献标志码: A

Control-oriented modeling and analysis of flexible hypersonic vehicle

ZHANG Xi-bin^{1,2}, ZONG Qun¹

(1. College of Electrical Engineering & Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China; 2. School of Science, Tianjin University of Science and Technology, Tianjin 300222, China. Correspondent: ZHANG Xi-bin, E-mail: brookygo@163.com)

Abstract: Considering the mutual couplings in aerodynamics, propulsion and flexible structure in the hypersonic vehicle, a synthetic method of modeling is given. Firstly, the aerodynamic theory is used to estimate aerodynamic forces, thrust and flexible mode of hypersonic vehicle. The control-oriented model for a flexible hypersonic vehicle is developed. Then, the effects of aerodynamic heating and mass decrease on the natural frequencies and mode shapes, and the longitudinal aerodynamic characteristics are analyzed. The simulations show that the aerodynamic heating and mass decrease of the fuselage affect the flexible modes significantly. The control-oriented model can not only reduce the complexity of the model but also retain the coupling characteristics, and can be applied to controller design.

Key words: hypersonic vehicle; flexible modes; longitudinal aerodynamic characteristics; control-oriented model

0 引言

高超声速飞行器是一种跨空域、超高速、长距离的新型飞行器, 在军事和民用领域中具有广泛的应用前景, 是近年来航空航天领域的研究重点. 相对于传统的飞行器, 高超声速飞行器采用机身-发动机一体化设计, 机身采用轻质材料、细长体结构、升力体或乘波体布局. 独特的一体化设计及气动布局使得整个机体的各个部分在高速飞行中表现出很强的耦合特性. 气动和推进系统交互作用, 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和推进系统, 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、弹性结构及控制之

间的相互作用使得高超声速飞行器耦合程度更高, 受到的不确定影响更复杂.

耦合特性及动力学特性分析会对提高飞行器建模的准确度和最终实现的有效控制产生重要影响, 在建模分析中应充分考虑^[1]. Chavez等^[2]建立了包含气动/推进/弹性结构耦合效应的动态解析模型, 突出了动力学耦合和控制系统一体化; Clark等^[3]利用CFD技术建立了面向控制弹性体纵向动力学模型; Bolender等^[4]利用流体力学理论, 考虑气动布局、推进系统和结构弹性耦合影响, 建立了第一定律模型; Parker^[5]给出了简化的面向控制模型, 忽略了模型中的弱耦合项; Bolender等^[6-7]分析了弹性非定常效应及气动热弹性对弹性模态的影响.

收稿日期: 2013-04-03; 修回日期: 2013-09-30.

基金项目: 国家自然科学基金项目(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).

作者简介: 张希彬(1981—), 男, 讲师, 博士生, 从事复杂系统建模与分析的研究; 宗群(1961—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器制导与控制等研究.

本文针对高超声速飞行器弹性影响和气动与推进产生耦合影响的问题,首先利用假设模态法获取弹性振动响应,采用斜激波理论、普朗特-迈耶膨胀波理论、活塞理论、Eckert 参考温度法和一维可压缩流关系式估算了高超声速飞行器气动力、推力和力矩,包括气流热粘性和弹性效应;然后分析了飞行器温度增加和质量变化对弹性结构固有频率和振动模式的影响及纵向气动特性;最后利用曲线拟合方法,建立了面向控制的高超声速飞行器曲线拟合模型,为控制器设计提供模型基础。

1 高超声速飞行器建模

1.1 动力学模型

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和抬头力矩,同时作为压缩面增加发动机进口气流的压强和密度;后体下表面作为膨胀面产生升力、推力以及低头力矩.高超声速飞行器弹性体纵向动力学方程一般为^[8]

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

其中: $\{V, \alpha, q, \theta, h\}$ 为刚体状态, $\{\eta_1, \dot{\eta}_1, \eta_2, \dot{\eta}_2, \eta_3, \dot{\eta}_3\}$ 为弹性体状态, δ_e 和 ϕ 为控制输入量, ζ_i 为结构阻尼比, ω_i 和 η_i 分别为自然频率和模态广义坐标.控制量及刚体和弹性体之间的耦合,通过力和力矩 L, D, T, M, N_i 作用于模型,飞行器受力可由空气动力学相关理论计算。

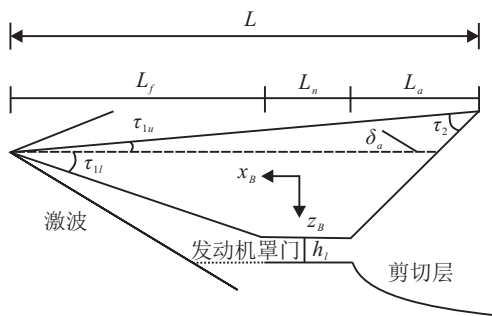


图 1 飞行器几何构型

1.2 弹性结构

将飞行器机身看作自由梁结构,只考虑梁的纵向振动,假设机身弹性振动引起的变形很小,满足弹性胡克定律.利用基于拉格朗日方程获取的假设模态法

计算机身结构弹性模态^[7],机身梁的弹性位移为

$$\omega(x, t) = \sum_{i=1}^n \Phi_i(x) \eta_i(t). \quad (2)$$

其中 $\Phi_i(x) (i = 1, 2, \dots, n)$ 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,一般选取自由梁结构的振型函数为假设模态。

利用假设模态估算飞行器质量和刚度分布,并以质量矩阵 $\mathbf{M} = (m_{ij})_{n \times n}$ 和刚度矩阵 $\mathbf{K} = (k_{ij})_{n \times n}$ 给出,其中

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

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

\mathbf{M} 和 \mathbf{K} 为对称阵。

为了获取机身梁的频率及振型模态,考虑自由振动,有

$$(\omega^2 \mathbf{I} - \mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}) \eta = 0. \quad (3)$$

固有频率 ω 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 $\mathbf{M}^{-1} \mathbf{K}$ 特征向量与假设模态 $\Phi_i(x)$ 的线性组合。

由于机身弹性结构振动,飞行器机身前体和后体产生变形角为

$$\begin{cases} \Delta \tau_1 = \sum_{i=1}^n \frac{d\varphi_i(x)}{dx} \Big|_{x=0} \eta_i(t), \\ \Delta \tau_2 = \sum_{i=1}^n \frac{d\varphi_i(x)}{dx} \Big|_{x=L} \eta_i(t). \end{cases} \quad (4)$$

前体和后体的变形将导致机体角 $\tau_{1u}, \tau_{1l}, \tau_2$ 改变,使得发动机进气口气流条件发生变化,进而影响气动布局和发动机系统性能。

1.3 空气动力学模型

通过分析飞行器机身表面的流场特性,可利用空气动力学相关理论估算飞行器表面压力,建立空气动力学模型。

1.3.1 定常力

当流体流经凹面时,机身表面产生斜激波,利用斜激波关系式计算表面气流压强、马赫数及温度;当流体流经凸面时,机身表面产生膨胀波,利用膨胀波关系式计算表面气流压强、马赫数及温度.在确定飞行器各表面压强后,可求出各表面受力及力矩。

对于飞行器前体下表面,作为压缩面,当 $\tau_{1l} > -\alpha$ 时,产生斜激波.利用斜激波关系式计算激波后表面压强,从而得到前体下表面受力在机体轴上的分量及力矩

$$\begin{cases} F_{x,dow} = -P_d L_f \tan \tau_{1l}, \\ F_{z,dow} = -P_d L_f, \\ M_{dow} = -F_{x,dow} z_d + F_{z,dow} x_d. \end{cases} \quad (5)$$

其中: P_d 为斜激波后压强, L_f 为机头到发动机口的水平距离。

同理, 可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上表面、升降舵面、发动机下表面及后体下表面力和力矩。综合各表面受力, 可得到作用在弹性体飞行器上的气动力在机体 x 轴和 z 轴的分量 F_x , F_z 和力矩 M_r 。

1.3.2 弹性非定常力

高超声速飞行器在高速飞行中由于流体与机身表面的相互作用产生弹性非定常效应。利用活塞理论计算弹性非定常力, 飞行器表面的压强可写为^[9]

$$P = P_i \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V_i^2}{a_i^2} \right)^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} \quad (6)$$

其中: P_i 为斜激波或膨胀波后的表面局部压强, γ 为比热比, V_i 为表面法向速度, ρ_i 和 a_i 为表面气流密度和音速。

由一阶线性活塞理论, 力的微元表达式为

$$dF = -P_i - \rho_i a_i [V_i \cdot n] dAn \quad (7)$$

其中: dA 为面积元素, n 为外法线矢量。

假设发动机是刚体结构, 将机身梁弹性变形速度作为弹性结构振动效应, 将其视为作用在飞行器表面的扰动, 并加入到力的微元表达式中。机身梁弹性变形速度为

$$\dot{\omega}(x, t) = \sum_{i=1}^{\infty} \Phi_i(x) \dot{\eta}_i(t) = \Phi \cdot \dot{\eta} \quad (8)$$

由式(7)、(8)积分即可获得作用在机身表面的弹性非定常力

$$F_{fle} = \int \rho_i a_i [\Phi \cdot \dot{\eta} \cdot n] dAn \quad (9)$$

由式(9)分别计算飞行器前后体下表面的弹性非定常力, 可得到作用在弹性体飞行器上总的弹性非定常力 $F_{x, fle}$, $F_{z, fle}$ 和力矩 M_{fle} 。

1.3.3 热粘性力

流经飞行器表面的流体由于粘性效应产生摩擦阻力。采用 Eckert 参考温度法^[10]计算飞行器各表面粘性摩擦力, 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, 即

$$T^* = T[1 + M^2 + 0.58(T_w/T - 1)] \quad (10)$$

摩擦阻力为

$$F_{vis} = 5\tau_w L_s/4 \quad (11)$$

其中: τ_w 为参考温度的相关函数, L_s 为表面长度。

飞行器表面粘性法向力和切向力分别为

$$\begin{cases} N_{vis} = F_{vis} \sin \beta, \\ T_{vis} = F_{vis} \cos \beta. \end{cases} \quad (12)$$

其中 β 为表面相对于机体轴的偏转角。

粘性效应引起的附加升力、阻力和俯仰力矩分别为

$$\begin{cases} L_{vis} = N_{vis} \cos \alpha - T_{vis} \sin \alpha, \\ D_{vis} = N_{vis} \sin \alpha - T_{vis} \cos \alpha, \\ M_{vis} = F_{vis} L_x \sin \beta. \end{cases} \quad (13)$$

其中 L_x 为力臂长度。

利用参考温度法可分别计算飞行器上表面、下表面、发动机下表面及升降舵面上的粘性升力、粘性阻力和粘性俯仰力矩。综合考虑弹性和粘性效应, 总的升力、阻力和俯仰力矩分别为

$$\begin{cases} L = (F_x + F_{x, fle}) \sin \alpha - \\ \quad (F_z + F_{z, fle}) \cos \alpha + L_{vis}, \\ D = -(F_x + F_{x, fle}) \cos \alpha - \\ \quad (F_z + F_{z, fle}) \sin \alpha + D_{vis}, \\ M = M_r + M_{fle} + M_{vis}. \end{cases} \quad (14)$$

1.4 推力模型

类似文献[11], 发动机系统分为进气道、燃烧室和内喷嘴, 采用一维流关系式计算发动机进出口气流条件, 根据动量定理, 得到推力为

$$T = \dot{m}_a (V_e - V_\infty) + (p_e - p_\infty) A_e/b \quad (15)$$

其中: \dot{m}_a 为空气质量流速, V_e 为出口处流速, V_∞ 为来流速度, p_e 为出口处压强, A_e/b 为单位展长的出口面积。

2 弹性模态分析

由于燃料的消耗, 飞行器在高速飞行中质量不断变化, 机身结构温度升高, 材料性能下降, 产生热应力, 从而影响飞行器的固有频率和振动模态。为了分析气动加热和质量变化对频率和模态的影响, 基于文献[7], 假设机身两端自由梁结构, 质量分布均匀; 在0时刻温度固定, 随着飞行时间的增加, 飞行器机身温度升高, 抗弯刚度下降。

利用假设模态法, 计算不同时刻的固有频率及振型模态, 结果如表1及图2所示。

表1 仿真参数

属性	0h	1h	2h
质量(slug/ft)	202.1621	158.7236	115.2851
重心离机头距离/ft	53.1555	52.9068	52.4707
抗弯刚度	9.82e+07	8.65e+07	7.68e+07
ω_1 /(rad/s)	20.8453	20.3213	20.1658
ω_2 /(rad/s)	50.0123	50.9246	55.3610
ω_3 /(rad/s)	98.7743	102.5377	113.0664
$\Delta\tau_1$ /deg	-2.1944	-2.3835	-2.8132
$\Delta\tau_2$ /deg	0.5844	0.7047	0.9167

由表1和图2可知, 当质量减小、温度升高时, 飞

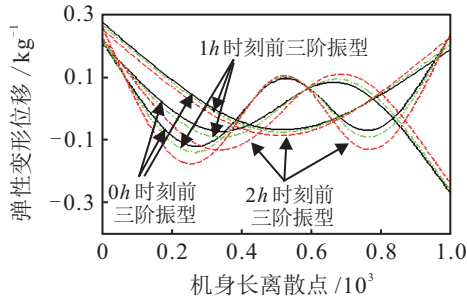


图2 不同时刻的振型模态

飞行器重心改变, 抗弯刚度下降, 振型模态幅度增大, 第一阶固有频率变化较小, 第二阶和第三阶频率变化显著. 对于由飞行器弹性形变引起的机身前体和后体的变形角, 假设此时广义坐标固定. 可以看出, 弹性形变对机身前体角影响较大, 并且随着飞行时间增加, 前后体变形角呈变大趋势.

3 纵向气动特性分析

在 $Ma = 8, h = 85000 \text{ ft}, \delta_e = 0^\circ, \eta_1 = \eta_2 = \eta_3 = 0$ 的条件下, 当攻角在 $-5^\circ \sim 5^\circ$ 之间变化时, 各力和力矩系数随攻角和油门开度的变化曲线如图3和图4所示.

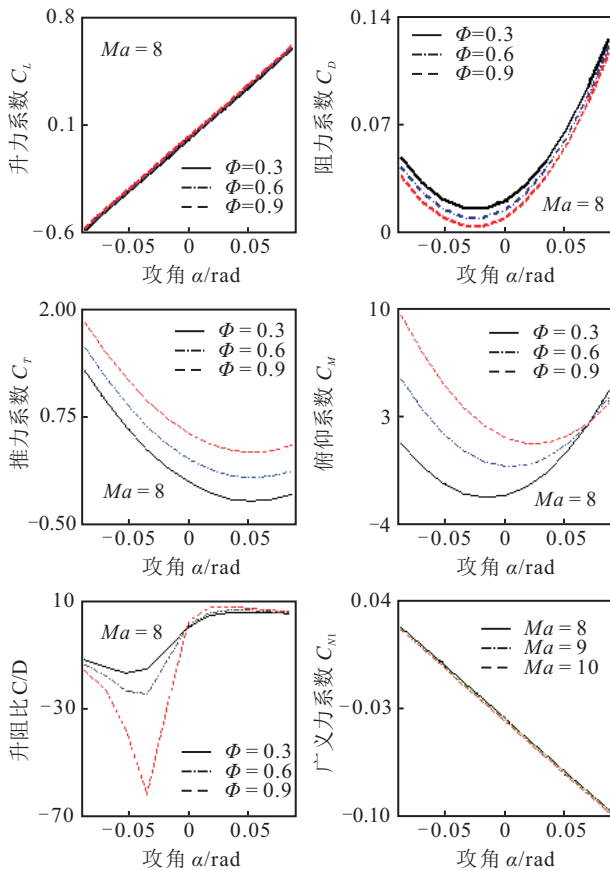


图3 力系数与升阻比的变化

由图3可知: 升力系数具有增大的趋势, 并与攻角成线性关系, 这是由于随着油门开度的增加, 后体

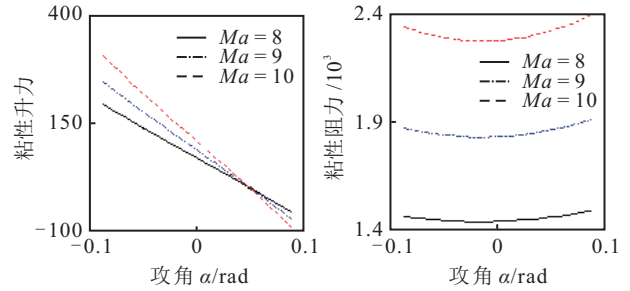


图4 粘性升力与粘性阻力的变化

尾喷的作用加强, 产生了附加的升力; 阻力系数先减小后增大, 当油门开度加大时减小, 这是由于后体尾喷造成飞行器后体流体参数改变, 使得气流在飞行器轴向产生与阻力方向相反的力; 推力系数随攻角增大而减小, 当油门开度加大时增大, 这是由于油门开度增加时, 发动机捕获了更多的气流, 产生了更大的推力; 俯仰力矩系数随攻角先减小后增大, 当油门开度加大时增大, 当攻角增加到一定值后, 俯仰力矩系数随油门开度加大而减小, 这是由于后体尾喷的作用使后体下表面的受力变大, 飞行器产生低头效应, 俯仰力矩整体减小; 升阻比随攻角先减小后增大; 广义力系数呈减小趋势, 与攻角成线性关系, 并随着马赫数的增大而减小.

由图4可知: 粘性升力与攻角呈线性减小的趋势, 并随马赫数的增加而变大; 粘性阻力呈现先减小后增大的趋势, 并随马赫数的增加而变大. 可以看出, 粘性力受马赫数及攻角的影响显著.

4 面向控制模型

因为由机理推导的模型耦合特性严重, 具有强非线性, 难以进行控制器设计, 所以需对模型进行简化, 建立面向控制的飞行器模型. 面向控制建模的首要问题是简化复杂的气动和推力模型. 通常利用曲线拟合的方法将复杂的气动力、力矩、推力及广义力表示成相应状态和控制输入量的多项式函数, 以便于控制器的设计. 通过分析机理推导模型的耦合及气动离散数据的趋势, 确定拟合中的变量, 选取气动表达式为

$$\begin{cases} L \approx \bar{q} S C_L(Ma, \alpha, \delta_e, \eta_1, \eta_2, \eta_3), \\ D \approx \bar{q} S C_D(Ma, \alpha, \delta_e, \eta_1, \eta_2, \eta_3), \\ T \approx \bar{q} S C_T(Ma, \alpha, \phi, \delta_e, \eta_1, \eta_2, \eta_3), \\ M \approx z_T T + \bar{q} \bar{c} S C_M(Ma, \alpha, \delta_e, \eta_1, \eta_2, \eta_3), \\ N_i \approx \bar{q} S C_{N_i}(Ma, \alpha, \delta_e, \eta_1, \eta_2, \eta_3), i = 1, 2, 3. \end{cases} \quad (16)$$

给定各变量的取值范围, 如表2所示. 根据前文中的气动表达式生成气动数据, 采用逐步回归法获得高超声速飞行器气动系数表达式

$$\left\{ \begin{aligned}
 C_L &= -0.0058Ma + 5.8442\alpha + 0.756\delta_e - \\
 &\quad 0.0532\eta_1 - 0.0448\eta_2 - 0.1059\eta_3 + \\
 &\quad 0.0621, \\
 C_D &= 0.020344Ma - 0.0055\alpha - 0.000655\delta_e + \\
 &\quad 7.72588\alpha^2 + 0.945984\delta_e^2 + 1.98468\alpha\delta_e + \\
 &\quad 0.00252054\eta_1 + 0.00252054\eta_2 + \\
 &\quad 0.000803691\eta_3 - 0.110948, \\
 C_M &= 0.524Ma + 31.7904\alpha - 25.1464\delta_e - \\
 &\quad 0.3117\eta_1 - 1.0529\eta_2 - 0.498\eta_3 - \\
 &\quad 0.8874, \\
 C_T &= 0.0059Ma - 0.4255\alpha - 0.7297\phi + \\
 &\quad 0.0081\alpha^3\phi + 0.01\alpha^2\phi + 0.0157\alpha\phi - \\
 &\quad 126.8976Ma\phi + 132.3165\eta_1 - \\
 &\quad 9.3163\eta_2 + 0.1239\eta_3 - 0.0429, \\
 C_{N_x} &= -0.0003Ma - 0.4515\alpha - 0.1517\delta_e + \\
 &\quad 0.0042\eta_1 + 0.001\eta_2 + 0.0087\eta_3 - \\
 &\quad 0.0027, \\
 C_{N_z} &= -0.0006Ma - 0.1236\alpha - 0.0864\delta_e + \\
 &\quad 0.0009\eta_1 - 0.0012\eta_2 + 0.0021\eta_3 + \\
 &\quad 0.0015, \\
 C_{N_y} &= 0.0005Ma - 0.1365\alpha - 0.0527\delta_e + \\
 &\quad 0.0009\eta_1 + 0.0003\eta_2 + 0.002\eta_3 - \\
 &\quad 0.0044.
 \end{aligned} \right. \tag{17}$$

表 2 各变量的变化范围

变量	范围	变量	范围
$V/(ft/s)$	7500~10500	η_1/ft	-0.3~0.4
$\alpha/(\circ)$	-5~5	η_2/ft	-0.03~0.4
$\delta_e/(\circ)$	-10~10	η_3/ft	-0.003~0.004
ϕ	0.05~1.5		

由式(17)可以看出, 气动系数表达式是关于刚体状态、弹性体状态和控制输入量的拟合多项式函数, 表达式降低了机理推导模型的复杂度, 同时体现了高超声速飞行器气动-推进-弹性结构之间的耦合. 其中: 刚体对弹性体的耦合体现在广义力系数表达式中; 弹性体对刚体的耦合体现在升力、阻力、俯仰力矩和推力系数中.

面向控制模型是模型复杂度与精确度之间的平衡, 气动模型中变量交叉项与高次项的加入使得模型的精度提高, 耦合性更强, 而弹性效应的耦合影响使得模型具有弹性零动态, 产生非最小相位现象, 加大了控制器的设计难度. 在控制器设计中, 考虑弹性效应对气动和推进的耦合影响, 一般需对面向控制模

型做一定的改进或简化, 如: 忽略弱耦合项, 将弹性影响视为不确定, 基于动态逆方法设计鲁棒性强的滑模控制器^[12]; 也可选取调度参数建立变参数模型, 利用 LPV 控制方法设计控制器^[13-14], 达到对模型稳定跟踪控制的目的.

为了验证气动系数拟合多项式的准确性, 令 $h = 85000\text{ ft}$, $Q = 0^\circ$, $\delta_e = 0^\circ$, $\phi = 0.6$, $\eta_1 = \eta_2 = \eta_3 = 0$, 观察力和力矩系数与马赫数及攻角的拟合效果, 其中升力系数三维图如图 5 所示.

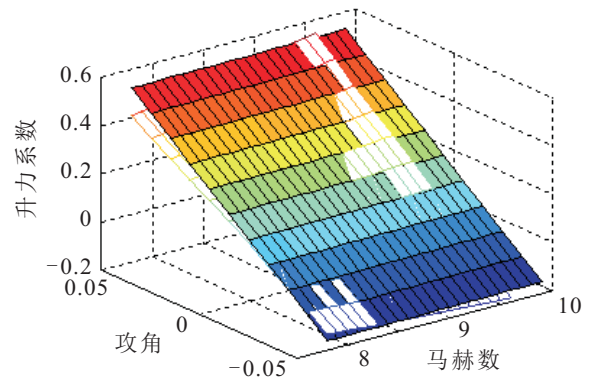


图 5 升力系数与攻角及马赫数的关系

由图 5 可知, 拟合函数曲面图与实验数据点的插值曲面在趋势上是一致的. 而在曲线拟合中, 各系数拟合值的检验 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、俯仰力矩及广义力系数的均方根误差分别为 0.0672、0.009、0.232、0.0057、0.0066、0.0029、0.0021, 说明残差较小, 拟合效果满足精度要求.

在高度为 85000 ft, 马赫数为 8 的情况下求取平衡点, 结果如表 3 所示, 在平衡点处对模型线性化, 零极点分布如图 6 所示, 其中控制输入为 δ_e , 输出为速度 V .

表 3 某种条件下模型的平衡点

状态量	取值	变量	取值
Ma	8	η_2/ft	-0.013534
h/ft	85000	η_3/ft	-0.001954
$\alpha/^\circ$	0.6	$\delta_e/^\circ$	7.9
η_1/ft	-0.14977	ϕ	0.4

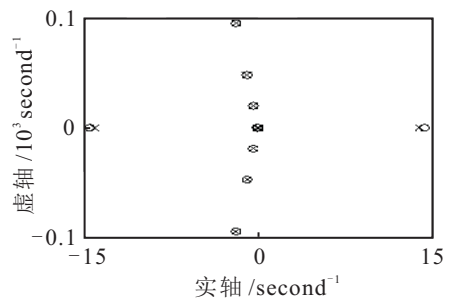


图 6 零极点

由图6可知,模型有一个不稳定的长周期模态,一个不稳定的短周期模态及3个稳定的气动弹性模态.从表3及图6可以看出,面向控制模型具有配平能力,而且是不稳定的.

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,利用高超声速飞行器空气动力学相关理论,建立了高超声速飞行器纵向弹性体模型.模型中,利用斜激波理论、普朗特-迈耶流理论、活塞理论、Eckert参考温度法及一维流关系式计算高超声速飞行器气动力及推力;利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的固有频率和振型模态;分析了机身气动加热和质量变化对飞行器频率和模态的影响及飞行器纵向气动特性,建立了面向控制的高超声速飞行器弹性纵向模型.仿真结果表明:当质量减小、温度升高时,机身发生弹性形变,振型模态幅度增大,固有频率变化显著;纵向气动特性分析及面向控制模型体现了高超声速飞行器的机身、推进系统以及弹性结构的相互耦合关系.在以后的工作中,需对模型进行进一步的分析,并选取适当的控制方法^[15-16]对模型进行控制器设计.

参考文献(References)

- [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. Honolulu, 2007: 23-26.
- [2] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [3] 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, 2006: 9-12.
- [4] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-386.
- [5] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(3): 402-406.
- [6] Bolender M A, Oppenheimer M W, Doman D B. Effects of unsteady and viscous aerodynamics on the dynamics of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf and Exhibit. Hilton Head, 2007: 20-23.
- [7] Williams T, Bolender M A, Doman D B. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf and Exhibit. Colorado, 2006: 21-24.
- [8] Andrew Clark, Chivey Wu, Maj Mirmirani, et al. Development of linear parameter-varying models of hypersonic air-breathing vehicles[C]. The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2006: 9-12.
- [9] 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 Conf and Exhibit. Hilton Head, 2007: 20-23.
- [10] Oppenheimer M W, Doman D B, McNamara J, et al. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf and Exhibit. Hawaii, 2008: 18-21.
- [11] Poulain F, Chatillon O. Nonlinear control of a airbreathing hypersonic vehicle[C]. The 16th AIAA/DLR/DGLR Int Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. Bremen, 2009: 19-22.
- [12] Zong Qun, Wang Jie, Tian Bailing, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2013: 27(1), 127-137.
- [13] Ge Dongming, Huang Xianlin, Gao Huijun. Multi-loop gain-scheduling control of flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Int J of Innovative Computing, Information and Control, 2011: 7(10), 5865-5880.
- [14] Zhang Lixian, Shi Peng. l_2 - l_∞ model reduction for switched LPV systems with average dwell time[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2008, 53(10), 2443-2448.
- [15] Zhang Lixian, Gao Huijun, Kaynak Okyay. Network-induced constraints in networked control system—A survey[J]. IEEE Trans on Industrial Informatics, 2013, 9(1): 403-416.
- [16] Zhang Lixian, Shi Peng. H_∞ filtering for a class of switched linear parameter varying systems[J]. Int J of Systems Science, 2011, 42(5): 781-788.

(责任编辑: 齐 霖)