

高超声速飞行器建模与控制的一体化设计

刘燕斌, 陆宇平

(南京航空航天大学航天学院, 南京 210016)

摘 要: 针对高超声速飞行器纵向模型具有非线性、强耦合及不确定性等特点, 提出高超声速飞行器建模与控制一体化设计方法。该方法首先以具有典型结构的高超声速飞行器几何外形为研究对象, 结合高超声速空气动力学的有关理论, 建立飞行器的非线性纵向模型方程; 然后在不同飞行条件下获取多个平衡点, 分析飞行的气动特性, 进而在每一个平衡点上设计具有非线性解耦控制能力的控制器, 并将得到的多平衡点控制参数结合起来, 进行插值计算, 实现多平衡点的连续飞行; 最后的仿真结果表明, 本文提出的方法是切实可行的。

关键词: 高超声速飞行器; 高超声速空气动力学; 非线性解耦控制; 一体化设计

中图分类号: V271.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2009)06-2176-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.06.021

0 引言

高超声速无人飞行器是指飞行马赫数大于 5, 升降大于 30 千米的无人飞行器系统, 由于其具有重要的军事意义, 正成为当今世界军事强国所广泛关注的焦点^[1]。与常规飞行器相比, 高超声速无人飞行器采用了诸如超燃冲压发动机、机体/发动机一体化等先进技术, 在有效提高飞行器升阻比, 拓宽飞行器飞行范围的同时, 对飞行器总体、气动、结构、推进、飞控等设计带来新的挑战^[2]。

针对高超声速无人飞行器自适应制导与控制技术的研究尚处在理论探索阶段。主要体现在: 美国高超声速验证机 X-33 制导与控制系统设计采用了带有神经网络补偿的非线性动态逆控制方法, 该方法具有好的非线性解耦控制能力以及强的鲁棒性能, 并且还具有一定的容错重构性能, 虽然最终验证机 X-33 因多种原因被迫下马, 但其制导与控制系统设计过程已经为今后高超声速飞行控制研究提供了一种全新的思路^[3]。X-43A 控制器采用传统的增益预置(PID 控制)方法, 但值得注意的是, X-43A 的试飞仅仅是为了在高超声速下对超燃冲压发动机进行验证, 整个过程为巡航下的直线飞行, 飞行包线变化范围小, 飞行时间短(10 秒), 其制导与控制系统的作用并未真正突显出来。国内对高超声速飞行控

制技术的研究, 包括提出 TbDyFe 建模和控制方法, 提出四种智能控制算法等, 但关于高超声速无人飞行器气动、推进、流体/结构耦合自适应控制还有待深入研究^[4]。

本文针对高超声速飞行器纵向模型具有非线性、强耦合等特点, 提出高超声速飞行器建模与控制一体化设计方法, 旨在确保飞行器在复杂飞行条件下能够稳定连续飞行, 同时对指令信号具有良好的响应能力。研究涉及高超声速飞行器纵向模态的建模, 平衡状态的求解与气动特性的分析, 多平衡点非线性解耦控制等。仿真在 MATLAB 环境下进行, 通过对仿真结果的分析, 以验证本文提出研究方法的可行性。

1 高超声速飞行器建模与控制一体化设计

1.1 典型的高超声速飞行器几何外形结构

图 1 为本文采用的高超声速飞行器几何形状, 超燃冲压发动机置于机体下腹部, 前体下壁面作为进气道外压缩段, 可以对气体进行预压缩, 提高了进气道的来流压缩能力; 后体下壁面作为喷管的外膨胀段, 可以在不产生诱导阻力的情况下提高推进效率, 这样的几何构形对于高超声速飞行器而言具有典型性。

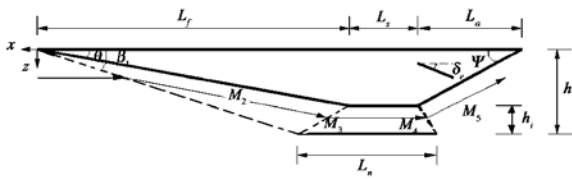


图 1 高超声速飞行器的典型结构

Fig.1 Typical structure of the hypersonic vehicle

1.2 高超声速飞行器纵向模型的建立

在高超声速飞行器纵向运动的建模过程中,假设推力方向沿发动机轴线,与机身轴线平行;以燃流率 \dot{m}_f 、升降舵偏转 δ_e 作为控制输入,并选定飞行的状态变量 $X = [V, \gamma, h, \alpha, q]$ 分别为高超声速飞行器的飞行速度、飞行航迹角、飞行高度、迎角以及俯仰角速度。高超声速飞行器纵向模型的非线性方程组可以按照其受力情况在速度坐标系上得到^[5,6]

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{(h + R_e)^2} \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{[\mu - V^2(h + R_e)] \cos \gamma}{V(h + R_e)^2} \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (4)$$

$$\dot{q} = (M + T z_f) / I_y \quad (5)$$

其中, R_e 为地球半径, μ 为万有引力常数, m 和 I_y 分别为高超声速飞行器质量及其沿 y 轴的转动惯量, z_f 为重心对推力线的垂直距离。 L 、 D 、 T 及 M_y 分别为高超声速飞行器的升力、阻力、推力及俯仰力矩。

考虑到飞行器在高超声速飞行时,表体将有激波附着的特性,采用高超声速空气动力学理论中的斜激波理论和普朗特-迈耶关系式来估算飞行器表体激波作用力。在给定飞行状态下,分别考虑高超声速飞行器前体斜坡、发动机燃烧室以及后体膨胀面等处的激波作用,通过研究激波与飞行状态以及激波之间的相互气流关系来得到高超声速飞行器的升力、阻力以及俯仰力矩。

对于图 1 所示的高超声速飞行器几何构形,当飞行迎角 α 大于 $-\theta$ 时,自由流进入飞行器前体的凹形区,可以采用斜激波理论来估算飞行器前体表面的压力,即^[7]

$$\tan(\theta) = \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{1 + \left[\left(\frac{\gamma + 1}{2} \right) - \sin^2 \beta \right] M_1^2} \quad (6)$$

$$M_2 \sin(\beta - \theta) = \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} (M_1 \sin \beta)^2}{\gamma (M_1 \sin \beta)^2 - \frac{\gamma - 1}{2}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2}{\gamma + 1} \left[\gamma (M_1 \sin \beta)^2 - \frac{\gamma - 1}{2} \right] \quad (8)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \left[\frac{2 + (\gamma - 1)(M_1 \sin \beta)^2}{(\gamma + 1)(M_1 \sin \beta)^2} \right] \quad (9)$$

其中 M_1 , p_1 , T_1 分别为自由流的马赫数,压强以及绝对温度, M_2 , p_2 , T_2 分别为气流穿越斜激波后的马赫数,压强以及绝对温度, γ 为比热比, β_1 为激波角。

反之,当自由流进入飞行器前体的凸形区,普朗特-迈耶关系式可以用来估算飞行器前体表面的压力,即^[8]

$$\alpha(x) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} (x^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{x^2 - 1} \quad (10)$$

$$\alpha(M_2) - \alpha(M_1) = \theta \quad (11)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left[\frac{1 + \frac{(\gamma - 1) M_1^2}{2}}{1 + \frac{(\gamma - 1) M_2^2}{2}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (12)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{(\gamma - 1) M_1^2}{2}}{1 + \frac{(\gamma - 1) M_2^2}{2}} \quad (13)$$

因此,高超声速飞行器前体 x 轴、 z 轴的力 F_{xf} , F_{zf} 以及俯仰力矩 M_f 为

$$F_{xf} = -p_2 L_f \tan \theta \quad (14)$$

$$F_{zf} = -p_2 L_f \quad (15)$$

$$M_f = z_f F_{zf} - x_f F_{xf} \quad (16)$$

其中, (x_f, z_f) 为 xz 平面上飞行器前体力的中心相对于重心的坐标值。

同理,高超声速飞行器上表面力和力矩 F_{xu} , F_{xu} , M_u , 下表面力和力矩 F_{xu} , F_{xu} , M_u , 升降舵力和力矩 F_{xu} , F_{xu} , M_u 都可以依据斜激波理论和普朗特-迈耶关系式进行计算。

值得说明的是,气流在进入发动机时,方向将由平行于前体转变为平行于发动机轴向方向,这是因为气流穿过了新的激波层,所产生的力和力矩为^[6]

$$F_{xi} = \gamma M_3^2 p_3 [1 - \cos(\theta + \alpha)] h_i \quad (17)$$

$$F_{zi} = \gamma M_3^2 p_3 \sin(\theta + \alpha) h_i \quad (18)$$

$$M_i = z_i F_{z_i} - x_i F_{x_i} \quad (19)$$

其中, h_i 为发动机的高度, (x_i, z_i) 为 xx 平面上飞行器进气道力的中心相对于重心的坐标值。此外, 发动机尾喷管排出的气流, 将产生膨胀并形成剪切层, 将对后体产生压力, 根据普朗特-迈耶关系式以及剪切层近似压力公式, 有^[6]

$$F_{x_i} = p_1 L_a \frac{p_1}{p_2} \frac{\ln\left(\frac{p_1}{p_2}\right)}{\frac{p_1}{p_2} - 1} \tan(\Psi) \quad (20)$$

$$F_{z_i} = -p_1 L_a \frac{p_1}{p_2} \frac{\ln\left(\frac{p_1}{p_2}\right)}{\frac{p_1}{p_2} - 1} \quad (21)$$

$$M_i = z_i F_{x_i} - x_i F_{z_i} \quad (22)$$

其中, (x_i, z_i) 为 xx 平面上飞行器后体力的中心相对于重心的坐标值。

根据力的合成原理, 作用在高超声速飞行器 x 轴和 z 轴上气动力的合力分别为

$$F_x = F_{x_f} + F_{x_a} + F_{x_n} + F_{x_c} + F_{x_e} + F_{x_i} + F_{x_m} \quad (23)$$

$$F_z = F_{z_f} + F_{z_a} + F_{z_n} + F_{z_c} + F_{z_e} + F_{z_i} + F_{z_m} \quad (24)$$

于是, 升力和阻力分别为

$$L = F_x \sin \alpha - F_z \cos \alpha \quad (25)$$

$$D = -F_x \cos \alpha - F_z \sin \alpha \quad (26)$$

俯仰方向所产生的合力矩为

$$M = M_f + M_a + M_n + M_c + M_e + M_i \quad (27)$$

采用瑞利流原理来估算高超声速飞行器超燃冲压发动机的推力, 选择燃流率 \dot{m}_f 为推进系统的控制输入量。气流在发动机前端和尾部的驻点温度 T_{03}, T_{04} 分别为^[9]

$$T_{03} = T_3 \left[1 + \frac{(\gamma - 1) M_3^2}{2} \right] \quad (28)$$

$$T_{04} = T_3 \left[\frac{(1 + \gamma M_3^2) M_4}{(1 + \gamma M_4^2) M_3} \right]^2 \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_4^2}{2 + (\gamma - 1) M_3^2} \right] \quad (29)$$

其中 M_3, p_3 分别为发动机前端的马赫数和压强, M_4, p_4 分别为尾部气流的马赫数和压强。

空气流率为

$$\dot{m}_a = p_3 A M_3 \sqrt{\frac{\gamma}{RT_3}} \quad (30)$$

其中 A 为发动机的截面积, R 为普适气体常数。燃流率的计算公式为

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_a c_p (T_{04} - T_{03})}{LHV} \quad (31)$$

其中 c_p 为空气的比热, LHV 为燃料的低热值。推力的计算公式为

$$T = \dot{m}_a (V_4 - V_1) + (p_4 - p_3) A + \dot{m}_f V_4 \quad (32)$$

其中 V_4 为尾部气流的速度。

1.3 多平衡点非线性解耦控制系统的设计

对于式(1)-(5)的高超声速飞行器纵向模型, 根据式(29)、(30)、(31)及(36), 可以得到升力 L 、阻力 D 、推力 T 及俯仰力矩 M_y 与有关变量之间的函数关系为

$$\begin{cases} L = f_L(\rho, V, \alpha, \dot{m}_f, \delta_e) \\ D = f_D(\rho, V, \alpha, \dot{m}_f, \delta_e) \\ T = f_T(\rho, V, \alpha, \dot{m}_f, \delta_e) \\ M_y = f_{M_y}(\rho, V, \alpha, \dot{m}_f, \delta_e) \end{cases} \quad (33)$$

从式(33)可以看出, L, D, T 及 M_y 与 $\dot{m}_f, \alpha, \delta_e, \rho$ 及 V 之间呈强非线性耦合关系, 任何变量的改变都将引起其它量的变化, 从而导致整个系统的状态发生改变, 因此, 需要设计非线性控制器来实现解耦协调控制。

多平衡点非线性解耦控制方法, 基于的是经典反馈控制理论, 采用内外环结合的设计思想, 具体为: 在给定的飞行段内, 控制器的结构是相同的, 都可以如图 2 所示的控制系统, 只是选取的控制参数不同, 理论上对于某一飞行段, 存在着无数个飞行平衡点, 应该为每一个平衡点, 选取一组控制参数, 但实际设计过程中, 只需要选取具有典型意义的平衡点来进行研究, 得到相应的控制参数, 并在飞行段内

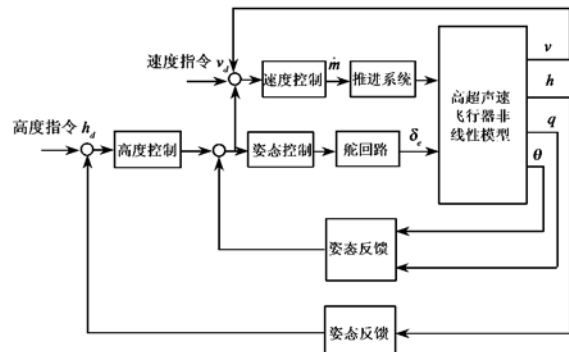


图 2 高超声速飞行器控制系统设计框图

Fig.2 Design block diagram of control system for hypersonic vehicle

基于这些参数进行插值计算,即可现实高超声速飞行器多平衡点非线性解耦控制。

高超声速飞行器控制系统主要包括飞行高度控制和飞行速度控制两部分^[10],飞行高度控制系统是以姿态控制作为控制内环,以达到稳定姿态的目的,而外环采用的是基于高度和高度微分信号的反馈控制;飞行速度控制系统是通过改变发动机推力来控制速度,并在设计过程中结合了姿态信号,以保证速度调整初始阶段的稳定性^[11]。

2 仿真实例

选取高超声速飞行器前缘点为坐标原点, x 轴和 z 轴的方向如图 1 所示,给定外形的几何参数为 $\theta = 5^\circ$; $\Psi = 11^\circ$; $h = 2.42$; $h_i = 0.6$; $L_n = 9.5$; $L = L_f + L_s + L_a = 33.37$; 升降舵的位置坐标为 $[-28, 0.4]$ 。在给定的马赫数和飞行高度下,将所得到的平衡状态列在表 1 中。

表 1 给定飞行条件下的平衡状态

Table 1 Trim state in the given flight condition

马赫数	高度 (km)	$X = [V, \gamma, h, \alpha, q]^T$ (m/s, rad, m, rad, rad/s)	$U = [\dot{m}_f, \delta_c]^T$ (kg/s, rad)
7.9	36.9	2462.52, 0, 36900, 0.0306, 0	0.270, -0.057
8	37	2495.12, 0, 37000, 0.0308, 0	0.272, -0.013
8.1	37.1	2527.75, 0, 37100, 0.0308, 0	0.277, 0.023
8.3	37.7	2599.03, 0, 37700, 0.0346, 0	0.306, 0.048
8.5	38.3	2670.68, 0, 38300, 0.0387, 0	0.340, 0.075

利用表 1 所得到的平衡状态值,就可以在给定的马赫数和飞行高度下,在平衡点附近将高超声速飞行器纵向模型的非线性微分方程按照小扰动原理进行近似线性化处理,求得纵向运动的特征值。表 2 列出了给定飞行条件下纵向运动的特征根。

$$A_1 = \begin{bmatrix} -0.000191 & -9.5843 & 0.0000593 & -14.954 & 0 \\ 0.0000002 & 0 & -0.0000004 & 0.0417 & 0 \\ 0 & 2495.12 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0000002 & 0 & 0.0000004 & -0.0417 & 1 \\ 0.000618 & 0 & -0.0000453 & 4.6195 & 0 \end{bmatrix} \quad B_1 = \begin{bmatrix} 1.485 & -0.106 \\ 0.002 & 0.00064 \\ 0 & 0 \\ -0.002 & -0.00064 \\ -1 & -0.31 \end{bmatrix}$$

同理,对于 $Ma = 8, h = 37100$ m, 模型系数为

$$A_2 = \begin{bmatrix} -0.000187 & -9.5840 & 0.0000557 & -14.926 & 0 \\ 0.0000002 & 0 & -0.0000004 & 0.0411 & 0 \\ 0 & 2496.54 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0000002 & 0 & 0.0000004 & -0.0411 & 1 \\ 0.000618 & 0 & -0.0000427 & 4.6070 & 0 \end{bmatrix} \quad B_2 = \begin{bmatrix} 1.461 & -0.068 \\ 0.002 & 0.00063 \\ 0 & 0 \\ -0.002 & -0.00063 \\ -0.98 & -0.31 \end{bmatrix}$$

表 2 给定飞行条件下的特征根

Table 2 Characteristic roots in the given flight condition

马赫数	高度 (km)	纵向运动的特征根
7.9	36.9	2.110, -2.150, $-0.00633 \pm 0.00695i, 0.0145$
8	37	2.127, -2.171, $-0.00562 \pm 0.00762i, 0.0131$
8.1	37.1	2.143, -2.187, $-0.00518 \pm 0.00778i, 0.0121$
8.3	37.7	2.162, -2.202, $-0.00310 \pm 0.01147i, 0.0079$
8.5	38.3	2.174, -2.210, $-0.00186 \pm 0.01358i, 0.0054$

从表 2 可以看出,高超声速飞行器纵向运动有 5 个特征根,代表短周期模态的第 1, 2 个特征根是一正一负的,说明高超声速飞行器纵向运动的短周期模态是不稳定,代表长周期模态的第 3, 4 个特征根是一正一负的或者一对共轭复根,但实部都靠近于虚轴,说明高超声速飞行器纵向运动的长周期模态是接近中性稳定,而代表高度模态的第 5 个特征根均为正,且其值较小,说明超声速飞行器纵向运动的高度模态是不稳定的。这些运动模态的特殊性决定了所设计的控制器应具有较强的非线性解耦协调控制和稳定能力。

根据第 1.1 节外形设计和 1.2 节的建模方法以及第 1.3 节中的控制系统设计方法,结合 MATLAB/SIMULINK 的仿真工具,对选取的高度变化区间 $h = [37000 \text{ m}, 37100 \text{ m}]$,马赫数恒为 8 的飞行段进行仿真验证。并假设在该飞行段内以下参数恒为常数,包括质量 $m = 3000 \text{ kg}$,转动惯量 $I_y = 2 \times 10^5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,重心位置坐标为 $[-15, 0.8]$ 。

在给定平衡点 $Ma = 8, h = 37000 \text{ m}$,飞行器解耦线性模型为 $\dot{X} = A_1 X + B_1 U$,其中 $U = [\dot{m}_f, \delta_c]^T$,模型系数为

仿真过程中,假定在 0 时刻以前,高超声速飞行器处在飞行高度 $h = 37000$ m, 马赫数 $Ma = 8$ 的飞行状态下,其解耦模型为在 0 时刻,发出一个高度指令信号,使飞行器在飞行速度不变的情况下,飞行高度达到 $h = 37100$ m。此外,仿真中控制参数选取采用工程上常用的试凑法,所选择的控制参数列在表 3 中。

表 3 仿真中选取的控制参数

Table 3 Control parameters selected during the simulation

姿态控制	$k_{\theta d} = 20; k_{\theta p} = 30; k_{\theta i} = 10$
速度控制	$k_{v d} = 0.01; k_{v p} = 0.02; k_{v i} = 0.01; k_{v q} = 0.8$
高度控制	$k_{h d} = 0.0002; k_{h p} = 0.001; k_{h i} = 0.0001$

经历 200 秒飞行后,得到的仿真曲线。

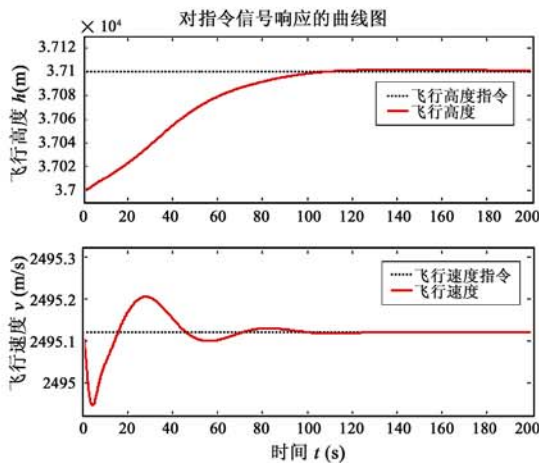


图 3 对指令信号的响应

Fig.3 Respond to the command signal

从图 3 可以看出,针对不稳定、强耦合、多变量的高超声速飞行器纵向模型,采用多平衡点非线性解耦控制方法,可以确保系统对指令信号的响应效果,同时现实多变量之间的非线性解耦协调控制。

从图 4 的变化曲线可以看出,飞行迎角和航迹倾角的变化过程稳定,并且当飞行器从一个飞行状态变化到另一个飞行状态时,飞行迎角和航迹倾角也相应地变化到各自的平衡值。

从图 5 的变化曲线可以看出,燃流率与控制舵面的变化幅度合理,且两者之间具有良好的协调一致性,保证了飞行速度和飞行高度对指令信号的跟踪,解除了多变量之间的强耦合,实现了高超声速飞行器在飞行段内的稳定飞行。

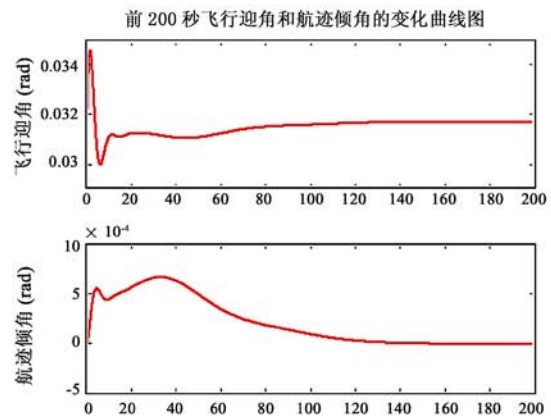


图 4 飞行迎角和航迹倾角的曲线图

Fig.4 Curve graph about angle of attack and flight path angle

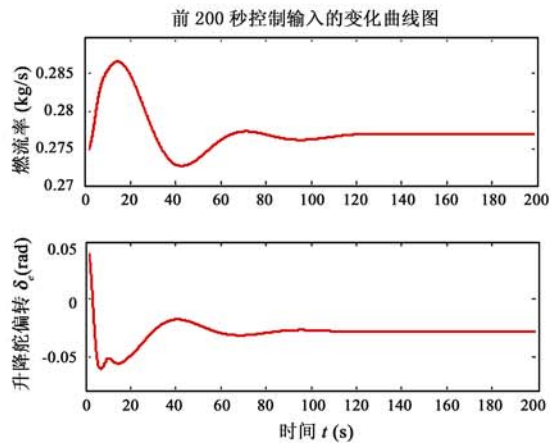


图 5 控制输入的曲线图

Fig.5 Curve graph about control input

3 小结与展望

本文针对高超声速飞行器复杂的模型动态,基于高超声速空气动力学理论构造了飞行器的几何外形,建立了模型方程,估算了气动参数,并采用多平衡点非线性解耦控制方法设计了控制系统,从而实现了从建模控制的一体化设计。今后,如果能结合计算流体力学、气动弹性理论、智能控制等来进行研究,将可以进一步提高建模的精确性以及控制系统的鲁棒性能。

参考文献:

- [1] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles; review and new directions [R]. AIAA-2003-7081, 2003.
- [2] Richman M S, Kenyon J A, Sega R M. High speed and hypersonic

- science and technology[R]. AIAA-2005-4099, 2005.
- [3] Schmidt D K, Velapoldi J R. Flight dynamics and feedback guidance issues for hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA-99-4122.
- [4] 崔尔杰. 重大研究计划空天飞行器的若干重大基础问题研究进展[J]. 中国科学基金, 2006(5): 278-280. [CUI Er-jie. Progress on NSFC major research plan some key fundamental problems of aerospace flying vehicle[J]. Bulletin of national natural science foundation of China, 2006(5): 278-280.]
- [5] Bolender M A, Doman D B. A Non-Linear Model for the Longitudinal Dynamics of a Hypersonic Air-breathing Vehicle[R]. AIAA-2005-6255, 2005.
- [6] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamics model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-386.
- [7] 瞿章华, 刘伟, 曾明, 等. 高超声速空气动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2001. [QU Zhang-hua, LIU Wei, ZENG Ming, et al. Hypersonic Aerodynamics[M]. Changsha: Press of National University of Defense Technology, 2001.]
- [8] G. 伊曼纽尔, 周其兴(译)和李之江(校). 气体动力学的理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1992. [Emanuel, et al. Gas Dynamics: Theory and Applications[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1992.]
- [9] Mirmirani M, WU C. Modeling for Control of a Generic Airbreathing Hypersonic Vehicle[R]. AIAA-2005-6256.
- [10] Parker J T, Bolender M A, Doman D B. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.
- [11] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005. [WU Sen-tang, FEI Yu-hua, et al. Flight Control System[M]. Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.]

作者简介: 刘燕斌(1980-), 男, 博士, 讲师, 研究方向为高超声速飞行控制等。

通信地址: 南京航空航天大学航天学院(210016)

电话: (025)84896520

E-mail: liuyanbin@nuaa.edu.cn

Integrated Design on the Modeling and Control for Hypersonic Vehicle

LIU Yan-bin, LU Yu-ping

(College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Since hypersonic vehicle involves characteristic of nonlinearity, strong coupling, uncertainty and so on, the method of integrated design on the modeling and control for hypersonic vehicle is proposed. This method first regards geometrical shape with typical structure of hypersonic vehicle as research object, and establishes vehicle's nonlinear longitudinal model equations combining with the theories of hypersonic aerodynamics; Then gets several trim points at various flight conditions, and analyzes flight aerodynamic characteristics, further designs the controller with nonlinear decoupling control ability in each trim point, and integrates controls parameters obtained of several trim points, thereby realizes non-stop flight in several trim points by interpolation calculation; Finally, the simulation results show that the method introduced in this paper is feasible.

Key words: Hypersonic vehicle; Hypersonic aerodynamics; Nonlinear decoupling control; Integrated design