

高超声速飞行器控制研究综述*

吴宏鑫 孟斌†

北京控制工程研究所空间, 智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190

摘 要 高超声速飞行器控制研究主要讨论吸气式高超声速飞行器巡航控制问题和无动力高超声速飞行器返回再入控制问题. 吸气式的高超声速飞行器主要针对于两种构型: 锥体加速器构型和 X-30 构型, 无动力高超声速飞行器主要考虑 X-33 和 X-38 构型. 分别对锥体加速器构型、X-30 构型和再入模式的动力学模型和控制进行了综述, 并指出了近来高超声速飞行器控制研究的热点问题.

关键词 高超声速飞行器, 动力学建模, 控制, 再入, 机体发动机一体化

1 引 言

1945 年钱学森先生在论文《论高超声速相似律》中, 首次提出了高超声速 (hypersonic) 的术语. 一般认为, 气体流动速度马赫数大于 5, 即为高超声速, 以大于马赫数 5 速度飞行的飞行器被称为高超声速飞行器. 此时, 飞行器周围流场呈现出高超声速气体动力学所特有的特征, 即薄激波层、黏性干扰、熵层、高温效应和低密度效应. 20 世纪五六十年代远程弹道导弹的出现、载人飞船的成功返回以及 X-15 试验机飞行速度超越马赫数 6 等系列事件, 标志着人类开始进入了高超声速的时代^[1]. 由于高超声速飞行器所具有的强大的军事和民事应用前景, 20 世纪 80 年代初, 美、苏、英、法、德、日、印等国都把探索与发展高超声速技术作为航空航天领域的一个重要目标, 在世界上掀起了研究和发​​展高超声速飞行器的热潮^[2].

高超声速飞行器的关键技术包括推进技术、材料技术、空气动力学技术和飞行控制技术等. 高超声速飞行器采用机体 - 发动机一体化的升力体构型, 加之高超声速以及飞行速度范围大的影响, 使得它的控制器设计具有与亚声速/超声速飞行器不同的特点^[3,4].

(1) 控制系统的实时性问题

高超声速飞行条件下, 飞行器对控制的响应

速度要求更高.

(2) 控制模式问题

在高超声飞行过程中, 控制面的控制效率与亚声速/超声速飞行状态相比有了较大的降低. 例如, 在马赫数为 5 的飞行条件下, 飞行器在 10 000 m 高空相对 100 m 时下降 1/3 以上. 飞行高度更高则问题更严重, 有可能不能提供足够的控制力矩来满足飞行器操纵的要求. 控制面较大的偏转又将引起不希望的气动热. 因而在高超声速飞行器控制中往往采用控制面和反作用控制系统相结合的控制手段^[3,4].

(3) 变参数问题

由于工作条件大范围变化, 高超声速飞行器高低空的气动力特性的巨大差异和质量分布的快速变化, 导致飞行器的动力学特征和模型参数在飞行中变化非常显著. 高超声速飞行器在大气层内飞行时, 由于高超声速气流引起的局部流场中激波与边界层的干扰, 导致飞行器表面上的局部压力及热流率的变化, 这些变化直接影响飞行器的气动力特性^[3,4].

(4) 不确定性问题

高超声速飞行器与亚声速/超声速飞行器相比有许多不同的飞行特性, 有的方面目前还无法完全掌握, 使得高超声速动力学呈现强不确定性. 由于缺乏足够的飞行试验以及地面试验设备的不足

收稿日期: 2009-06-24, 修回日期: 2009-09-25

* 国家自然科学基金项目 (60736023, 60704014, 90405017) 和中国博士后科学基金项目 (20060400415) 资助

† E-mail: mengb@amss.ac.cn

足,高超声速空气动力学和推进力特征很难预测.发动机与机身一体化构形使得弹性机身、推进系统以及结构动力学之间的强耦合作用,导致吸气式高超声速飞行器的飞行动力学特征非常复杂,存在很大的不确定性.在高超声速条件下,由于弹体表面烧蚀产生的弹体气动外形变化问题不可避免,从而影响到弹体模型.高超声速飞行器采用了轻质材料,在飞行过程中由于气流的扰动等因素作用极易发生气动弹性振动.飞行器飞行过程中的各种复杂的力学过程不可能完全精细地考虑在用于控制设计的飞行器控制模型中.而且飞行过程中往往又会受到各种事先无法完全预知的扰动.以上因素直接导致了高超声速飞行器控制系统的基础结构失真、模型和参数的不确定性^[3,4].

此外,许多随机干扰因素对飞行器的飞行状态有着非常大的影响,对典型的高超声速飞行器布局而言,长周期模态是欠阻尼(或不稳定)的,短周期模态是不稳定的,其静态稳定边界随着马赫数的增加降低,并且呈现非最小相位特征^[5].吸气式高超声速飞行器推进系统对于攻角的变化非常敏感^[6].上述特点都使得高超声速飞行器控制的控制器设计问题非常具有挑战性.近年来,国内外许多学者对高超声速飞行器的控制问题展开了讨论^[1~18],取得了不少成果.本文旨在对高超声速飞行器控制相关问题做一个简介,作为要进行研究的参考.

2 高超声速飞行器动力学模型

高超声速飞行器控制研究方面的文献主要讨论吸气式高超声速飞行器巡航控制问题和无动力高超声速飞行器返回再入控制问题.吸气式的高超声速飞行器的动力学模型主要针对于两种构型:锥体加速器构型和 X-30 构型,无动力高超声速飞行器主要考虑 X-33 和 X-38 构型.本部分并不深入探讨高超声速飞行器的动力学建模方法,而是对其控制器设计中所使用的动力学模型进行综述,明确各种动力学方程的适用范围,使得下一部分的讨论脉络更加清晰.由于 X-33 和 X-38 的构型不同,因此其气动特性有所区别,除此之外, X-33 和 X-38 再入模式的动力学模型是相同的.为简便起见,不再对这两种构型进行区分,而统称为再入模式.下面分别对锥体加速器构型、X-30 构型和再入模式的动力学模型进行小结,文中各量的说明请见附录.

2.1 锥体加速器构型

吸气式高超声速飞行器控制研究文献主要考虑的是锥体加速器构型的动力学模型.锥体加速器构型与 X-30 构型有着很大不同,它的前体是轴对称圆锥形,喷管部分是锥平截头体,发动机模块环绕整个机体.在文献 [18, 19] 中,忽略空气动力学、推力和结构动力学之间的耦合,在机体为刚体的假设下给出了锥体加速器的包括气动力、气动力矩、推力系统和刚体转动惯量的数学模型.文献 [20] 对文献 [19] 的推力模型进行了修改,所得到的高超声速飞行器的动力学模型线性形式为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \quad (1)$$

其中 \boldsymbol{A} 和 \boldsymbol{B} 为依赖马赫数和高度等飞行条件的系统矩阵.它们是针对某一确定的飞行条件,使用轨线最优化软件 (POST)^[21] 通过对加速器的六自由度非线性刚体模型仿真得到的.上述模型解耦为两个 5 状态的纵向模型和径侧向模型.其中纵向模型的状态和输入为

$$\boldsymbol{x} = [V \ \alpha \ q \ \theta \ h]^T, \quad \boldsymbol{u} = [\delta_e \ \eta_f]^T$$

在文献 [20] 中,当考虑湍流影响时,模型 (1) 被推广为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{E}\boldsymbol{v} \quad (2)$$

其中 \boldsymbol{v} 是表示大气干扰的二维向量, \boldsymbol{E} 是 5×2 的依赖飞行条件的系统矩阵.

机体发动机一体化构型导致吸气式高超声速飞行器的推进力对攻角的变化非常敏感,推进力摄动又对俯仰力矩产生很大影响^[6].在文献 [22] 中进一步考虑了耦合作用,把攻角对俯仰力矩的影响参数化为 $C_{m\alpha}$ 的不确定性.包含推进力摄动对俯仰力矩影响的动力学模型为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = (\boldsymbol{A} + \Delta\boldsymbol{A})\boldsymbol{x} + (\boldsymbol{B} + \Delta\boldsymbol{B})\boldsymbol{u} \quad (3)$$

其中不确定性 $\Delta\boldsymbol{A} = \nu[0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0]^T[0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0]$, $\Delta\boldsymbol{B} = \mathbf{0}$, $\nu \in \{0, 1\}$.在文献 [22] 中也给出了包括弹性和刚体结构模态之间耦合作用的频域模型.

下面讨论锥体加速器构型的高超声速飞行器的非线性模型.在文献 [23] 中,给出了特定飞行条

件下高超声速飞行器 5 阶纵向动力学模型

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r_e^2} \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r_e) \cos \gamma}{V r_e^2} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} &= M / I_{yy}\end{aligned}\quad (4)$$

其中升力 L , 阻力 D , 推力 T , 俯仰力矩 M , 以及半径 r_e 分别为

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L, \quad D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D, \quad T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_T$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} (C_m(\alpha) + C_m(\delta_e) + C_m(q))$$

$$r_e = h + R_e$$

其中推力系数 C_T 是油门设置 δT 的函数. 由于非线性模型 (4) 属于一般非线性形式, 难以进行控制律设计. 在文献 [24] 中引入发动机二阶动力学

$$\ddot{\delta T} = \delta T_{\text{com}} \quad (5)$$

式 (4), (5) 构成高超声速飞行器的 7 阶 2 输入 2 输出的动力学模型, 输入为 δ_e 和 δT_{com} , 输出为 v 和 h . 通过计算, 7 阶动力学模型 (4), (5) 相对阶向量为 $\{3, 4\}$, 因此可以输入输出精确线性化, 为基于高超声速飞行器非线性动力学的控制律设计奠定了基础.

2.2 X-30 构型

高超声速飞行器细长几何形状和轻质结构导致严重的挠性影响, 并且挠性结构具有较低的自然频率. 虽然锥体加速器构型的数学模型简单且适于控制律设计, 但忽略了挠性作用. 基于 X-30 构型, 文献 [25] 和 [26] 中给出了解析的气动推力/气动弹力高超声速飞行器的数学模型. 该模型突出了动力学耦合和控制系统一体化. 控制执行机构为俯仰控制舵面以及发动机燃料流和扩散面积比率调节器. 所给出的力和力矩方程如下

$$\begin{aligned}X &= X_A + X_T + X_E, \quad Z = Z_A + Z_T + Z_E, \\ M &= M_A + M_T + M_E, \quad Q = Q_A + Q_T + Q_E\end{aligned}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta X_A \\ \Delta Z_A \\ \Delta M_A \\ \Delta Q_A \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} \Delta M_\infty \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \eta \\ \Delta \dot{\eta} \end{bmatrix} + \mathbf{A}_c \Delta \delta_e$$

$$\begin{bmatrix} \Delta X_T \\ \Delta Z_T \\ \Delta M_T \\ \Delta Q_T \end{bmatrix} = \mathbf{T} \begin{bmatrix} \Delta M_\infty \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \eta \\ \Delta \dot{\eta} \end{bmatrix} + \mathbf{T}_c \begin{bmatrix} \Delta \bar{A}_D \\ \Delta T_0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta X_E \\ \Delta Z_E \\ \Delta M_E \\ \Delta Q_E \end{bmatrix} = \mathbf{E} \begin{bmatrix} \Delta M_\infty \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \eta \\ \Delta \dot{\eta} \end{bmatrix} + \mathbf{E}_c \begin{bmatrix} \Delta \bar{A}_D \\ \Delta T_0 \end{bmatrix}$$

其中 $\bar{\mathbf{A}}$, \mathbf{T} 和 \mathbf{E} 是 4×5 的系统矩阵, 其元素分别为空气动力学、发动机推力和外部喷口的稳定性导数; \mathbf{A}_c 是 4×1 的向量, 其元素为空气动力学的控制导数; \mathbf{T}_c 和 \mathbf{E}_c 是 4×2 的矩阵, 包含发动机一推力和外部喷口的控制导数. 上述矩阵的元素是大气条件和马赫数等的非线性函数. 基于上述力和力矩方程, 可以给出吸气式高超声速飞行器的纵向动力学方程

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{x} = [\Delta h \quad \Delta u \quad \Delta \alpha \quad \Delta \theta \quad \Delta q \quad \Delta \tau_1 \eta \quad \Delta \tau_1 \dot{\eta}]^T$$

$$\mathbf{u} = [\Delta \delta_e \quad \Delta \bar{A}_D \quad \Delta T_0]^T$$

$$\mathbf{A} = \mathbf{T}_1 + \mathbf{T}_2 \begin{bmatrix} c_1 S_{11} \\ c_1 S_{21} \\ c_1 S_{31} \\ c_1 S_{41} \end{bmatrix} \mathbf{T}_3$$

$$\mathbf{B} = \mathbf{T}_2 [\mathbf{A}_c \quad \mathbf{T}_c + \mathbf{E}_c], \quad \mathbf{S} = \bar{\mathbf{A}} + \mathbf{T} + \mathbf{E}$$

$$c_1 = \frac{M_\infty}{2P_\infty} \frac{dP_\infty}{dh}$$

$$\mathbf{T}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -u_0 & u_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_1^2 & -2\zeta_1 \omega_1 \end{bmatrix}$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1/\bar{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & u_0/\bar{m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Delta\tau_1/\bar{m} \end{bmatrix}$$

$$T_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/a_\infty & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\Delta\tau_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\Delta\tau_1 \end{bmatrix}$$

其中, $S_{i1}(i=1\sim 4)$, 表示矩阵 A 的第 i 行第 1 列元素. 文献 [27] 中把上述 X-30 的纵向动力学模型 (6) 进行了推广, 使其包含了刚体运动、弹性变形、流体流量、旋转设备、风、地球旋转以及它们之间的耦合作用.

文献 [28] 进一步考虑参数变化和模型不确定性, 重点讨论了不确定性的来源和范围, 并在此基础上建立了 X-30 构型的不确定模型

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx + Du \quad (7)$$

其中

$$A = \bar{A} + \sum_{i=1}^{n_p} \delta p_i A_i, \quad B = \bar{B} + \sum_{i=1}^{n_p} \delta p_i B_i$$

$$C = \bar{C} + \sum_{i=1}^{n_p} \delta p_i C_i, \quad D = \bar{D} + \sum_{i=1}^{n_p} \delta p_i D_i$$

$$x = [h \quad u \quad \alpha \quad \theta \quad q \quad \eta \quad \dot{\eta}]^T$$

$$u = [\delta_e \quad \Delta\bar{A}_D \quad \dot{m}_f]^T$$

$$y = [\alpha \quad q_f \quad q_a \quad P_2 \quad M \quad T \quad n_x \quad n_z]^T$$

A 和 B 是系统矩阵, C 和 D 是含有传感器信息的系统矩阵, $\bar{A}, \bar{B}, \bar{C}$ 和 \bar{D} 是 A, B, C 和 D 的标称值; $p_i (i = 1, \dots, n_p)$, 系统的不确定参数, δp_i 是相应的百分比变化; $A_i = \frac{\partial A}{\partial \delta p_i}, B_i = \frac{\partial B}{\partial \delta p_i}$,

$$C_i = \frac{\partial C}{\partial \delta p_i}, D_i = \frac{\partial D}{\partial \delta p_i}$$

利用复杂的流体力学理论, 文献 [29] 中得到了一个包含更多的结构、气动、推力系统耦合项的更

加精确的动力学模型

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha)$$

$$\dot{\alpha} = -\frac{L + T \sin \alpha}{mV} + q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta - \alpha)$$

$$\dot{\theta} = q$$

$$\dot{q} = (M + \tilde{\psi}_1 \dot{\eta}_1 + \tilde{\psi}_2 \dot{\eta}_2)/I_{yy}$$

$$k_i \dot{\eta}_i = -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i - \tilde{\psi}_i M/I_{yy} - \tilde{\psi}_1 \tilde{\psi}_2 \dot{\eta}_i/I_{yy}, i = 1, 2$$

$$k_i = 1 + \frac{\tilde{\psi}_i}{I_{yy}}, i = 1, 2$$

$$\tilde{\psi}_1 = \int_{-L_f}^0 \hat{m}_f \xi \phi_f(\xi) d\xi$$

$$\tilde{\psi}_2 = \int_0^{L_a} \hat{m}_a \xi \phi_a(\xi) d\xi$$

其中 ζ_i 和 ω_i 分别表示第 i 个挠性模态的阻尼和自然频率, N_i 表示广义弹性力, η_i 和 $\dot{\eta}_i$ 分别表示第 i 阶广义坐标及其导数, \hat{m}_f, \hat{m}_a 分别表示前体和后体的质量密度, ϕ_f, ϕ_a 分别表示前体和后体的模态振型, L_f, L_a 分别表示前体和后体的长度. 气动力和气动力矩的解析表达式非常复杂, 具体形式可参考文献 [29]. 由于该模型 (8) 难以进行控制器设计, 文献 [30] 通过对文献 [29] 中气动力和气动力矩进行近似曲线拟合, 首先得到了高超声速飞行器的曲线拟合模型 (CFM), 其中, z_T 表示推力力矩耦合系数, 曲线拟合的近似力和力矩方程为

$$T \approx C_T^{\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\alpha} \alpha + C_T^0$$

$$M \approx z_T T + \bar{q} c S [C_{M,\alpha}(\alpha) + C_{M,\alpha}(\delta_e) \delta_e]$$

$$L \approx \bar{q} S C_L(\alpha, \delta_e), \quad D \approx \bar{q} S C_D(\alpha, \delta_e)$$

$$N_i \approx N_i^{\alpha^2} \alpha^2 + N_i^{\alpha} \alpha + N_i^{\delta_e} \delta_e + N_i^0$$

$$C_L = C_L^{\alpha} \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^0,$$

$$C_D = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^0$$

$$C_{M,\alpha} = C_{M,\alpha}^{\alpha^2} \alpha^2 + C_{M,\alpha}^{\alpha} \alpha + C_{M,\alpha}^0, \quad C_{M,\delta_e} = c_e \delta_e$$

$$C_T^{\alpha^3} = \beta_1(h, \bar{q}) \Phi + \beta_2(h, \bar{q})$$

$$C_T^{\alpha^2} = \beta_3(h, \bar{q}) \Phi + \beta_4(h, \bar{q})$$

$$C_T^{\alpha} = \beta_5(h, \bar{q}) \Phi + \beta_6(h, \bar{q})$$

$$C_T^0 = \beta_7(h, \bar{q}) \Phi + \beta_8(h, \bar{q})$$

CFM 保留了原始动力学的挠性影响, 发动机和飞行器之间的耦合, 以及飞行路径角动力学的非最

小相位行为. 进一步, 通过忽略上述弱耦合 (忽略 $C_L^{\delta_e}, C_D^{\delta_e}, C_D^{\delta_e^2}$)、挠性状态和高度状态, 并增加执行机构动力学, 得到了六阶控制模型

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} &= -\frac{L + T \sin \alpha}{mV} + q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= M/I_{yy} \\ \ddot{\Phi} &= -2\xi\omega\dot{\Phi} - \omega^2\Phi + \omega^2\Phi_c \end{aligned} \quad (9)$$

这里, Φ, Φ_c 分别表示燃料空气混合比及其命令信号.

$$\begin{aligned} T &= C_T^{\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\alpha} \alpha + C_T^0 \\ M &= z_T T + \bar{q} c S [C_{M,\alpha}(\alpha) + C_{M,\alpha}(\delta_e) \delta_e] \\ L &= \bar{q} S C_L(\alpha, \delta_e) \\ D &= \bar{q} S C_D(\alpha, \delta_e) \\ C_L &= C_L^{\alpha} \alpha + C_L^0, \quad C_D = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\alpha} \alpha + C_D^0 \\ C_{M,\alpha} &= C_{M,\alpha}^{\alpha^2} \alpha^2 + C_{M,\alpha}^{\alpha} \alpha + C_{M,\alpha}^0, \quad C_{M,\delta_e} = c_e \delta_e \\ C_T^{\alpha^3} &= \beta_1(h, \bar{q}) \Phi + \beta_2(h, \bar{q}) \\ C_T^{\alpha^2} &= \beta_3(h, \bar{q}) \Phi + \beta_4(h, \bar{q}) \\ C_T^{\alpha} &= \beta_5(h, \bar{q}) \Phi + \beta_6(h, \bar{q}) \\ C_T^0 &= \beta_7(h, \bar{q}) \Phi + \beta_8(h, \bar{q}) \end{aligned}$$

文献 [31] 中又给出了式 (8) 的简化形式

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} &= -\frac{L + T \sin \alpha}{mV} + q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{h} &= V \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} &= q, \\ \dot{q} &= M/I_{yy} \\ \ddot{\eta}_i &= -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i, \quad i = 1, 2, 3 \end{aligned} \quad (10)$$

以某巡航状态作为标称条件, 文献 [32] 对高超声速挠性动力学方程 (10) 进行了线性化处理, 得到参数化的线性形式的动力学方程

$$\begin{aligned} \dot{x}_{rb} &= A_{11}(\mu)x_{rb} + A_{12}(\mu)x_f + B_1(\mu)u \\ \dot{x}_f &= A_{21}(\mu)x_{rb} + A_{22}(\mu)x_f + B_2(\mu)u \end{aligned} \quad (11)$$

其中 x_{rb}, x_f, u 分别表示刚体状态、挠性状态和控制输入变量, μ 表示由于工作条件和燃料量变化所引起的质量、重心位置、自然频率变化等不确定性参数.

2.3 再入模式

由于以姿态角作为输出时高超声速飞行器再入模式的动力学方程呈现非最小相位行为, 因此其姿态动力学方程一般以攻角、倾斜角和侧滑角作为输出. 再入模式姿态动力学方程的绕质心转动的动力学方程均考虑

$$I\dot{\omega} = -\Omega I\omega + M_c \quad (12)$$

其中 I 表示惯量矩阵, M_c 表示控制力矩, $\omega = [p \ q \ r]^T$, p, q, r 分别表示滚动、俯仰和偏航角速率,

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

文献 [33] 给出 X-33 再入模式的姿态运动学方程为

$$\dot{v} = R(\cdot)\omega \quad (13)$$

其中

$$v = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \sigma \end{bmatrix}^T, \quad R(\cdot) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

文献 [34] 给出的再入飞行器 X-38 运动学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta + \\ &\quad \frac{\sin \sigma}{\cos \beta} [\dot{\xi} \cos \theta - \dot{\phi} \sin \xi \sin \gamma] + \\ &\quad (\dot{\lambda} + \omega_e)(\cos \phi \cos \xi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma) - \\ &\quad \frac{\cos \sigma}{\cos \beta} [\dot{\gamma} - \dot{\phi} \cos \xi - (\dot{\lambda} + \omega_e) \cos \phi \sin \xi] \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \\ &\quad \sin \sigma [\dot{\gamma} - \dot{\phi} \cos \xi + (\dot{\lambda} + \omega_e) \cos \phi \sin \xi] + \\ &\quad \cos \sigma [\dot{\xi} \cos \gamma - \dot{\phi} \sin \xi \sin \gamma - (\dot{\lambda} + \omega_e) \cdot \\ &\quad (\cos \phi \cos \xi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma)] \\ \dot{\sigma} &= -p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta - \\ &\quad r \sin \alpha \cos \beta + \dot{\alpha} \sin \beta - \dot{\xi} \sin \gamma - \\ &\quad \dot{\phi} \sin \xi \cos \gamma + (\dot{\lambda} + \omega_e) \cdot \\ &\quad (\cos \phi \cos \xi \cos \gamma + \sin \phi \sin \gamma) \end{aligned} \quad (14)$$

$\lambda, \phi, \xi, \gamma$ 分别表示经度、纬度、方位角和飞行路径角, ω_e 表示地球自转角速率. 由于地球自转角速率远小于飞行器的旋转角速率, 因此方程中与 ω_e 对

应的各项为小量,同时由于再入过程中轨道动力学为长周期运动,姿态运动为短周期运动,轨道运动比姿态运动慢得多,因此方程中与 $\dot{\theta}, \dot{\xi}, \dot{\lambda}, \dot{\phi}$ 对应的各项为小量.将方程中与 $\omega_e, \dot{\theta}, \dot{\xi}, \dot{\lambda}, \dot{\phi}$ 对应的各项视为不确定性,得到简化的姿态运动方程

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta + \Delta f_1 \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \Delta f_2 \\ \dot{\sigma} &= -p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta - r \sin \alpha \cos \beta + \Delta f_3\end{aligned}\quad (15)$$

其中 $\Delta f_i (i=1,2,3)$ 为不确定项.

3 高超声速飞行器控制设计

针对上一节所给出的动力学模型,本节对文献中出现的高超声速飞行器控制律设计方法进行综述.平行于上一节,下面分别针对锥体加速器构型、X-30 构型和再入模式进行简介.

3.1 锥体加速器构型

文献 [20] 是高超声速飞行器线性控制律设计的里程碑.控制目的是飞行器稳定以及精确跟踪速度和高度命令信号,同时保证攻角偏差少于 0.5° ,并且使得控制能量最小化.攻角的限制可以减小对推进性能的影响.

在所有状态是可量测,只有较小传感器噪声污染的假设下,针对动力学方程 (2),利用直接 H_∞ 回路整形和 DK 迭代 μ 综合方法设计了 3 类控制器:基于标称系统的 H_∞ 控制器以及基于不确定系统的 H_∞ 控制器和 μ 最优控制器.所设计的控制器均具有如下形式

$$\dot{x}_c = A_c x_c + B_c [y^T \quad V_c \quad h_c]^T, \quad u = C_c x_c$$

其中 V_c 和 h_c 分别是 V 和 h 的命令跟踪信号.仿真结果表明, μ 最优控制器满足所有鲁棒控制以及性能要求, H_∞ 控制器不能满足要求,即使在不加输入不确定性的情形下, H_∞ 控制器对外部干扰也是非常敏感的.

基于不确定性模型 (3),文献 [22] 中考虑上述同样问题,设计了固定低阶控制器,以避免高阶控制器所带来的执行问题.通过仿真,对全阶控制器、截断控制器和固定阶控制器的性能进行了比较,仿真结果表明,固定低阶控制器优于截断控制器,其性能与全阶控制器非常接近.但是,该设计方法要求已知一个被控对象的初始镇定控制器,因此难以实施.

针对线性模型 (1),文献 [35] 中讨论了基于 H_∞ 发展的 Shapiro 特征结构配置技术,但没有考虑模型不确定性和外部干扰.重点是对 (1) 的长周期和短周期模式进行解耦.仿真结果表明这种新的基于 H_∞ 的特征结构配置方法是有效的.

针对非线性模型 (4),文献 [23,24] 引入了非线性随机鲁棒控制方法,减少了设计的保守性.其困难在于难以对不确定性进行参数化,从而形成不确定向量.同样针对非线性模型 (4),文献 [36] 引入了自适应滑模控制设计方法,也可以在一定程度上减少线性系统鲁棒控制的保守性.在该文献中,对包含非线性模型 (4) 的一类非线性系统,发展了一套新的自适应滑模控制方法.该控制器的自适应结构可有效处理参数不确定性,并且利用非线性滑模观测器对不可量测状态进行估计.仿真结果表明所提出的控制器在对某些系统参数适度假设下一般来说是成功的.

由于高超声速飞行器的控制设计要求具有实时性,因此要求所设计的控制器简单易行,适合于工程设计要求.特征建模和基于特征模型的全系数自适应控制方法是本文第一作者在 20 世纪 80 年代提出的系统动力学和控制设计要求相结合的一种建模和控制器设计方法.经过 20 多年的研究,该方法在理论和应用上均取得了重要进展,形成了一套完整的实用性很强的自适应控制理论和方法.该方法在载人飞船再入升力控制、复杂挠性卫星自适应控制等问题中已得到深入研究.特别是该方法的理论思想和工程要点被创造性地应用于飞船返回再入控制,其开伞精度达到世界先进水平.近来,分别针对高超声速飞行器的爬升、巡航和再入段的基于特征模型的全系数控制设计问题,已开展了较为深入的研究 [37~47].

针对含有大范围变化的惯性和气动参数的非线性、多变量、不稳定的高超声速飞行器纵向动力学模型 (4),对于在高度为 33 km 和马赫数 15 巡航飞行状态下跟踪 0.6 km 高度变化和 30 m/s 速度变化的控制目标,设计了基于特征模型的内-外环控制律.仿真结果表明,所设计的控制律不仅可以实现系统的跟踪目标,而且可以保证攻角满足一定的约束条件,达到了理想的跟踪控制效果 [44].

文献中也提出了很多其它的高超声速飞行器控制方法,但这些文献忽略了机体/发动机/弹体耦合作用以及模型不确定性特征,只是关注于基于现有的高超声速动力学模型的特定控制技术的仿

真研究,其中有基于线性模型的模型参考自适应控制方法^[48]、最优或次优控制方法^[49]、基于遗传算法的方法^[50]和神经网络方法^[51]等。

3.2 X-30 构型

近几年来,挠性吸气式高超声速飞行器的控制问题得到普遍关注。文献^[52]针对线性化模型(8),设计了两种基于线性二次调节器技术的控制器,并针对原始动力学模型进行了仿真,验证了所设计控制律在一定巡航条件下的有效性。但是基于线性模型的控制器设计方法需要增加增益调度环节,增加了设计复杂性。

针对控制模型(9),文献^[30]提出了一种基于近似反馈线性化的非线性控制设计方法。在该设计中,尽管为了满足反馈线性化的条件,控制模型(9)忽略了挠性动力学和某些耦合项,但仿真表明该设计对大量包线可以实现稳定跟踪。但是由于所设计的控制律过于复杂,因此难以对其稳定性和鲁棒性能进行解析分析。

进一步,针对控制模型(10),文献^[53,54]提出了一种基于动态逆和反推组合的鲁棒自适应非线性控制设计方法,获得了对于高度和速度参考曲线的鲁棒跟踪能力和对攻角的定点调节能力。该模型保留了飞行路径角的非最小相位行为、挠性,以及推力-机体的耦合等动力学的主要特征,这些特性给控制律的设计带来了很大的困难。但稳定性证明仅为针对简化的控制模型给出的,因此尚有很多问题有待研究。

3.3 再入模式

飞行器以高超声速进入地球大气层,再入段姿态控制的任务是使飞行器跟踪由制导回路提供的攻角和倾斜角指令,同时使侧滑角保持在零值附近。由于再入飞行包络大,其马赫数和动压在大范围内变化,且由于高速再入,姿态运动的各通道间存在强耦合关系,飞行器的气动特性不能精确获知,这些因素使再入段的姿态控制变得异常复杂,线性控制方法无法满足期望的性能。在这种情况下,非线性控制设计方法已广泛应用于再入姿态控制器设计。

文献^[33]基于式(12),(13)对X-33飞行器采用内外环的结构设计滑模控制器。对内环和外环分别设计滑动面,当系统实现滑动运动时,即实现了内环角速度间的解耦和外环姿态角间的解耦。该文献未考虑姿态运动学方程中存在的非线性。

反馈线性化已广泛应用于再入姿态控制器设

计。基于时间尺度分离的概念,文献^[55]针对升力式再入飞行器设计反馈线性化控制器,跟踪标准轨道的制导指令。其设计过程分为两步:对运动方程求逆和对执行机构求逆。针对动力学方程(12)和(15),文献^[56]将反馈线性化和比例积分微分(proportion integral differential, PID)相结合,对再入飞行器设计控制器,跟踪期望攻角和X轴角速率。由于反馈线性化通过抵消系统的非线性特性并用期望的动态特性来代替,因此不同形式的期望动力学对闭环系统的性能产生不同的影响。为此,文献^[57]对4种不同形式的期望动力学对再入飞行系统的影响进行了定量分析。

反馈线性化技术应用于飞行器设计时,要求零动态是稳定的。针对于零动态不稳定情形,一般采用近似反馈线性化技术或输出重定义技术。由于再入模式飞行包线大,一般采用反作用控制系统/气动舵面相结合的执行机构配置方式,包括纯反作用控制方式、纯气动控制方式、反作用控制系统/气动舵面相结合方式。当仅使用升降舵控制时,倾斜角动力学出现近似非最小相位行为。文献^[58]采用输出重定义和鲁棒极点配置技术,以保证零动态的稳定性。

由于反馈线性化技术要求全部状态可量测,并且缺乏鲁棒性。文献^[34,58~61]将非线性反馈技术和模型参考控制技术、神经网络、模糊控制、自适应反步控制等相结合以获得对不确定性的鲁棒性。

4 结 语

本文对高超声速飞行器控制研究现状进行了综述。高超声速飞行器的控制问题是当前控制界研究的热点之一,虽然取得了一定进展,但从总体而言,由于各种鲁棒控制设计方法难以满足具有较大不确定性的高超声速飞行器的设计要求,加之传统自适应控制在实际应用中存在的固有问题,使得现有高超声速控制器具有高度的保守性,尚有许多理论和应用方面的问题需要解决。纵观国内外研究现状,近来高超声速控制方面研究热点主要集中于挠性吸气式高超声速飞行器的巡航控制问题和无动力飞行器再入机动控制问题。鉴于高超声速飞行器具有强非线性、时变性、强耦合性和不确定性的特点,作者认为将特征建模、智能与自适应控制相结合的控制理论和方法,有望解决飞行器控制的上述困难,提高飞行器控制的性能,

并成为一种行之有效宜于工程实现的控制理论与方法。

参考文献

- 解发瑜, 李刚, 徐忠昌. 高超声速飞行器概念及发展动态. 推进技术, 2004, 5: 27~31
- 刘桐林. 国外高超声速技术发展探析. 飞航导弹, 2002, 6: 30~40
- 张靖男, 孙未蒙, 郑志强. 高超声速武器控制技术发展探讨. 航空兵器, 2006, 4: 11~13
- Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions. AIAA 2003-7081, 2003
- Bolender M A, Doman D B. Flight path angle dynamics of air-breathing hypersonic vehicles. AIAA 2006-6692, 2006
- Walton J T. Performance sensitivity of hypersonic vehicles to change angle of attack and dynamic pressure. AIAA Paper 89-2463, 1989
- 鲁宇, 朱广生, 蔡巧言等. 航天运输系统及再入飞行器中的高超声速技术. 导弹与航天运载技术, 2007, 29(6): 1~5
- 朱云骥, 史忠科. 高超声速飞行器飞行特性和控制的若干问题. 飞行力学, 2005, 23(3): 5~8
- 赵桂林, 胡亮, 闻洁等. 乘波构型和乘波飞行器研究综述. 2003, 33(3): 357~374
- 杨亚政, 李松年, 杨嘉陵. 高超音速飞行器及其关键技术简论. 力学进展, 2007, 37(4): 537~555
- McNamara J J, Friedmann P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicles: current status and future trends. AIAA 2007~2013, 2007
- Schmidt D K, Mamich H, Chavez F. Dynamics and control of hypersonic vehicles—the integration challenge for the 1990's. AIAA Paper 91-5057, 1991
- Davidson J, Lallman F J, McMinn J D, etc. Flight control laws for NASA's hyper-X research vehicle. AIAA Paper 99~4124, 1999
- Johnson P J, Whitehead Jr A H, Chapman G T. Fitting aerodynamics and propulsion in to the puzzle. AIAA Aerospace America. 32~34, 1987
- Schindel L. Design of high performance ramjet or scramjet powered vehicles. AIAA Paper 89-0379, 1989
- Raney D L, Phillips M R, Person L H. Investigation of piloting aids for manual control of hypersonic maneuvers. NASA Technical Paper 3525, 1995
- Whitehead A Jr. NASP aerodynamics. AIAA Paper 89-5013, 1989
- Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion. Washington DC: AIAA, 1994
- Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration. NASA TM-102610, 1990
- Gregory M, Chowdhry R S, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle model and control law development using H_∞ and μ synthesis. NASA TM-4562, 1994
- Brauer G L, Cornick D E, Stevenson R. Capabilities and applications of the program to optimize simulated trajectories(POST)-program summary document. NASA CR-2770, 1977
- Buschek H, Calise A J. Uncertainty modeling and fixed-order controller design for a hypersonic vehicle model. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1997, 20(1): 42~48
- Marrison C I, Stengel R F. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(1): 58~63
- Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(4): 577~585
- Chavez F R, Schmidt D K. An integrated analytical aeropropulsive/aeroelastic for dynamic analysis of hypersonic vehicles. NASA ARC 92-2. 1992
- Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic-vehicle model with dynamic analysis. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1308~1319
- Bilimoria K D, Schmidt D K. Integrated development of the equations of motion for elastic hypersonic flight vehicles. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(1): 73~81
- Chavez F R, Schmidt D K. Uncertainty modeling for multivariable-control robustness analysis of elastic high-speed vehicles. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(1): 87~95
- Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle. Journal Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374~386
- Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856~868
- Williams T, Bolender M A, Doman D B, et al. An aerothermal flexible mode analysis of a hypersonic vehicle. AIAA Paper 2006-6647, 2006
- Sigthorsson D O, Jankovsky P, Serrani A, et al. Robust linear output feedback control of an airbreathing hypersonic vehicle. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4): 1052~1066
- Shtessel Y, McDuffie J, Jackson M, et al. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and re-entry modes. AIAA 1998-4414, 1998
- Recasens J J, Chu Q P, Mulder J A. Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting body re-entry vehicle. AIAA 2005-6147, 2005
- Lohsoonthorn P, Jonckheere E, Dalzell S. Eigenstructure vs constrained H_∞ design for hypersonic winged cone. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(4): 648~658
- Xu H, Mirmirani M, Ioannou P. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle. AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829~837
- 吴宏鑫. 全系数自适应控制理论及其应用. 北京: 国防工业出版社, 1990
- 吴宏鑫, 胡军, 解永春. 基于特征模型的智能自适应控制. 北京: 中国科学技术出版社, 2009
- 吴宏鑫, 刘一武, 刘忠汉等. 特征建模与挠性结构的控制. 中国科学 (E 辑), 2001, 31: 137~149
- 吴宏鑫, 王迎春, 邢琰. 基于智能特征模型的智能控制及应用. 中国科学 (E 辑), 2002, 32: 805~816
- Wu H X, Hu J, Xie Y. Characteristic model-based all-coefficients adaptive control method and its applications.

- IEEE Trans Systems Man and Cybernetics*, 2007, 37(2): 213~221
- 42 胡军. 载人飞船全系数自适应再入升力控制. 宇航学报, 1998, 19(1): 8~12
- 43 解永春, 吴宏鑫. 全系数自适应控制方法的鲁棒性. 自动化学报, 1997, 3(2): 153~158
- 44 孟斌. 高超声速飞行器基于特征模型的自适应控制的研究. 中国空间技术研究院博士后研究报告, 2007
- 45 孟斌, 吴宏鑫. 线性定常系统特征模型的证明. 中国科学 (E 辑), 2007, 37(10): 1258~1271
- 46 孟斌, 吴宏鑫, 林宗利等. 基于特征模型的 X-34 爬升控制设计. 中国科学 (F 辑), 2009, 39(11)
- 47 杨俊春, 胡军, 倪茂林. 基于特征模型的再入飞行器自适应制导律设计. 中国科学 (E 辑), 2008, 38(12): 1~16
- 48 Mooij E. Numerical investigation of model reference adaptive control for hypersonic aircraft. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(2): 315~323
- 49 Dewell L D, Speyer J L. Fuel-optimal periodic control and regulation in constrained hypersonic flight. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(5): 923~932
- 50 Austin K J, Jacobs P A. Application of genetic algorithms to hypersonic flight control. In: Proc. IFSA World Congress and 20th NAFIPS International Conference. 2001, 2428~2433
- 51 Cox C, Neidhoefer J, Saeks R, et al. Neural adaptive control of the LoFLYTER. In: Proc. ACC, 2001. 2913~2917
- 52 Groves K P, Sigthorsson D O, Serrani A, et al. Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle. *AIAA* 2005-6144, 2005
- 53 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, et al. Nonlinear robust/adaptive controller design for an air-breathing hypersonic vehicle model. *AIAA Paper* 2007-6329, 2007
- 54 Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 401~416
- 55 Costa R R da, Chu Q P, Mulder J A. Reentry flight controller design using nonlinear dynamic inversion. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(1): 64~71
- 56 Juliana S, Chu Q P, Mulder J A, et al. Flight control of atmospheric reentry vehicle with nonlinear dynamic inversion. *AIAA* 2004-5330, 2004
- 57 Georgie J, Valasek J. Evaluation of longitudinal desired dynamics for dynamic-inversion controlled generic reentry vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(5): 811~819
- 58 Wallner E M, Well K H. Nonlinear flight control design for the X-38 using CMAC neural networks. *AIAA* 2001-4042, 2001
- 59 Wu S F, Engelen C J H, Chu Q P, et al. Intelligent flight controller design with fuzzy logic for an atmosphere reentry vehicle. *AIAA Paper* 2000-0174, 2000
- 60 Farrell J. Backstepping based flight control with adaptive function approximation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(6): 1089~1101
- 61 Wallner E M, Well K H. Attitude control of a reentry vehicle with internal dynamics. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(6): 846~854

附 录

符号和缩略词说明

a_∞	未受扰声速	\bar{A}_D	出口/入口扩压器比
\bar{c}	参考长度	C_D	阻力系数
C_L	升力系数	C_m	俯仰力矩系数
$C_m(q)$	与俯仰角速度相关的俯仰力矩系数	C_{m_α}	$\partial C_m / \partial \alpha$
$C_m(\alpha)$	与攻角相关的俯仰力矩系数	C_T	推力系数
$C_m(\delta_e)$	与升降舵偏差相关的俯仰力矩系数	f_s	氢气化学计量比, 0.029
h	飞行器高度	m	飞行器质量
I_{yy}	飞行器 y 轴单位宽度转动惯量	\bar{m}	单位宽度飞行器质量
\dot{m}_{air}	空气流速	\dot{m}_f	燃料流速
M	俯仰力矩	M_∞	飞行器飞行马赫数
n_x	x 轴加速度	n_z	z 轴加速度
P	压力	p	滚转角速率
q	俯仰角速率	r	偏航角速率
Q	广义弹性力	r_e	距离地球中心径向距离
R_e	地球半径, 20, 903, 500 ft	S	参考机翼面积
T_0	燃烧室温度	T	推力
u	沿飞行器 x 轴速度	V	飞行器速度
X	沿飞行器 x 轴力	Z	沿飞行器 z 轴力

符号和缩略词说明 (续)

α	攻角	β	侧滑角
σ	倾斜角	γ	飞行路径角
δ_e	俯仰控制舵面偏差	δ_t	油门设置
ζ_1	第一振型阻尼比	η	广义弹性系数
η_f	燃料等价比, $\frac{\dot{m}_f}{f_s m_{air}}$	θ	俯仰角
μ	重力常数	ρ	空气密度
ω_1	第一振型自然频率	P_2	燃烧室入口压力
$\Delta\tau_1$	前体弹性模	$\Delta\tau_2$	后体弹性模
q_a	俯仰角速度 (飞行器后体)	q_f	俯仰角速度 (飞行器前体)
下标 A	与空气动力学有关	下标 E	与外喷口有关
下标 T	与推力有关	下标 0	配平条件
下标 ∞	自由流条件		

REVIEW ON THE CONTROL OF HYPERSONIC FLIGHT VEHICLES*

WU Hongxin MENG Bin[†]

National Key Laboratory of Science and Technology on Space Intelligent Control,
Beijing Institute of Control Engineering, Beijing, 100190

Abstract The study on the control of hypersonic flight vehicles (HFV) includes mainly the problems of the cruising control of the air-breathing HFV and the reentry control of the non-power HFV. The studies on air-breathing HFV are mainly focused on two configurations: the winged-cone accelerator configuration and the X-30 one; while the studies on non-power HFV are concentrated on the X-33 and the X-38 configurations. The dynamics and the control of the winged-cone accelerator configuration, the X-30 configuration, and the reentry mode are respectively reviewed, and the hot issues in the research on the control of HFV are highlighted.

Keywords hypersonic flight vehicles, dynamic modeling, control, reentry, airframe/propulsion/structural dynamics interactions

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (60736023,60704014,90405017) and the China Postdoctoral Science Foundation (20060400415)

[†] E-mail: mengb@amss.ac.cn