

文章编号:1000-8055(2012)12-2724-09

高超声速飞行器控制一体化设计

张 勇¹, 陆宇平¹, 刘燕斌¹, 南 英¹, 徐志晖²

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 95168 部队 广州维修站, 广州 510620)

摘 要: 针对高超声速飞行器模型具有气动/推进/控制强耦合和强非线性特点, 提出了一套面向控制的一体化设计方案。在概念设计阶段, 以飞行器控制性能为优化目标, 对气动、推进、结构、控制等参数进行一体化综合优选来设计飞行器。考虑模型生成的保真度要求和计算效率, 建立高超声速飞行器参数化的数学模型, 并设计 LQR (linear quadratic regulator) 跟踪控制器。通过不断调整飞行器构型, 比较控制相关的动静特性和控制效果, 面向控制需求选择新的飞行器构型, 并进行了仿真验证。仿真结果表明: 控制一体化设计方法应用于高超声速飞行器概念设计初期可以扩大飞行包线, 有效增大失速裕度, 减小油耗, 提高操纵面效能, 降低发动机壅塞制约, 对高超声速飞行器的设计效率和控制性能的提高起到了指导性的作用。

关 键 词: 控制一体化; 高超声速飞行器; 概念设计; 建模; 控制器设计

中图分类号: V271.9

文献标志码: A

Control integrated design for hypersonic vehicle

ZHANG Yong¹, LU Yu-ping¹, LIU Yan-bin¹,
NAN Ying¹, XU Zhi-hui²

(1. College of Astronautics,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Maintenance Depot of Guangzhou of No. 95168 Unit

of the Chinese People's Liberation Army, Guangzhou 510620, China)

Abstract: Since hypersonic vehicles involve characteristics of strong coupling of aerodynamics/propulsion/control and nonlinearity, a suit of control-oriented integrated design tool was developed. In the conceptual design phase, considering the aircraft control performance as the optimization goal, the vehicle was designed based on integrated and optimized parameters of aerodynamic, propulsion, structures and control. Considering the fidelity requirement and computational efficiency of the model generation, a parameterized mathematical model was established and an linear quadratic regulator (LQR) reference command tracking control system was designed. The design parameters were adjusted constantly, and then the trade-off study of the control-relevant static and dynamic properties and the comparison of control effects were accomplished. Finally, a new shape of vehicle was chosen according to the control requirement, and the corresponding validation of simulation was accomplished. Simulation results show that the method of control integrated design applied in the early

收稿日期: 2011-12-01

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2724_013.html

基金项目: 国家自然科学基金(91016017/F0301); 航空科学基金联合(2008ZA52010)

作者简介: 张勇(1986—), 男, 浙江衢州人, 研究实习员, 硕士, 研究方向: ①高超声速飞行器控制一体化技术; ②嵌入式大气数据传感系统(FADS)解算算法研究。

stage of the conceptual design phase, can expand flight envelope, increase the stall margin effectively, reduce fuel consumption, improve the control surface efficiency, and reduce the engine choking restriction. Thus the method of control integrated design plays a guiding role in improving design efficiency and the performance of control for hypersonic vehicles.

Key words: control integrated; hypersonic vehicle; conceptual design; modeling; control system design

以超燃冲压发动机为动力的吸气式高超声速飞行器以其可靠、低廉的天地往返和快速全球可达的优势成为下一代高超声速天地往返运输系统研究的重点^[1]. 从上世纪 60 年代初开始, 吸气式高超声速飞行器的研究已经经历了超过 60 年的历史, 尽管在该领域已经进行了大量的研究工作, 但是在可行的高超声速运输系统能够实现之前仍然有很多关键的技术差距需要填补^[2]. 其中一个关键的差距就是在飞行器概念设计的初期如何利用建模和分析工具来帮助此类飞行器进行设计.

高超声速飞行器各个子系统之间存在深层次的相互作用, 比如气动和推进系统的强耦合, 气动-弹性结构相互作用等. 多学科强耦合特性要求高超声速飞行器的设计必须采用一体化设计技术^[3]. 目前飞行器的一体化设计思路只是停留在表面, 仍未有统一的定论. 文献^[3]所构建的一体化设计方法是采用子系统一体化设计逐级渐进的方式来对高超声速飞行器进行一体化设计, 从机体/发动机一体化设计逐级渐进到总体/气动/发动机/循环方式/气动热/冷却系统/弹道/结构/费用一体化设计. 文献^[4-5]所构建的一体化设计方法是通过气动和推进系统迭代, 得到飞行器获得最大飞行包线的最优构型. 其中文献^[4]将控制学科引入作为 1 个子系统分析模块, 该模块中只考虑了条件苛刻飞行状态点的飞行器配重和水平安定面的大小; 文献^[5]着重考察了气动和推进系统对飞行包线的影响, 并给出了能获得最大飞行包线的飞行器构型. 文献^[3-5]中的都没有以控制为中心对飞行器进行一体化设计.

与常规飞行器相比, 高超声速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, 拓宽飞行范围的同时, 空气动力学、推进系统和结构之间存在强耦合, 运动静不稳定, 飞行弹道角动力学具有非最小相位行为, 这些对飞行控制系统研究提出了严峻挑战^[6]. 对于更高性能的飞行器而言, 如果在概念设计阶段不引入或者过晚地引入控制环节将大大

增加设计成本和时间. 例如, X-29 试验飞行样机初始的控制系统设计没有考虑由于轻质材料大量使用而增加飞行器结构柔性的影响. 在控制系统的设计过程中并没有补偿飞行器增加的柔性, 这导致了控制系统并没有足够的控制权限来补偿飞行器一阶气动弹性模态. 进而直接导致飞行器的俯仰角速率响应低于工程规范要求, 更为重要的是改变控制系统设计也不能恢复所期望的性能^[7]. 如果直到飞行器达到一个相当成熟的构型, 特别是当飞行器各个子系统之间存在强耦合时, 才引入动力学/控制分析, 为保证飞行器可控, 可能导致飞行器重新设计, 这无疑是一个耗时和代价巨大的过程.

因此在吸气式高超声速飞行器的概念设计阶段有必要提出一套新的设计方案. 在概念设计初期将控制系统和气动、推进、结构等系统形成迭代, 以飞行器控制性能为优化目标, 对气动、推进、结构、控制等参数进行一体化综合优选来设计飞行器, 其总体框架如图 1 所示.

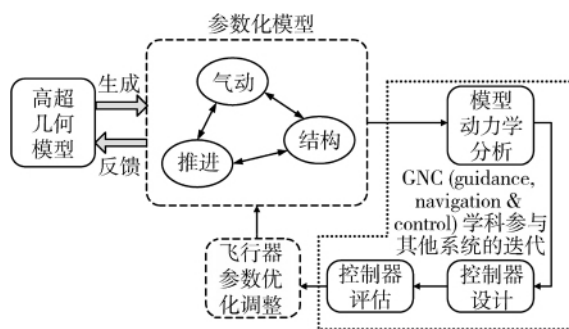


图 1 控制一体化设计方案

Fig. 1 Control integrated design tool

1 控制一体化设计方案

控制一体化设计方案使得早期引入控制相关问题的分析成为可能并且提供了有价值的反馈用来提高飞行器设计性能, 其详细流程图如图 2 所示.

在概念设计初期, 对于给出的飞行器几何学

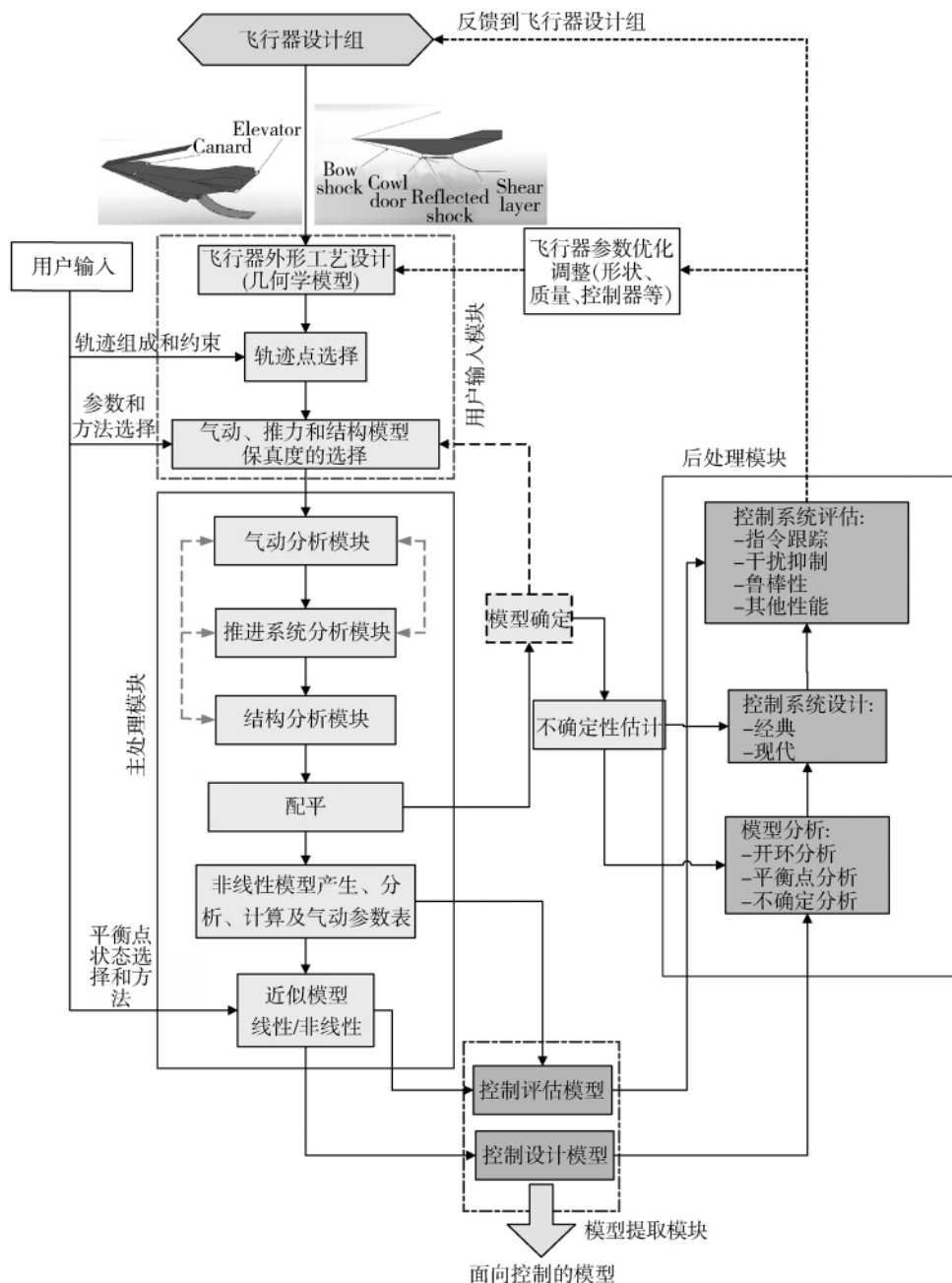


图 2 控制一体化设计流程图

Fig. 2 Control integrated design flow diagram

外形,利用气动、推进、结构等学科建立面向控制器设计和评估的参数化模型.对于控制器设计模型进行开环的动力学分析和控制器设计,进一步代入到控制器评估模型,评判控制效果.在此基础上,不断改变飞行器构型,重复上述循环.

在动力学分析模块中,着重考察不同飞行器构型对控制相关的静态特性(飞行包线、配平迎角、配平油门、配平水平安定面和升阻比 L/D)和动态特性(不稳定性和非最小相位特性)的影响.在控制器设计和评估模块中,采用经典或现代控

制理论设计控制器,着重考察不同飞行器构型对控制效果(指令跟踪)的影响.在控制一体化设计环路中控制相关的静、动态特性和控制效果作为飞行器设计的约束条件,控制学科在一体化设计过程中起到了指导性的作用.

2 高超声速飞行器参数化建模

选择典型的乘波体作为高超声速飞行器构型,如图 3 所示.

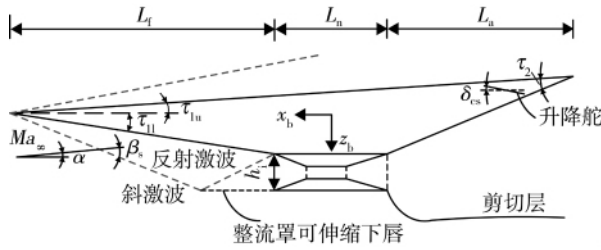


图 3 典型的高超声速飞行器纵向外形

Fig. 3 Typical longitudinal geometry of hypersonic vehicle

2.1 气动建模

为了在概念设计初期就进行控制器设计和评估,则需要选择快速又相对精确的建模理论和技术^[8]. 本文利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. 对于图 3 高超声速飞行器构型,飞行迎角为 α , 前体相对于机体轴 x_b 的下转角为 τ_{11} , 如果气流转折角 $\delta_s = \alpha + \tau_{11} > 0^\circ$, 则采用斜激波理论来估算飞行器前体表面的压力 p_s 和温度 T_s ^[9], 即

$$\tan \delta_s = \frac{2 \cot \beta_s (Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s - 1)}{Ma_\infty^2 (\gamma + 1 - 2 \sin^2 \beta_s) + 2} \quad (1)$$

$$Ma_s \sin(\beta_s - \delta_s) = \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s}{\gamma Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s - \frac{\gamma-1}{2}}} \quad (2)$$

$$\frac{p_s}{p_\infty} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s - 1) \quad (3)$$

$$\frac{T_s}{T_\infty} = \frac{p_s}{p_\infty} \frac{2 + (\gamma-1) Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s}{(\gamma+1) Ma_\infty^2 \sin^2 \beta_s} \quad (4)$$

其中 $Ma_\infty, p_\infty, T_\infty$ 分别为自由流的马赫数、压强和绝对温度; Ma_s, p_s, T_s 为分别为气流穿越斜激波后的马赫数; 压强以及绝对温度; γ 为比热容比; β_s 为激波角.

反之, 如果气流转折角 $\delta_s = \alpha + \tau_{11} < 0^\circ$, 则飞行器的前体表面出现膨胀波, 利用普朗特-迈耶关系式可以用来估算飞行器前体表面的压力, 令 $\delta = -\delta_s$, 穿过膨胀波的气体参数 (Ma_s, T_s, p_s) 如下^[10]:

$$\nu(Ma_\infty) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctan\left(\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} (Ma_\infty^2 - 1)}\right) - \arctan\left(\sqrt{Ma_\infty^2 - 1}\right) \quad (5)$$

$$\nu(Ma_s) = \nu(Ma_\infty) + \delta \quad (6)$$

$$\frac{p_s}{p_\infty} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_s^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

$$\frac{T_s}{T_\infty} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_\infty^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_s^2} \quad (8)$$

其中 $\nu(Ma)$ 为普朗特-迈耶函数, 其值决定于气体的比热容比 γ 和气流马赫数 Ma .

一旦机身前体斜坡的压力值 p_s 通过斜激波理论或普朗特-迈耶关系得到, 我们就能够计算出作用在飞行器上的空气动力. 由图 2 所示, 前体斜坡上的压力能够分解为机体轴 x 和 z 上的气动力分量

$$F_{x,f} = -p_s L_f \tan \tau_{11} \quad (9)$$

$$F_{z,f} = -p_s L_f \quad (10)$$

其中 L_f 是前机身的长度 (与机体轴 x 平行). 因此, 由于前机身斜坡的气动力引起的俯仰力矩为

$$M_f = z_f F_{x,f} - x_f F_{z,f} \quad (11)$$

(x_f, z_f) 为前体的气动中心位置相对于飞行器重心的坐标.

同理, 飞机上表面的气动力和力矩 $F_{x,u}, F_{z,u}, M_u$; 下表面力和力矩 $F_{x,n}, F_{z,n}, M_n$; 后体产生气动力和力矩 $F_{x,a}, F_{z,a}, M_a$; 操纵面力和力矩 $F_{x,cs}, F_{z,cs}, M_{cs}$ 可以通过斜激波理论和普朗特-迈耶关系式得到.

根据力的合成原理, 作用在高超声速飞行器机体轴 x 和 z 上的气动力为

$$F_x = F_{x,f} + F_{x,u} + F_{x,n} + F_{x,a} + F_{x,cs} \quad (12)$$

$$F_z = F_{z,f} + F_{z,u} + F_{z,n} + F_{z,a} + F_{z,cs} \quad (13)$$

俯仰气动力矩为

$$M = M_f + M_u + M_n + M_a + M_{cs} \quad (14)$$

一旦有了机体轴 x 和 z 上的气动力 F_x 和 F_z , 通过坐标系转换, 得到气动升力和阻力

$$L = F_x \sin \alpha - F_z \cos \alpha \quad (15)$$

$$D = -F_x \cos \alpha - F_z \sin \alpha \quad (16)$$

而对应的俯仰力矩仍为 M .

2.2 推进系统建模

超燃发动机模型示意图如图 4^[9]. 所采用的发动机模型分 3 个部分: 扩散室、燃烧室、内喷管, 分别对应图 4 中的①, ②, ③部分. 对在扩散室和内部喷嘴的流体做一维等熵流的假设. 而燃烧室内的流体以在恒定面积管中具有热增加的一维流来表征. 考虑化学当量比 ϕ 作为发动机的输入量.

在扩散室, 应用连续方程 (质量守恒) 计算扩

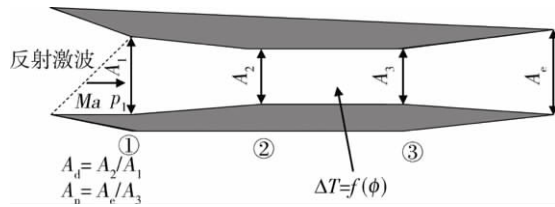


图 4 超声速燃烧冲压喷气发动机简图

Fig. 4 Schematic of scramjet engine

散室出口的马赫数 Ma_2 , 温度 T_2 和压强 p_2 ^[9]:

$$\frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{Ma_2^2} = A_d^2 \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}{Ma_1^2} \quad (17)$$

$$T_2 = T_1 \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2} \right] \quad (18)$$

$$p_2 = p_1 \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (19)$$

这里 $A_d = A_2/A_1$ 是扩散室面积比. 进一步得到燃烧室入口处的驻点温度

$$T_{t2} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2\right) T_2 \quad (20)$$

燃烧室中采用液氢 (LH_2) 作为燃料, 用 f 表征液氢与空气的油气比, 用 f_{st} 表征液氢与空气的恰当油气比, 则燃烧室燃烧的化学当量比 ϕ 可以定义为 $\phi \stackrel{\text{def}}{=} f/f_{st}$. 则燃烧室温度的增量由下式决定^[8]:

$$\Delta T = \Delta T(T_{t2}, \phi, H_f, \eta_c, c_p, f_{st}) = \left(\frac{f_{st}\phi}{1 + f_{st}\phi} \right) \left(\frac{H_f \eta_c}{c_p} - T_{t2} \right) \quad (21)$$

其中 H_f 为液氢 (LH_2) 的分解热, η_c 为燃烧室的效率, c_p 为空气的比定压热容, f_{st} 为液氢与空气的恰当油气比. 一旦获知了燃烧室的温度增量 ΔT , 根据经典的一维瑞利流关系 (式 (22)), 可以得到燃烧室出口的马赫数 Ma_3 , 温度 T_3 和压强 p_3 ^[7].

$$\frac{Ma_3^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_3^2\right)}{(\gamma Ma_3^2 + 1)^2} = \frac{Ma_2^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2\right)}{(\gamma Ma_2^2 + 1)^2} + \left[\frac{Ma_2^2}{(\gamma Ma_2^2 + 1)^2} \right] \frac{\Delta T}{T_2} \quad (22)$$

$$T_3 = T_2 \left(\frac{1 + \gamma Ma_2^2}{1 + \gamma Ma_3^2} \right)^2 \left(\frac{Ma_3}{Ma_2} \right)^2 \quad (23)$$

$$p_3 = p_2 \left(\frac{1 + \gamma Ma_2^2}{1 + \gamma Ma_3^2} \right) \quad (24)$$

因为假设超声速燃烧冲压喷气发动机的内喷管是等熵的, 所以可将扩散室面积比 A_d 改成内喷管面积比 $A_n = A_e/A_3$, 依照式 (17) ~ 式 (19) 可以得到内喷管出口的气体参数 (Ma_e, T_e, p_e). 忽略燃料的流量, 利用冲量定理得到发动机的推力公式^[11]

$$T = \dot{m}_a (V_e - V_\infty) + (p_e - p_\infty) A_e - (p_1 - p_\infty) A_i \quad (25)$$

其中 $\dot{m}_a$ 为通过发动机的空气的流量, V_e 为发动机的出口流速, V_∞ 为自由流的流速, p_e 是发动机内喷管出口平面的压力, A_i 是发动机进气道的面积, A_e 是内喷管出口平面的面积.

2.3 结构动力学建模

为了研究作为调节对象的弹性飞行器的特性, 通常用非均匀的弹性梁代替飞行器的弹体.

Bernoulli-Euler 梁的弯曲振动微分方程为^[12]

$$\rho A \frac{\partial^2 \omega}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(EI \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \right) = f - \frac{\partial m}{\partial x} \quad (26)$$

$f(x, t)$ 和 $m(x, t)$ 分别表示单位长度梁上分布的横向外力和外力矩. 利用模态叠加法对方程进行求解, 使振动方程的作用力为 0, 求解各阶固有频率 ω_i 和固有振型 $\Phi_i(x)$. 引入主坐标变换^[13]

$$\omega(x, t) = \sum_{i=1}^{+\infty} \Phi_i(x) \eta_i(t) \quad (27)$$

其中 $\eta_i(t)$ 为第 i 阶固有振型对应的广义坐标. 利用固有振型的正交化进行化简, 并引入黏性阻尼的影响, 得到弹性高超声速飞行器关于广义坐标 $\eta_n(t)$ 的归一化微分方程^[14]

$$\ddot{\eta}_n(t) + 2\zeta \omega_n \dot{\eta}_n(t) + \omega_n^2 \eta_n(t) = f_n(t)/m_n \quad (n = 1, 2, 3, \dots) \quad (28)$$

其中 $f_n(t) = \int_0^l [f(x, t) \Phi_n(x) + m(x, t) \Phi_n'(x)] dx$

为振型力, $m_n = \int_0^l \rho A \Phi_n^2(x) dx$ 为振型质量. 这里对应的 $f(x, t)$ 和 $m(x, t)$ 分别是气动力及气动力矩的分布.

2.4 非线性动力学模型

考虑地球的曲率影响, 假设推力方向沿发动机轴线且与机身轴线平行. 以燃烧室燃料的化学当量比 ϕ 和操纵面转角 δ_e 作为输入, 考虑 1 阶气动弹性模态, 并选定飞行的状态变量 $X = [v, \alpha, q, h, \theta, \eta_1, \dot{\eta}_1]^T$. 其中 5 个刚体模态: 速度 v , 迎角 α , 俯仰角速度 q , 高度 h , 俯仰角 θ ; 2 个弹性模态:

$\eta_1, \dot{\eta}_1$. 采用拉格朗日法推导得到其纵向模型的非线性方程组为^[9]

$$\begin{cases} \dot{v} = \left(\frac{T \cos \alpha - D}{m} \right) - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} = - \left(\frac{L + T \sin \alpha}{mv} \right) + q + \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{R_e + h} \right) \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{q} = \frac{M + T z_t}{I_{yy}} \\ \dot{h} = v \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} = q \\ \ddot{\eta}_1 = -2\zeta\omega_1\dot{\eta}_1 - \omega_1^2\eta_1 + f_1(t)/M_1 \end{cases} \quad (29)$$

其中 $g = g_0 \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right)^2$, R_e 为地球半径, 是引力常量, g_0 为海平面的重力加速度, m 和 I_{yy} 分别为高超声速飞行器质量及其沿 y 轴的转动惯量. L, D, T, M 分别为升力、阻力、推力和俯仰力矩, 由前述气动、推进、结构系统建模得到. z_t 为重心对推力线的垂直距离.

依上述建模过程可知, 当飞行器参数发生改变时, 能迅速地反映到动力学方程中, 为飞行器概念研究阶段动力学分析和控制器设计的比较研究提供的快捷且相对准确的建模方式.

3 模型动力学分析

3.1 高超声速飞行器静态特性比较研究仿真

对于飞行器设计者而言, 飞行包线越大则飞行器相应的活动范围就越大. 配平迎角 α 越小则飞行器的失速裕度越大 (即如果迎角过大将会导致气流分离和升力损失). 过大的发动机输入将会使得油耗增大, 而且也使得发动机的推力裕度变小. 另外, 过大的舵面偏转不仅影响舵面的使用裕度, 而且在高超声速飞行中大的舵偏会对热防护系统带来更多的挑战. 升阻比是衡量飞行器品质的一个重要指标, 此值愈大愈好. 因此, 在飞行器设计的过程中要选择较大的飞行包线和升阻比, 较小的配平迎角、发动机输入和舵偏的构型.

飞行包线随乘波体下倾角 τ_{11} 的变化趋势如图 5 所示 (选择飞行动压范围为 19~90 kPa, 马赫数范围为 6~12).

图 5 中实线、虚线和点划线分别是下倾角 $\tau_{11} = 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ$ 时的飞行包线上限. 从图 5 可以看出: 在基准高度和马赫数下, 飞行包线随下倾角 τ_{11} 的增大而减小. 限于篇幅, 配平迎角 α 、配平化学当量比 ϕ 、配平舵偏 δ_e 和升阻比 L/D 随乘波体

下倾角 τ_{11} 的变化趋势, 以及静态特性随发动机位置 (进气道入口到乘波体鼻尖的距离) 和操纵面积的变化趋势图本文中并没有给出, 但在 3.3 节给出了相应结论.

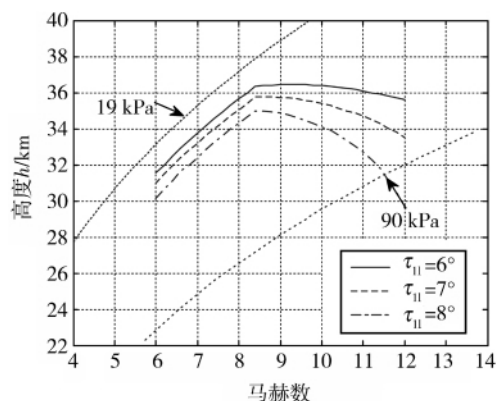


图 5 飞行包线随下倾角 τ_{11} 的变化关系

Fig. 5 Level-flight trimmable region vs. lower forebody angle τ_{11}

3.2 高超声速飞行器动态特性比较研究仿真

飞行器设计者为了提高飞行器的机动性经常可能要增大飞行器的不稳定性. 然而必须指出, 要想得到越大的不稳定性就会导致越大的使飞行器稳定的闭环控制系统的带宽下限. 这有可能和结构 (气动弹性) 及执行机构动态特性相矛盾, 这是因为提高了闭环控制系统的带宽下限可能使得其与结构、执行机构的频带交叉, 从而使控制失稳. 同样地, 飞行器设计者为了增加制导回路的带宽会增大右半平面零点. 当然同样必须指出结构弹性模态及执行机构的动态特性将限制控制系统能够达到的带宽. 因此, 关于不稳定性和非最小相位行为在飞行器设计过程中越早被考虑越好. 以升降舵作为输入, 航迹倾斜角作为输出, 仿真得到相应的右半平面极点 (RHP) 和零点 (RHZ) 由图 6 和图 7 给出.

从图 6 和图 7 中可以看出: 在给定高度和马赫数下, 表征不稳定性的飞行器右半平面极点和非最小相位特性的飞行器右半平面零点随下倾角 τ_{11} 的增大而增大. 限于篇幅, 右半平面极点和零点随发动机位置 L_f 和舵面大小 S_e 的变化趋势本文中并没有列出, 但在 3.3 节给出了相应结论.

3.3 比较研究总结

飞行器尺寸参数 (乘波体下倾角 τ_{11} , 发动机位置 L_f 和舵面大小 S_e) 对在控制相关的静态特性和动态特性的影响总结如下表 1 所示.

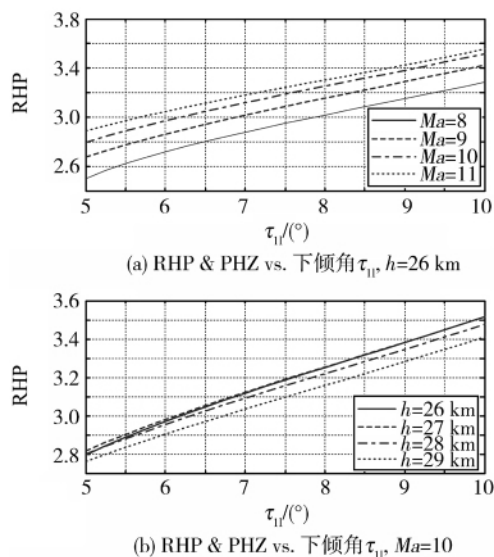
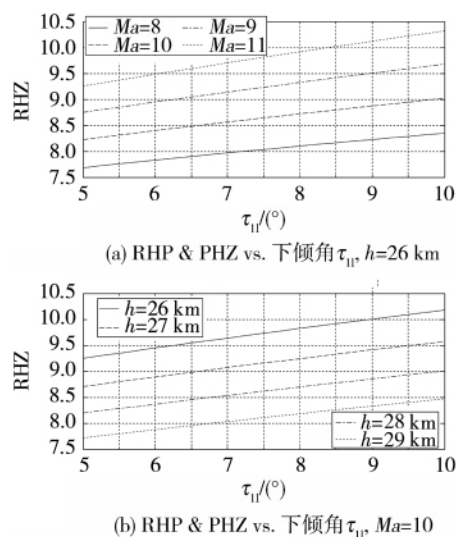
图 6 右半平面极点随下倾角 τ_{11} 的变化图Fig. 6 Poles vs. lower forebody angle τ_{11} 图 7 右半平面零点随下倾角 τ_{11} 的变化图Fig. 7 Transmission zeros vs. lower forebody angle τ_{11}

表 1 飞行器参数比较研究总结

Table 1 Conclusions of parametric trade-off studies

	τ_{11} 增大	L_f 后移	S_e 增大
飞行包线	减小	减小	增大
配平迎角 α	减小	减小	略微增大
配平化学当量比 ϕ	增大	增大	减小
配平舵面 δ_e	增大	增大	减小
配平升阻比	减小	减小	增大
右半平面极点	增大	增大	减小
右半平面零点	增大	增大	几乎不变

4 控制器设计与评估

以小扰动线性化后的模型(30)作为控制器设计模型

$$\begin{cases} \dot{x}_p = A_p x_p + B_p u \\ y_p = C_p x_p \\ z_p = H_p x_p \end{cases} \quad (30)$$

其中 $x_p \triangleq [\Delta v, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta h, \Delta \theta, \Delta \eta_1, \Delta \dot{\eta}_1]^T$ 为状态向量, $u \triangleq [\Delta \phi, \Delta \delta_e]^T$ 为控制向量, y_p 为观测向量, $z_p = [\Delta v, \Delta h]^T$ 为跟踪期望指令的输出量。

为了精确跟踪指令信号,将上述跟踪问题转化为标准调节问题,从而利用 LQR 理论为飞行器设计最优控制器。定义指令信号 $r(t)$ 和指令输出 z_p 的误差为 $e_1 = r - H_p x_p$, 令误差积分 $x_2 = \int_0^t e_1(\tau) d\tau$, 代入系统(30)得到扩维系统

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_p \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_p & 0 \\ -H_p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_p \\ x_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B_p \\ 0 \end{pmatrix} u + \begin{pmatrix} 0 \\ I \end{pmatrix} r \quad (31)$$

令 $x \triangleq (x_p, x_2)^T$, 可以将系统(31)写成

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gr \quad (32)$$

矩阵 A, B, G 为系统(31)对应位置矩阵。定义系统(32)新的误差向量如下:

$$e = \begin{pmatrix} r - H_p x_p \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I \\ 0 \end{pmatrix} r + \begin{pmatrix} -H_p & 0 \\ 0 & I \end{pmatrix} x = Mr + Hx \quad (33)$$

取二次型性能指标

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (e^T Q e + u^T R u) dt \quad (34)$$

其中 $Q = Q^T \geq 0, R = R^T > 0$, 将式(33)代入式(34)可得

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (x^T H^T Q H x + 2r^T M^T Q H x + r^T M^T Q M r + u^T R u) dt \quad (35)$$

利用标准解法^[15], 可得标准 Riccati 方程和伴随向量方程

$$\begin{aligned} \dot{P} = & -PA - A^T P - H^T Q H + PBR^{-1}B^T P \\ \dot{g} = & (PBR^{-1}B^T - A^T)g - (H^T Q M + P G)r \end{aligned} \quad (36)$$

若 (A, B) 可控, $(A, \sqrt{Q})$ 可观, 则式(36)有唯一正定解 $P > 0 (P = 0)$ 。于是可以得到控制律^[15]

$$u = -K_x x - K_r r \quad (38)$$

其中

$$K_x = R^{-1} B^T P \quad (39)$$

$$K_r = (PBR^{-1}B^T - A^T)^{-1}(H^T QM + PG) \quad (40)$$

现将非线性模型(29)作为控制器评估模型. 注意到控制律(38)是小扰动线性化之后的控制律,代入评估模型的控制律为

$$\begin{aligned} [\phi, \delta_e]^T &= [\phi^*, \delta_e^*]^T - \\ K_x(\Delta v, \Delta \alpha, \Delta q, \Delta h, \Delta \theta, \Delta \eta_1, \Delta \dot{\eta}_1)^T &- K_r r \end{aligned} \quad (41)$$

其中上标*表示配平点的输入值.

高超声速飞行器在 $h=26\text{ km}$, $Ma=8$ 的巡航任务中,做加速爬升机动(速度和高度增加值 $v=200\text{ m/s}$, $h=300\text{ m}$),比较不同飞行器构型下的控制效果和输入随时间的变化. 选择乘波体下倾角 $\tau_{11}=5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$, 速度、高度的指令跟踪效果及燃料化学当量比 ϕ 和舵面偏转 δ_e 随时间的变化如图8和图9所示.

从图8和图9可知,当改变下倾角情况下,该控制器对飞行速度和飞行高度都有良好的控制效果,但是发动机输入和舵面偏转大小相差较大. 当下倾角较大时,燃料化学当量比 ϕ (油耗)和舵面偏转 δ_e 也较大. 因此在飞行器设计过程中要适当减小下倾角,这将有利于避免发动机壅塞和舵面饱和的情况发生. 同理,选择不同的发动机位置和升降舵面积可得,该控制器对于不同的发动机位置和升降舵面积都有良好的控制效果,但是前移发动机和增大升降舵面积有利于避免发动机壅塞和舵面饱和的情况发生(限于篇幅图未列出).

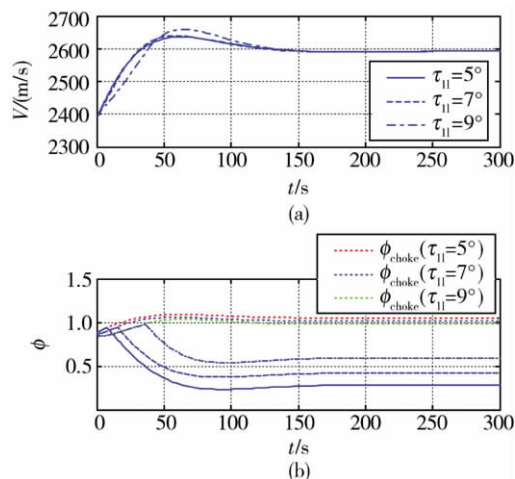


图8 不同下倾角下速度指令跟踪

Fig. 8 Velocity command following under different lower forebody angles

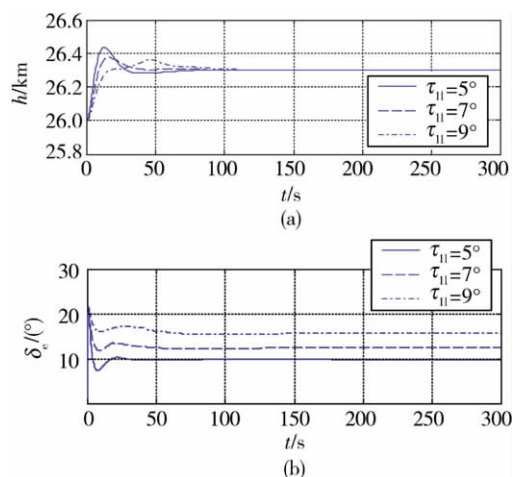


图9 不同下倾角下高度指令跟踪

Fig. 9 Altitude command following under different lower forebody angle

根据3.3节控制相关的静态特性和动态特性的总结结果以及上一节控制评估比较结果可知乘波体下倾角 τ_{11} 应当适当减小,发动机位置 L_f 应当适当前移,升降舵面积 S_e 应当适当增大. 对照原飞行器构型参数,选择新的飞行器构型:乘波体下倾角 $\tau_{11}=5.2^\circ$,发动机位置 $L_f=13.2\text{ m}$,升降舵面积 $S_e=2\text{ m}^2$. 根据本节所设计的LQR指令跟踪控制器,在飞行器巡航状态,作加速爬升机动时的速度和高度指令跟踪效果以及燃料化学当量比 ϕ 和舵面偏转 δ_e 随时间的变化如图10和图11所示,其中速度指令跟踪的下图虚线表示的是发动机壅塞时的燃料化学当量比.

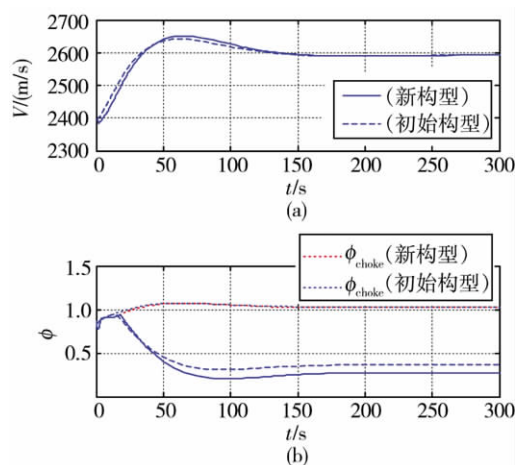


图10 新构型和初始构型的速度指令跟踪

Fig. 10 Velocity command following of new and initial configuration

从图10可以看出在该控制律下,相比较初始构型,新构型和初始构型对于速度指令的跟踪效

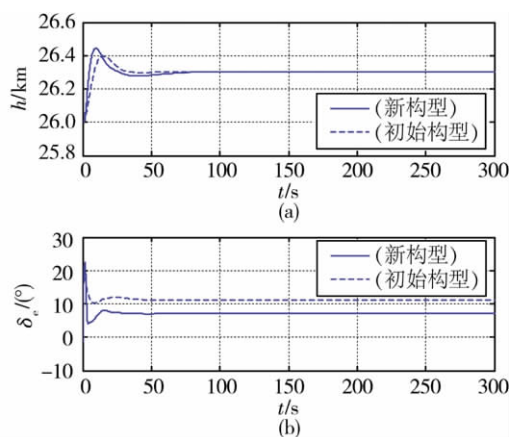


图 11 新构型和初始构型的高度指令跟踪

Fig. 11 Altitude command following of new and initial configuration

果都比较好,两者没有明显的优劣。但是,燃料化学当量比 ϕ 在随时间的变化过程中越小,这也意味着新构型的飞行器的燃料消耗越少。而且进一步可以从图中可知在仿真初始阶段,新构型处于发动机热壅塞的范围更小,因此新构型相比初始构型受发动机热壅塞的制约更小。从图 11 可以看出,在高度指令跟踪时,新构型和初始构型对于高度指令的跟踪效果也都比较好,并无明显的优劣。但是,升降舵的偏转 δ_e 在随时间变化的过程中最大舵偏转和稳态时舵偏转都比初始构型要小,因此新构型能有效提高舵面的控制效能,降低外界环境对控制作用的要求。

5 结 论

对于高超声速飞行器存在多学科、强耦合、非线性等问题,本文提出了一套面向控制的一体化设计方案。采取工程估算的方法建立高超声速飞行器参数化模型,进行了改变乘波体下倾角、发动机位置和操纵面面积的比较研究。进一步设计 LQR 控制器,比较了不同飞行器外形对控制效果的影响,并给出了工程建议。最后,面向控制需求选择了一种新的飞行器外形,并进行了仿真验证。该项工作在高超声速飞行器概念阶段,对减少设计次数,提高飞行器各性能指标、明确设计思路 and 方向起着指导性的作用。

参考文献:

[1] Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A. Nonlinear robust

- adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 402-417.
- [2] Kelkar A G, Vogel J M, Whitmer C E. Design tool for control-centric modeling, analysis, and trade studies for hypersonic vehicles[R]. AIAA-2011-2225, 2011.
- [3] 罗世彬. 高超声速飞行器机体/发动机一体化及总体多学科设计优化方法研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2004.
- LUO Shibin. Research on airframe/engine integration issues and multidisciplinary design optimization methods for airbreathing hypersonic vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2004. (in Chinese)
- [4] Bowcutt K G. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1184-1190.
- [5] Takenaka Y, Tsuchiya T, Sawai S. Multidisciplinary design optimization for hypersonic experimental vehicle[J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1655-1662.
- [6] Kelkar A G, Vogel J M, Inger G. Modeling and analysis framework for early stage trade-off studies for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA-2009-7325, 2009.
- [7] Soloway D I, Ouzts P J, Wolpert D H. The role of guidance, navigation, and control in hypersonic vehicle multidisciplinary design and optimization[R]. AIAA-2009-7329, 2009.
- [8] Rodriguez A A, Dickeson J J, Sridharan S. Control-relevant modeling, analysis, and design for scramjet-powered hypersonic vehicles[R]. AIAA-2009-7287, 2009.
- [9] 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.
- [10] Clark A, Wu C, Mirmirani M. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model [R]. AIAA-2006-218, 2006.
- [11] Sean M T, James F D. Effects of improved propulsion modeling on the flight dynamics of hypersonic vehicles[R]. AIAA-2008-6386, 2008.
- [12] Chavez F, Schmidt D. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic-vehicle model with dynamic analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [13] 胡海岩. 机械振动基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
- [14] Clark A D, Mirmirani M D, Wu C. An aero-propulsion integrated elastic model of a generic airbreathing hypersonic vehicle[R]. AIAA-2006-6560, 2006.
- [15] Groves K P, Sigthorsson D O, Serrani A. Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle[R]. AIAA-2005-6144, 2005.