

文章编号: 1001-0920(2011)09-1429-04

高超声速飞行器机体推力耦合分析与协调控制方法研究

胡楠希, 吴森堂

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对某型高超声速飞行器纵向巡航段模型对高度和速度的机动控制问题, 研究并比较了采用吸气式超燃冲压发动机与火箭发动机作动力的飞行控制方法上的不同; 重点分析了机体-推力耦合特性、高度-速度耦合特性以及超燃冲压发动机工作状态对飞行姿态的巨大影响; 提出了油门和升降舵的协调控制方法, 并进行了线性二次型控制律设计. 通过仿真验证了该设计方法的有效性.

关键词: 吸气式超燃冲压发动机; 机体-推力耦合; 高度-速度耦合; 协调控制; 线性二次型

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

Analysis of airframe-propulsion integration and research of integrated control of hypersonic vehicle

HU Nan-xi, WU Sen-tang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China.
Correspondent: HU Nan-xi, E-mail: nancy111462@126.com)

Abstract: Based on the longitude cruise model of a hypersonic vehicle, the control of the altitude and velocity response is studied. Firstly, the airbreathing ramjet engine is contrasted with rocket engine and the differences of control method in between are proposed. The airframe-propulsion and altitude-velocity integration are mainly analyzed. Then the integrated control of thrust and elevator is proposed, and the control law is designed by linear quadratic regulator. Finally, simulations results show the effectiveness of the proposed methods.

Key words: airbreathing ramjet engine; airframe-propulsion integration; altitude-velocity integration; integrated control; linear quadratic regulator

1 引言

吸气式高超声速飞行器已经成为航空航天技术领域的重要发展方向之一. 由超燃冲压发动机和乘波体气动布局结构所带来的机体-推力一体化设计思想更是当前研究的技术热点和难点. 文献[1-2]对吸气式超燃冲压发动机给出了较为详尽的分析. [2]基于大量的气动插值数据, 对机体-推力的一体化特性进行了定性和定量的分析研究. [3-4]给出了基于高超声速飞行器的随机鲁棒设计方法和线性二次型设计方法. [5-6]给出了基于高超声速飞行器的 H_∞ 鲁棒控制方法. 然而, 上述文献没有从控制角度对高超声速飞行器机体-推力耦合特性进行深入研究, 未给出高效实用的工程控制方法.

本文基于吸气式超燃冲压发动机与乘波体高超

声速飞行器机体-推力耦合特性分析研究, 提出适合于工程应用的气动舵面与推力操纵一体化设计的协调控制方法, 并重点研究了在飞行高度的操纵与飞行速度的调节方面, 高度-速度耦合与机体-推力耦合对控制规律设计带来的影响.

2 机体-推力耦合特性分析

吸气式乘波体高超声速飞行器与普通飞行器的最大区别在于, 吸气式超燃冲压发动机与乘波体机身的一体化设计所产生的机身-推力的耦合作用. 吸气式超燃冲压发动机的工作状态不仅会改变推力大小, 还能引起升力的变化, 最主要的是会对俯仰力矩产生显著的影响. 这些结论可以从下面某型高超声速飞行器的试验数据分析中得到.

以某型高超声速飞行器飞行包线中巡航段的运

收稿日期: 2010-06-03; 修回日期: 2010-07-27.

基金项目: 国防基础科研项目(07114840).

作者简介: 胡楠希(1985—), 男, 博士生, 从事飞行器控制与制导的研究; 吴森堂(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行控制、鲁棒控制等研究.

动分析为例. 选择水平无侧滑飞行为基准运动 ($\phi = 0, \beta = 0$). 纵向运动状态变量选用速度 V , 弹道倾角 θ , 仰角速度在弹体坐标系的分量 ω_z 和 ϑ , 高度 h , 高度积分 I_h , 以及油气比 δ_t , 升降舵偏角 δ_z . 即运动状态向量为 $\mathbf{x}^T = [V, \theta, \omega_z, \vartheta, h, I_h, \delta_t, \delta_z]$, 控制向量 $\mathbf{u}^T = [\delta_{tc}, \delta_{zc}]$, 飞行器纵向运动方程如下:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = F_x - mg \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = F_y - mg \cos \theta, \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z, \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z, \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dI_h}{dt} = h - h^*, \\ \dot{\delta}_t = -\frac{1}{T_{\delta_t}} \delta_t + \frac{K_{\delta_t}}{T_{\delta_t}} \delta_{tc}, \\ \dot{\delta}_z = -\frac{1}{T_{\delta_z}} \delta_z + \frac{K_{\delta_z}}{T_{\delta_z}} \delta_{zc}. \end{cases} \quad (1)$$

其中: h^* 为高度指令, F_x 和 F_y 为弹体轴上的前向和纵向合力(不含重力), M_z 为俯仰力矩, 这3个量随攻角和油气比变化的试验数据曲线如图1所示. 考虑到某型高超声速飞行器的飞行包线特点, 在巡航段选取合适的设计点得到相应的配平状态: $Ma = 6.2$, $H = 24000 \text{ m}$, $\theta = 0.0^\circ$, $m = 1400 \text{ kg}$; 此时的配平状态为: $\alpha = 1.3^\circ$, $\delta_z = 3.2^\circ$, $\delta_t = 0.36$.

选取油气比和升降舵的模型为具有有限幅的一阶惯性环节, 时间常数为0.03, 比例系数为2. 可将非线性方程(1)写成标准的线性状态方程的形式

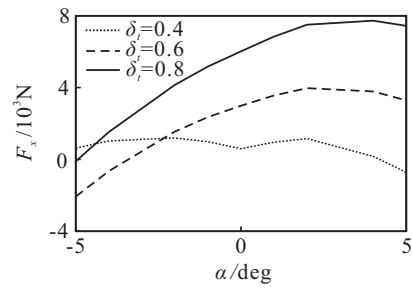
$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{C}h^*, \quad (2)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.004 & -0.0047 & 0 & -9.825 \\ 0 & -0.1167 & 0 & 0.1167 \\ -0.0002 & -12.023 & 0 & 12.023 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1862.4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \rightarrow$$

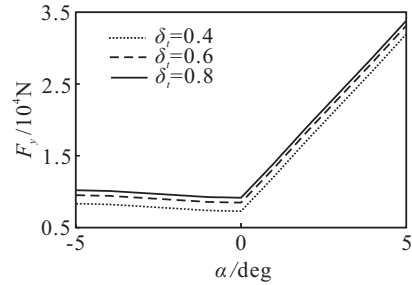
$$\leftarrow \begin{bmatrix} 0 & 0 & 10.529 & -0.0622 \\ 0 & 0 & 0.003 & 0.0001 \\ 0 & 0 & -10.43 & -0.3869 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -33.33 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -33.33 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 66.67 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 66.67 \end{bmatrix}^T,$$

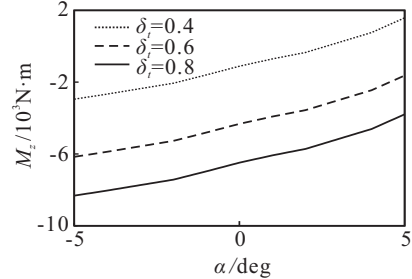
$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T.$$



(a) 前向合力变化曲线



(b) 纵向合力变化曲线



(c) 俯仰力矩变化曲线

图1 飞行器 F_x , F_y 和 M_z 变化曲线

结合上述高超声速飞行器的试验数据和纵向运动状态方程, 对吸气式高超声速飞行器机体-推力耦合特性有如下的分析结论:

1) 油气比和攻角对超燃冲压发动机工作状态的影响最为显著. 油气比可以直接影响发动机后体喷气的力度与方向, 当油气比增大时, 后体喷气力度增大, 产生的推力和升力都会增大, 同时也会产生附加的低头力矩, 这点从上面给出的合力曲线可以看出; 油气比增大时, 飞行器的 F_x 增大, F_y 增大, M_z 减小, 这也可从线性化后的 \mathbf{A} 阵中看到. \dot{V} 关于 δ_t 的偏导数为10.529, 说明增大油气比可以增大飞行速度; $\dot{\omega}_z$ 关于 δ_t 的偏导数为-10.43, 说明增大油气比可以减小俯仰力矩.

2) 飞行器姿态即攻角变化也会影响发动机的工作状态, 从而间接地影响发动机后体喷气的力度与方向, 这是吸气式超燃冲压发动机与乘波体气动布局特点所决定的; 当攻角增大时, 前体捕获进气增多, 在同样油气比条件下, 由后体喷气产生的升力和推力都会越大, 这点同样可以从合力曲线中看到.

3) 吸气式乘波体高超声速飞行器速度和高度的

耦合作用非常显著.当增加油气比加速时,推力和升力都会增大,但同时也增大了低头力矩,会使攻角减小.因为速度变化远远慢于攻角变化,所以攻角减小会使气动升力减小,且减小幅度明显大于因油气比增大而带来的升力增加.在巡航段由于此时升力减小,使得重力处于优势,导致纵向速度向下,故而导致高度减小.

吸气式乘波体高超声速飞行器的净推力通常较小,当爬高机动时,因为重力抵消推力的分量增大,会明显减小速度的增量,所以高度和速度的耦合影响较大.

综上所述,由于吸气式超燃冲压发动机工作时,增大油气比可以增加速度的同时产生低头力矩,即飞行器在加速飞行时会产生低头运动.这一显著的差别使得两类高超声速飞行器在控制方式上存在着明显地不同,这点将在后面部分进行详细论述.

3 飞行控制系统设计

超燃冲压发动机对飞行器姿态有较大的影响,并且高度和速度的耦合作用明显.因此,在进行飞行控制系统设计时需要考虑到油气比和升降舵的耦合作用和互相协调,放弃采用油气比控制速度、升降舵来控制飞行高度的解耦控制方法,而采用适合于工程应用的油气比和升降舵操纵一体化设计的协调控制方法^[5-8].

3.1 控制律设计

选择最优二次型全状态反馈控制器结构,采用SRAD优化设计^[4,7-8].系统的状态方程为

$$\dot{x} = Ax + Bu + Ch^* \quad (3)$$

其中,状态变量 x 为各个状态的变化量,即相对应于平衡点处的变化值,因此可选初始状态为平衡点,则所有的响应都是基于平衡点的响应.选取如下形式的加权矩阵:

$$Q = \text{diag}[q_v \ q_\theta \ q_{\omega_z} \ q_\vartheta \ q_h \ q_{I_h} \ q_{\delta_t} \ q_{\delta_z}],$$

$$R = \text{diag}[r_{\delta_t} \ r_{\delta_z}].$$

最优控制代价函数为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (x^T Q x + u^T R u) dt, \quad (4)$$

解得反馈

$$K = R^{-1} B^T P. \quad (5)$$

其中 P 为常值正定矩阵,它是以下黎卡提代数方程的唯一解:

$$PA + A^T P - PBR^{-1}B^T P + Q = 0. \quad (6)$$

最优控制为

$$u = -K(x - v), \quad (7)$$

其中 v 为指令.

3.2 性能指标要求与控制指令设计

控制系统的性能指标如表1所示.

表1 系统响应性能指标

编号	权值	性能指标
1	10	系统稳定性
2	0.1	高度响应调节时间小于10s
3	0.1	高度响应上升时间6s
4	0.1	高度响应延迟时间5s
5	0.1	高度响应超调量小于5%
6	0.1	高度响应无逆反
7	0.1	高度响应攻角变化小于5°
8	0.1	高度响应速度变化小于1m/s
9	0.1	高度响应舵偏变化小于20°
10	0.1	速度响应调节时间小于20s
11	0.1	速度响应上升时间12s
12	0.1	速度响应延迟时间10s
13	0.1	速度响应超调量小于5%
14	0.1	速度响应无逆反
15	0.1	速度响应攻角变化小于0.5°
16	0.1	速度响应高度变化小于5m
17	0.1	速度响应油气比变化小于0.64

考察表1所示17个指标的加权值,即需要设计出一个既能满足高度响应要求,又能满足速度响应要求的控制律.下面给出高度和速度机动时的指令.

在做高度机动时,高度响应为100m,指令为

$$v = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 100 \ 0 \ 0 \ 0]^T. \quad (8)$$

在做速度机动时,速度响应为100m/s.如何给出速度指令,对控制律设计有着很大的影响.因为油气比变化范围有限,为0.3~1,并且基准点油气比为0.36,所以油气比变化量为-0.06~0.64.

如果指令为

$$v = [100 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T, \quad (9)$$

则当:1)反馈系数较大、油气比处于饱和控制时,虽然速度响应很快,但是高度和攻角较大,并且设计出的控制律不能满足高度响应的性能指标.

2)反馈系数较小、油气比处于非饱和控制但速度响应很慢时,控制律同样不能满足高度响应的性能指标.

综合以上因素可以发现,直接给出100m/s的指令是不合适的,所以在给出速度指令时,可以限制指令的幅度,速度指令和当前速度的最大差为10m/s.这样,所设计出的控制律,既可以有较快的速度响应,又可以保证较小的高度、攻角变化,同时可以满足高度响应的要求.

4 仿真分析

针对飞行器在平衡点处线性化得到的状态方程,选择最优二次型全状态反馈控制器,采用SRAD

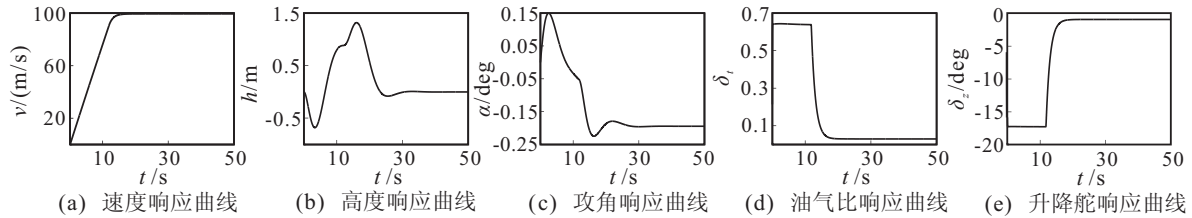


图2 速度机动仿真图

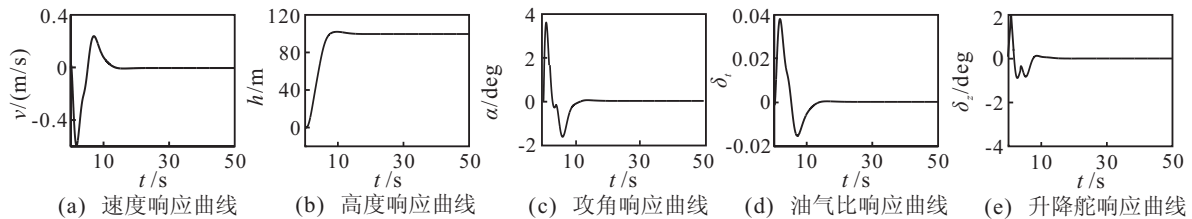


图3 高度机动仿真图

优化设计, 得到 Q, R 阵如下:

$$Q = \text{diag}[4.5 \times 10^5 \quad 9.6 \times 10^3 \quad 10^4 \quad 4 \times 10^{-3} \quad 4 \times 10^{-3} \quad 0 \quad 0],$$

$$R = \text{diag}[5 \times 10^2 \quad 5].$$

解得线性反馈阵为

$$K = \begin{bmatrix} 0.03 & -49.4 & -4.33 & -9.7 \\ -0.88 & -173.4 & -16.9 & -36.2 \\ -0.01 & -0.003 & 0.7 & 0.03 \\ -0.04 & -0.01 & 2.7 & 0.1 \end{bmatrix} \rightarrow$$

速度响应和高度响应仿真如图2和图3所示。

5 结论

通过以上分析可以发现, 机体-推力耦合与速度-高度耦合, 是吸气式乘波体高超声速飞行器的特性. 因此对其进行合理建模与特性分析是十分必要的. 同时, 屏弃传统的由油气比控制速度、升降舵来控制飞行高度的解耦控制方法, 采用适合于工程应用的油气比和升降舵操纵一体化设计的协调控制方法, 是十分重要和有效的. 此外, 在工程上如何实现高超声速飞行器一体化控制设计, 除了油气比和升降舵的协调控制依然是重点和难点外, 仍需进行很多基础性的研究工作.

参考文献(References)

- [1] Rudd L V, Pines D J. Integrated propulsion effects on dynamic stability and control of hypersonic vehicles[C]. The 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2000: 2000-3826.
- [2] Clark A, Wu C, Mirmirani M. Development of an airframe propulsion integrated generic hypersonic vehicle model[C]. The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2006: 2006-218.
- [3] Yuen K. Model Selection, Identification and robust control of dynamic systems[D]. Pasadena: Earthquake Engineering Research Laboratory, California Institute of Technology, 2002.
- [4] Wang Q. Stochastic robust control of nonlinear dynamic system[D]. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Princeton University, 2001.
- [5] 张浩华. 基于高超声速飞行器纵向模型的 H_∞ 及抗饱和鲁棒控制研究[D]. 南京: 南京理工大学自动化学学院, 2008.
(Zhang H H. Research on H_∞ robust and anti-windup control base on the generic hypersonic vehicle model[D]. Nanjing: Department of Automation, Nanjing University of Science and Technology, 2008.)
- [6] 孟中杰, 陈凯, 黄攀峰. 高超声速飞行器机体/发动机耦合建模与控制[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1509-1514.
(Meng Z J, Chen K, Huang P F. The coupling model and control between scramjet and airframe for hypersonic vehicle[J]. J of Astronautics, 2008, 29(5): 1509-1514.)
- [7] 许仁牛. 随机鲁棒分析与设计及其应用研究[D]. 北京: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 2003.
(Xu R N. Method and application of stochastic robustness analysis and design[D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, 2003.)
- [8] 胡磊. 高超声速飞行器鲁棒控制及其仿真研究[D]. 北京: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 2007.
(Hu L. Robustness control and simulation of hypersonic aircraft[D]. Beijing: School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, 2007.)