

吸气式高超声速飞行器控制系统设计

符文星, 常晓飞, 李萌萌

(西北工业大学 航天学院, 710072 西安)

摘要:为实现吸气式高超声速飞行器的姿态控制,需要对其复杂的气动特性进行分析,并完成控制系统的设计.通过研究高超声速飞行器风洞实验数据,分析其气动特性,即升力系数、升阻比和纵向总力矩系数在不同 Ma 时随攻角变化的规律进而进一步计算出纵向动力系数,研究其纵向动态稳定性.最后,基于气动分析设计了攻角反馈控制和法向过载控制两种不同的控制回路,分别计算出其时域和频域特性.实验结果表明:吸气式高超声速飞行器既能满足纵向动态稳定性,又具有良好的控制性能.

关键词:高超声速飞行器;气动特性;纵向动态特性;稳定性;控制性能

中图分类号: V476.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)11-0144-05

The design of control system for air-breathing hypersonic vehicle

FU Wen-xing, CHANG Xiao-fei, LI Meng-meng

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China)

Abstract: To achieve the attitude control of air-breathing hypersonic vehicle, it's necessary to analyze its complex aerodynamic characteristics, and complete the control system design. Aerodynamic characteristic of air-breathing hypersonic vehicle, namely, the variations of lift coefficient, lift-drag ratio and pitch-moment coefficient with that of attack angle at different Mach numbers, is explored by the data from wind tunnel test. The longitudinal dynamic coefficients are calculated to analyze its stability. Two different control strategies are designed based on aerodynamic analysis, one is attack angle feedback control and the other is normal overload control, and their time domain and frequency domain characteristics are calculated respectively. Experiment result shows that air-breathing hypersonic vehicle not only satisfies longitudinal dynamic stability, but also demonstrates good flight control performance.

Key words: hypersonic vehicle; aerodynamic characteristic; longitudinal dynamic characteristic; stability; flight control performance

吸气式高超声速飞行器(Air-breathing Hypersonic Vehicle)一般是指以吸气式发动机为动力、在大气层内实现飞行速度达到大于5倍声速的飞行器.它具有反应时间短、速度快等特点,能够有效地进行高速侦察和突防,大大提高了远程作战效能^[1-2].此外,吸气式高超声速飞行器还能有效提高生存能力使敌方的防空系统难以拦截.

由于吸气式高超声速飞行器采用了超燃冲压发动机、机体/推进一体化设计等技术^[3],使得其

推进系统与操纵舵面之间存在的耦合干扰;并且其飞行过程中的外界扰动和未知因素扰动十分显著,导致吸气式高超声速飞行器拥有复杂且易变的气动特性.吸气式高超声速飞行器对飞行攻角、飞行姿态及动压等较为敏感,这些都给它的控制系统设计带来了很大的挑战.

本文对吸气式高超声速飞行器的气动特性进行了分析,以某种高超声速飞行器的风洞实验数据为研究对象^[4-6],采用改进的超声速燃烧式冲压发动机模型,通过计算得到其在不同速率下的升力系数、升阻比、纵向总力矩系数等;基于对纵向动态特性的分析,给出包括纵向静稳定性在内

的吸气式高超声速飞行器的基本飞行特性,为进一步设计吸气式高超声速飞行器的控制器提供好的控制平台和研究对象.最后,根据攻角反馈控制和法向过载控制两种不同的控制回路,分别计算出其时域和频域特性,分析、探讨了它们的控制性能.

1 气动特性分析

由于超燃冲压发动机的比冲随 Ma 的增加而降低,因此,高超声速飞行器在进行设计时要求其气动布局具有较小阻力系数^[7];而飞行器机动性和起降等性能,影响飞行器的升阻比以及其他指标;此外,飞行器热防护与热结构设计,姿态控制,以及推进系统等也对气动特性提出了新的要求.因此,高超声速飞行器的气动特性研究就显得尤为重要.

1.1 升力系数分析

飞行器的总升力系数为

$$C_L = C_{La} + C_{L,\delta a} + C_{L,\delta e} + C_{L,\delta c}.$$

式中: C_L 为基本飞行器的升力系数增量; $C_{L,da}$ 为右升降副翼的升力系数增量; $C_{L,de}$ 为左升降副翼的升力系数增量; $C_{L,dc}$ 为鸭式导弹的升力系数增量.

飞行器的总阻力系数为

$$C_D = C_{Da} + C_{D,\delta e} + C_{D,\delta a} + C_{D,\delta r}.$$

式中: C_{Da} 为基本飞行器的阻力系数增量; $C_{D,de}$ 为左升降副翼的阻力系数增量; $C_{D,da}$ 为右升降副翼的阻力系数增量; $C_{D,dr}$ 为方向舵的阻力系数增量.

飞行器的升阻比为

$$sz = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}.$$

图 1、2 分别表示 $Ma = 1、3、5、8、10$ 时,升力和升阻比随攻角的变化特性.

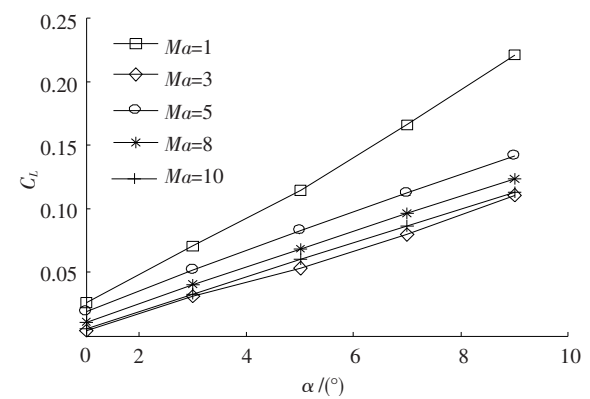


图 1 升力系数 C_L

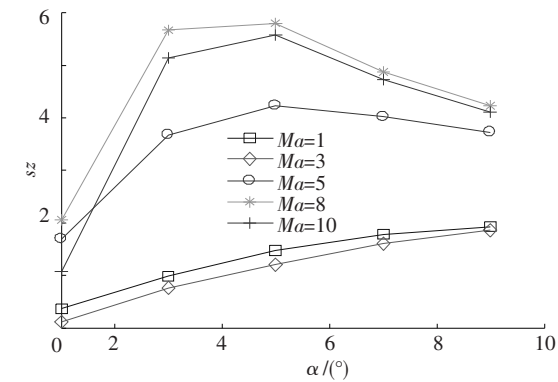


图 2 飞行器升阻比 sz

从图 1、2 中可以看出:

1) 升力系数随攻角的增大而增大;攻角相同时,升力系数随 Ma 增大而减小;升力系数随攻角有较好的线性度.

2) 升阻比从 $Ma = 1 \sim 10$ 增加的过程中,先减小后增大.经过分析可知,高超声速飞行器从亚声速跨越到近声速的过程中,阻力在不断增加,而机体下表面产生的激波所能补偿的升力有限,导致升阻比减小;随着飞行速度的继续提升,激波所能补偿的升力将明显增加,并且高超声速飞行器采用的机身/发动机一体化外形设计,大大减少其在高速飞行时的阻力,从而使得升阻比在超声速和高超声速阶段时明显增加.

1.2 纵向总力矩系数分析

纵向总力矩系数为

$$M_z = M_z^a + M_z^{\delta a} + M_z^{\delta e} + M_z^{\delta c} + M_z^q (qc/2V).$$

式中: M_z^a 为基本飞行器的俯仰力矩增量系数; $M_z^{\delta a}$ 为右升降副翼的俯仰力矩增量系数; $M_z^{\delta e}$ 为左升降副翼的俯仰力矩增量系数; $M_z^{\delta c}$ 为方向舵的俯仰力矩增量系数; M_z^q 为鸭式翼的俯仰力矩增量系数; M_z^q 为由动压引起的俯仰力矩系数.其中, M_z^q 只在速度较小时产生影响,而在高超声速时几乎没有影响.

图 3 表示 $Ma = 1、3、5、8、10$ 时,纵向总力矩系数随攻角的变化特性.

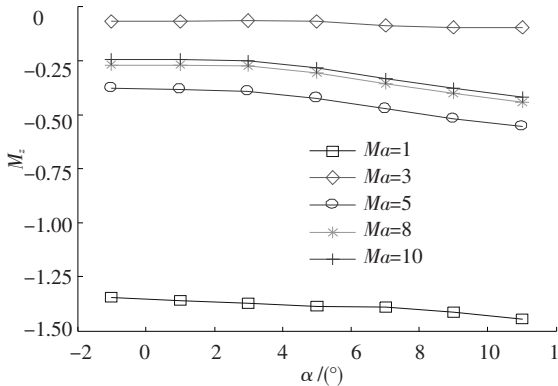


图 3 纵向总力矩系数 C_m

从图 3 中可以看出：

1) 总体上来说纵向总力矩系数 M_z 随攻角的增大而减小,变化较平缓,随着 Ma 增大,降幅也略有增大,由于 $M_z^\alpha < 0$,所以飞行器是静稳定的。

2) 攻角相同的时候, M_z 并不是随 Ma 增大而增大。

1.3 气动特性分析

由上述分析可得出以下结论：

1) 升力系数随攻角的增大而增大;攻角相同时,升力系数随 Ma 增大而减小;升力系数随攻角有较好的线性度。

2) 升阻比从 $Ma = 1 \sim 10$ 增加的过程中,先减小后增大。

3) 纵向总力矩系数随着攻角的增大而减小,即 $M_z^\alpha < 0$,所以飞行器是静稳定的。

4) 在 $Ma > 3$ 时,气动力和力矩系数线性度较好,有利于实现高精度姿态控制。

2 纵向动态特性分析

本文在对以上高超声速飞行器的气动特性分析的基础上,进一步进行了扰动运动的动态特性分析。

在高超声速飞行器处在平衡状态的飞行时,可将其纵向运动和侧向运动分开考虑。在此,仅考虑纵向运动的动态特性。分别给出以下几组不同高度, Ma 、攻角、推力和纵向舵偏角的组合,根据各纵向动力系数的公式^[8],得到多组纵向动力系数,本文不考虑阻尼,认为阻尼动力系数 $a_{22} = 0$ 。表 1 列出了各组动力系数的值。

表 1 静稳定系数 a_{24}

Ma	H/km	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	P/kN	$\delta_z/^\circ$	$\alpha/^\circ$	a_{24}	a_{25}	a_{34}
2	7.3	621.9	577	2	2.5	9.348	-5.258	0.546
4	15.2	1 180.0	511	2	3.5	6.429	-5.948	0.216
6	19.1	1 770.0	480	2	2.5	8.854	-7.015	0.203
7	20.6	2 068.0	480	2	2.5	5.726	-7.336	0.180
8	21.8	2 370.0	498	2	2.5	14.55	-7.726	0.164

高超声速飞行器的静稳定性是指在外干扰停止作用的最初瞬间,其运动参数变化的趋势^[9]。由表 1 可以看出各组的静稳定系数 $a_{24} > 0$,则可知导弹是静稳定的。导弹具有纵向动态稳定性的条件是: $a_{24} + a_{22}a_{34} > 0$,动力系数计算中,由于不考虑阻尼的存在, $a_{22} = 0$,则由 $a_{24} > 0$ 即可判断导弹是纵向动态稳定的。

3 控制回路设计及性能分析

美国 X-43A 验证机纵向通道采用法向过载

自动驾驶仪和攻角控制自动驾驶仪切换控制。在验证机上升、转弯以及下降阶段采用法向过载控制,在验证机发动机工作阶段转为攻角反馈控制,以实现攻角的精确控制。横侧向通过协调转弯控制来限制侧滑角^[10-11]。

为了实现高精度的攻角控制,目前常用的方法有两种:攻角反馈控制和过载反馈控制。本文仅考虑飞行器的纵向运动,设计了这两种控制回路。

3.1 攻角反馈控制

攻角反馈控制包括角速率增稳回路和攻角反馈回路,其结构如图 4 所示。

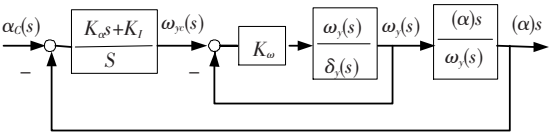


图 4 攻角控制自动驾驶仪结构框图

根据飞行器小扰动线性化模型^[12],其纵向传递函数为

$$\frac{\omega_y(s)}{\delta_z(s)} = - \frac{a_{25}s + a_{25}a_{34}}{s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{24} + a_{22}a_{34}}.$$

攻角反馈闭环传递函数为

$$\begin{aligned} \frac{\alpha(s)}{\alpha_c(s)} = & - (K_\omega a_{25} (K_\alpha s + K_I)) / \\ & (s^3 + (-K_\omega a_{25} + a_{34})s^2 + \\ & (a_{24} - K_\omega a_{25}a_{34} - K_\omega K_\alpha a_{25})s - \\ & K_\omega K_I a_{25}). \end{aligned}$$

由极点配置方法可得

$$\begin{aligned} - \frac{1}{K_\omega K_I a_{25}} &= \frac{T_0}{\omega_0^2}, \\ \frac{(K_\omega a_{25} - a_{34})}{K_\omega K_I a_{34}} &= \frac{2\zeta_0 T_0}{\omega_0} + \frac{1}{\omega_0^2}, \\ \frac{(-a_{24} + K_\omega a_{25}a_{34} + K_\omega K_\alpha a_{25})}{K_\omega K_I a_{25}} &= T_0 + \frac{2\zeta_0}{\omega_0}, \\ K_\omega &= \frac{a_{34} - 2\zeta_0 T_0}{a_{25}}, \\ K_I &= - \frac{\omega_0^2}{K_\omega a_{34} T_0}, \\ K_\alpha &= \frac{(a_{24} - K_\omega a_{25}a_{34} - \omega_0^2)}{K_\omega a_{25}}. \end{aligned}$$

对初步计算所得的增益加以调节,如图 5 分别给出 $Ma = 4、6、8$ 时攻角反馈控制的时域特性和频域特性。

由图 6 可以看出,各个 Ma 条件下攻角反馈控制性能良好,相角裕度和幅频裕度差异很小,分别为 73.7° 和 12.9 dB 。

3.2 过载反馈控制

法向过载控制的原理图如图 7 所示,内回路

由姿态角速率和伪姿态角反馈回路组成,外回路由法向过载反馈组成.

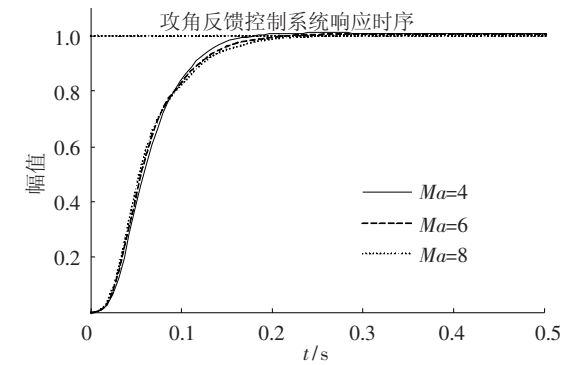


图 5 各个主设计点攻角反馈控制回路时域特性

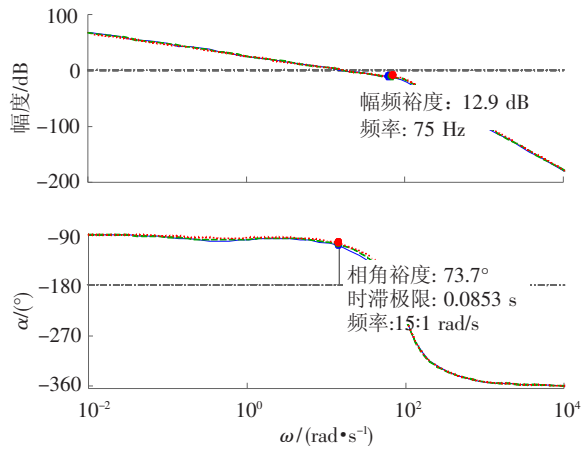


图 6 各个主设计点攻角反馈回路频域特性

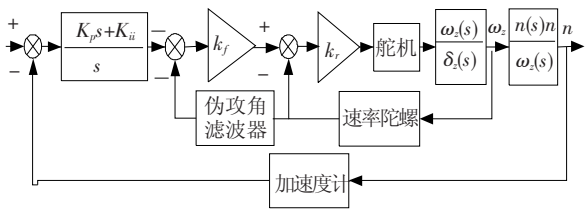


图 7 法向过载控制驾驶仪结构框图

飞行器纵向传递函数为

$$\frac{\omega_y(s)}{\delta_y(s)} = -\frac{a_{25}s + a_{25}a_{34}}{s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{24} + a_{22}a_{34}}.$$

法向过载回路设计采用阻尼回路简化模型,得到法向过载回路传递函数为

$$\frac{n_y(s)}{E_y(s)} = \frac{T_{1d} K'_d (qS_{\text{ref}} C_{y1}^\alpha / mg)}{T'_d s + 1},$$

$$\frac{\alpha(s)}{E_y(s)} = \frac{T_{1d} K'_d}{T'_d s + 1}.$$

式中: n_y 为法向过载; E_y 为角速率反馈回路输入指令.

根据闭环系统传递函数阵的极点配置方法有

$$l_{11} = T_{1d} K'_d / T'_d,$$

$$\begin{aligned} l_{12} &= 0, \\ l_{21} &= 0, \\ l_{22} &= T_{1d} K'_d (qS_{\text{ref}} C_{y1}^\alpha / mg) / T'_d, \\ d_1 &= 1 / T'_d, \\ d_2 &= 0. \end{aligned}$$

由此解出控制增益 k_1, k_2 分别为

$$\begin{bmatrix} l_{11} & l_{21} \\ l_{12} & l_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 \xi'_d \omega'_d - d_1 \\ \omega_d'^2 - d_2 \end{bmatrix}.$$

对初步计算所得的增益加以调节,则图 8、9 分别给出 $Ma = 4、6、8$ 时攻角反馈控制的时域特性和频域特性.

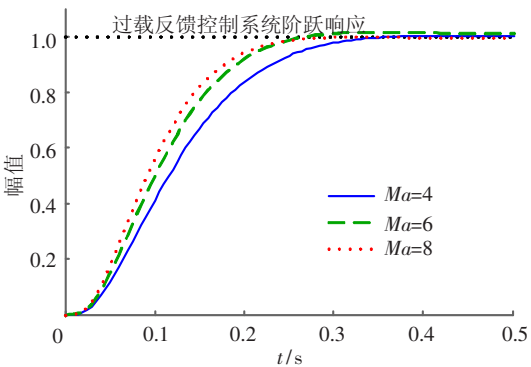


图 8 各个主设计点法向过载反馈回路时域特性

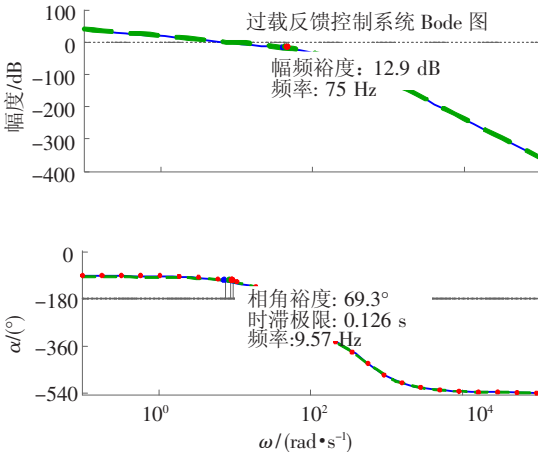


图 9 各个主设计点法向过载反馈回路频域特性

由图 8、9 可以看出,各个 Ma 条件下法向过载回路控制性能良好,相角裕度和幅频裕度差异很小,分别为 69.3° 和 16.9 dB .

4 结 论

1) 飞行器升力系数随着攻角的增加而增大,升阻比随着 Ma 增加,呈现先减小后增大的趋势;纵向力矩系数随着攻角的增大而减小,在 Ma 较大情况下,飞行器气动力和力矩特性随攻角变化具有良好的线性度;

2) 由计算得到的飞行器纵向动力系数可得

该飞行器是纵向动态稳定的.

3) 在对攻角反馈和法向过载反馈控制回路的设计和分析中,分别得到一定 Ma 条件下的时域和频域结果. 由该结果可以看到,攻角反馈控制中相角裕度和幅值裕度分别为 73.7° 和 12.9 dB , 法向过载控制中相角裕度和幅值裕度分别为 69.3° 和 16.9 dB , 两种控制方法均具有良好的控制性能.

参考文献:

- [1] 尉建利, 于云峰, 闫杰. 高超声速飞行器鲁棒控制方法研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1526 – 1530.
- [2] 刘鹏, 谷良贤. 高超声速飞行器动态输出反馈最优跟踪控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(7): 131 – 134.
- [3] 刘强, 于达仁. 高超声速飞行动态特性的特征值扰动分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, 36(1): 7 – 11.
- [4] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M D. Six DOF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2007: 1 – 28.
- [5] SHAUGHNESSY J D, PINCKNEY S Z, McMINN J D, *et al.* Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration [C]//NASA Technical Memorandum 102610. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1990: 1 – 140.
- [6] KESHMIRI S, MIRMIRANI M, COLGREN R D. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for conceptual design studies[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2004: 1 – 12.
- [7] 谢志义. 高超声速飞行器气动特性优化方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [8] 李新国, 方群. 有翼导弹飞行力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 176 – 180.
- [9] DOOLAN C J. An air-launched hypersonic vehicle performance model[C]//Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2006: 1 – 10.
- [10] BAHM C, BAUMANN E, MARTIN J, *et al.* The X-43A hyper-X mach 7 flight 2 guidance, navigation and control overview and flight test results[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, VA: AIAA, 2005: 1 – 23.
- [11] KARLGAARD C D, MARTIN J G, TARTABINI P V, *et al.* Hyper-X mach 10 trajectory reconstruction[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston, VA: AIAA, 2005: 1 – 17.
- [12] 杨军, 杨晨, 段朝阳, 等. 现代导弹制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 33 – 35.

(编辑 张 红)