基于气动力/推力矢量控制的飞行器性能分析

陈经纬，陈康，尚妮妮，闫杰

(西北工业大学 航天学院，陕西 西安 710072)

摘 要: 采用推力矢量技术的飞行器通过喷管偏转和发动机产生的推力来获取额外的控制力矩从而实现对飞行器的姿态控制。其突出特点是控制力矩与发动机紧密相关，而不受飞行器本身姿态的影响。对于高超声速飞行器，推力矢量提供的等效舵偏角可以部分替代气动舵偏角，这对飞行器的减阻和防热都十分有利。主要研究高超声速飞行器气动力与推力矢量组合控制的问题。通过建立高超声速飞行器的动力学/运动学模型，设计了基于气动力和推力矢量的组合控制器，使所需的舵偏角由气动力和推力矢量一起提供，通过理论分析和六自由度仿真，对组合控制的效果进行仿真验证。仿真表明当所需舵偏角较小时，推力矢量装置产生的等效舵偏角可以完全提供，气动舵几乎不用偏转；当所需舵偏角较大时，推力矢量装置和气动舵一起提供。结果表明这种组合控制具有较好的工程实际应用价值。

关 键 词: 高超声速飞行器数学模型，气动力/推力矢量组合控制，等效气动力，临近空间

中图分类号: V249.122 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2014)06-0877-05

推力矢量控制技术又称为推力转向技术，它通过改变发动机尾喷流方向来控制飞行器飞行。推力矢量控制可以补充，甚至取代飞行器飞行控制面产生的气动力对飞行器的控制。与空气动力执行装置相比，推力矢量控制装置的优点是：只要飞行器处于推进阶段，即使在高空飞行或低速飞行段，它都能对飞行器进行有效地控制，而且能获得很高的机动性能。

推力矢量技术能让发动机推力的一部分变为操纵力代替或部分代替操纵面，从而大大减少雷达反射面积；不管攻角多大或飞行速度多低，飞行器都可以利用这部分操纵力进行操纵，这就增加了飞行器的可操纵性。由于直接产生操纵力，并且量值与方向都易于改变，这也就增加了飞行器的敏捷性，因而可适当地减少或去掉垂尾。这对降低飞行器的可探测性十分有利，同时也能使飞行器的飞行阻力减少，结构重量减轻。装备推力矢量技术的飞行器由于具有过失速机动能力，因此拥有极大的空中优势 。

近些年随着临近空间逐渐成为各国研究的热点，推力矢量控制在临近控制的应用也称为一个研究方向。20～120 km 是典型的临近空间空域。这一空域大致包括大气平流层区域、中间大气层区域和部分电离层区域。这一空域的下限是常规航空飞行器飞行的上限，其上限是航天飞行器飞行的下限。在临近空间中，因为高空大气密度比较稀薄，气动舵面的控制效率明显下降，在很多情况下已经不能满足要求。同时在高超声速飞行过程中，与亚声速、超声速飞行状态相比，控制面的控制效率会有较大的降低，而控制面较大的偏转又将引起不希望的气动热。解决这一问题的一个有效方法就是使用气动力/推力矢量组合控制。

本文以典型的高超声速飞行器 Winged-Cone 为研究对象，主要工作时根据小扰动线性化理论，建立高超声速飞行器的数学模型，通过计算得到气动系数，从而得到高超声速飞行器的传递函数。设计高超声速飞行器纵向通道姿态角控制驾驶仪。通过气动力/推力矢量组合控制使系统达到指定的指标要求。最后在临近空间条件下，对相应的控制方法建立六自由度模型，在 matlab 的 simulink 仿真环境下进行了仿真验证。

收稿日期: 2014-05-12 **基金项目:** 国家自然科学基金(91216104) 资助

作者简介: 陈经纬(1990—)，西北工业大学硕士研究生，主要从事导航制导与控制研究。

1 气动力/推力矢量组合控制系统模型

1.1 高超声速飞行器小扰动线性化模型

图1所示的飞行器为美国国家航空航天局兰利研究中心开发的高超声速飞行器——winged-cone。

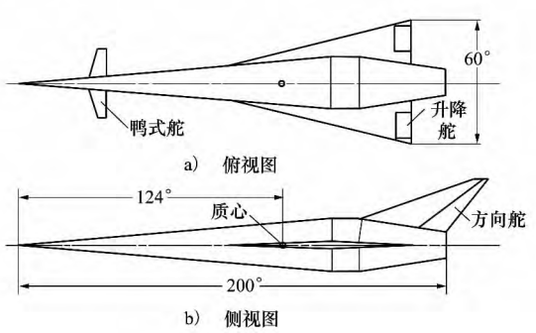


图1 winged-cone 高超声速飞行器的俯视、侧视图

该飞行器为水平起飞、水平降落的单级入轨(single-stage-to-orbit, SSTO)高超声速飞行器,具有轴对称的锥形前体。由于飞行器采取轴对称布局,因此它的俯仰运动和偏航运动可以由2个完全相同的方程组描述:

$$\left.\begin{aligned}&\ddot{\vartheta}\vartheta + a_{22}\dot{\vartheta} + a_{24}\alpha + a'_{24}\alpha - a_{25}\delta_z = 0\\&\dot{\theta} - a_{34}\alpha - a_{35}\delta = 0\\&\vartheta = \alpha + \theta\end{aligned}\right\} \quad (1)$$

下面简要介绍(1)式中各个动力学系数的计算方法及物理意义。

$$a_{22} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} = -\frac{m_z^{\omega_z}qSL}{J_z}\frac{L}{v}(1/s)$$

a_{22}为飞行器的阻尼系数。

$$a_{24} = -\frac{M_z^{\alpha}}{J_z} = -\frac{57.3m_z^{\alpha}qSL}{J_z}\frac{L}{v}(1/s^2)$$

a_{24}为飞行器的静稳定动力系数。$a_{24} > 0$表征飞行器是静稳定的;$a_{24} < 0$表征飞行器是静不稳定的;$a_{24} = 0$表征飞行器是中立稳定的。

$$a_{25} = -\frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} = -\frac{57.3m_z^{\delta_z}qSL}{J_z}\frac{L}{v}(1/s)$$

a_{25}为飞行器的舵效率系数。$a_{25} > 0$表征飞行器是正常式布局;$a_{25} < 0$表征飞行器是鸭式布局。

$$a_{34} = -\frac{P + Y^{\alpha}}{mV} = \frac{P + 57.3C_y^{\alpha}qS}{mV}(1/s)$$

a_{34}为飞行器的法向力动力系数。表征弹道切线转动的角速度增量。

$$a_{35} = -\frac{Y^{\delta_z}}{mV} = \frac{57.3C_y^{\delta_z}qS}{mV}(1/s)$$

a_{35}为飞行器的舵面动力系数。表征当攻角不变时,由于操纵面作单位偏转所引起的弹道切线转动的角速度增量[2-4]。

1.2 高超声速飞行器飞行刚体运动传递函数

根据飞行器机体小扰动线性化数学模型简化原则,可得鸭式布局飞行器纵向运动传递函数为:

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta_z(s)} = -\frac{(a_{25} + a'_{24}a_{35})s + (a_{25}a_{34} - a_{24}a_{35})}{s^2 + (a_{22} + a'_{24} - a_{34})s + (a_{24} + a_{22}a_{34})}$$

忽略a'_{24}的影响,因为$a_{24} + a_{22}a_{34} > 0$,所以飞行器的纵向运动传递函数为

$$W_{\delta_z}^{\vartheta}(s) = \frac{K_d(T_{1d}s + 1)}{T_d^2s^2 + 2\xi_dT_ds + 1}$$

传递函数系数计算公式为[2]

$$\begin{cases}T_d = \dfrac{1}{\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}}\\K_d = -\dfrac{a_{25}a_{34}}{a_{24} + a_{22}a_{34}}\\T_{1d} = \dfrac{1}{a_{34}}\\\xi_d = \dfrac{a_{22} + a_{34}}{2\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}}\end{cases}$$

通过文献[5-6]给出的高超声速飞行器的几何特征,应用matlab进行计算可以得到

$$a_{22} \approx 0 \quad a_{24} = 5.824 \quad a_{25} = -4.149$$

$$a_{34} = 0.320\,6 \quad a_{35} = 0.307\,3$$

计算可得到弹体传递函数为:

$$\frac{\dot{\vartheta}(s)}{\delta_z(s)} = -\frac{4.149s + 3.12}{s^2 + 0.320\,6s + 5.824}$$

舵机传递函数为:

$$G_1(s) = \frac{1}{T_a^2s^2 + 2\xi_as + 1}$$

式中:T_a为舵机时间常数;ξ_a为舵机阻尼系数。

速率陀螺传递函数为:

$$G_2(s) = \frac{1}{T_g^2s^2 + 2\xi_gT_gs + 1}$$

式中:T_g为速率陀螺时间常数;ξ_g为速率陀螺阻尼系数。

令$\xi_a = 0.707$,$f = 17$ Hz。

可得舵机传递函数：

$$G_1(s) = \frac{11\ 409}{s^2 + 151.5s + 11\ 409}$$

令 $\xi_g = 0.707$，$f = 100$ Hz。

可得速率陀螺传递函数：

$$G_2(s) = \frac{394\ 784}{s^2 + 888.4s + 394\ 784}$$

2　高超声速飞行器气动力/推力矢量组合控制

2.1　飞行器纵向通道姿态角控制系统

高超声速飞行器纵向通道自动驾驶仪由俯仰速率反馈回路和俯仰姿态角反馈回路组成，其自动驾驶仪基本结构如图 2 所示。角速率反馈回路的基本作用除了为飞行器提供足够的阻尼外，更重要的是增加回路的稳定性。

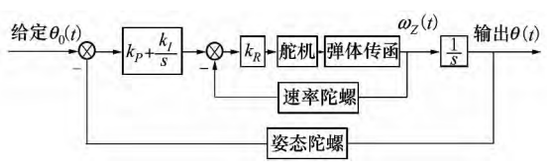


图 2　飞行器纵向通道自动驾驶仪基本结构

舵机是电气机械装置，按照传送来的电信号大小，相应地转动导弹的操纵面。舵机执行传送来的电信号所出现的惯性，决定了自动驾驶仪的反应速度。为了提高飞行器抗干扰能力，在飞行器姿态角稳定回路中引入 PI 校正。飞行器姿态角的测量不是直接由姿态陀螺测量得到，而是由速率陀螺积分得到，积分初值由机载火控系统设定。输出变量是飞行器的俯仰角 $\theta(t)$，它随给定的 $\theta_0(t)$ 变化[7-8]。

2.2　飞行器气动力控制系统仿真

根据飞行器的性能指标设计要求，最终确定系统 PID 参数为 $k_p = 12$，$k_I = 1$，$k_R = 6$。

由图 3 可知，系统的截止频率 $\omega_c = 11.9$ rad/s，相位裕度 $\gamma = 64.6°$，幅值裕度 $h = 13.6$ dB，满足系统设计要求。

2.3　飞行器气动力 / 推力矢量组合控制系统仿真

但是由于舵机只能提供大概 ± 15° 的舵偏角，这样就会导致系统的快速性下降。如果引入推力矢量控制的话，就可以用推力矢量舵来提供一部分等效舵偏角，推力矢量舵可以和空气动力舵组合一起

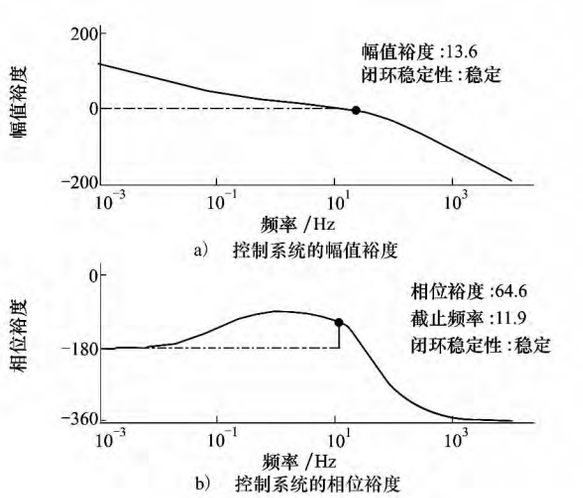


图 3　飞行器控制系统的频域响应

提供所需要的舵偏角。这样就可以提高系统的性能。

舵面偏转除了输入作用外还有干扰作用，它对短周期扰动的影响主要是干扰力矩 M_{zd}。应该说明的是 $M_{zd} = M'_{zd}/J_z$，为简化起见，称 M_{zd} 为干扰力矩。

将干扰力矩 M_{zd} 的输入作用变换成虚拟的升降舵偏角的输入作用，这时转换函数 $W_{M\delta}(s)$ 的关系式应为

$$W_{M\delta}(s) = \frac{T_a^2 a_{34}}{K_a(1 - T_{1d}a_{35}s(s + a_{22}))/a_{25}}$$

初步分析飞行器的制导精度时，为了简化飞行控制回路的组成，在不计动力系数 a_{35} 的情况下，上式可以简写为 $W_{M\delta}(s) = 1/a_{25}$。

因此，干扰力矩 M_{zd} 的作用类似于舵偏角出现相应的偏转，并称为等效舵偏角 $\Delta\delta_{zd}$，其值为：

$$\Delta\delta_{zd} = M_{zd}/a_{25}$$

式中

$$M_{zd} = FL\sin\alpha$$

所以

$$\Delta\delta_{zd} = FL\sin\alpha/a_{25}$$

为了简化起见，认为推力矢量舵和舵机是联动的，即 $\alpha = 100\% * \delta$，其中 α 为推力矢量舵的偏角，δ 为舵偏角。

3　六自由度仿真与结果分析

在给定巡航飞行条件 $M_a = 6$，$\gamma = 0°$，$q =$

0(°)/s时，分别对高超声速飞行器纵向平面巡航段飞行高度为20 km、30 km进行仿真，结果如图4、图5所示。

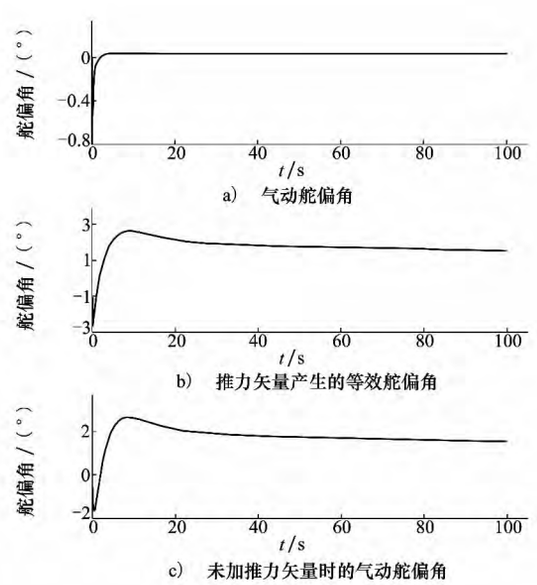


图4 飞行高度为20 km时的舵偏角

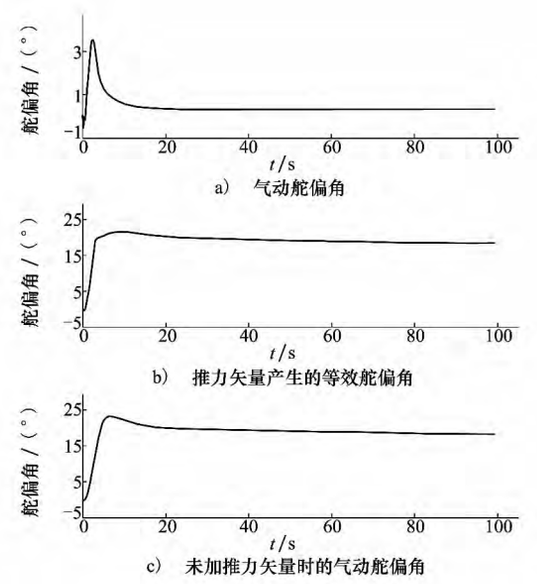


图5 飞行高度为30 km时的舵偏角

如图4所示，在飞行高度为20 km时，飞行器的气动舵偏角几乎为0°，飞行器巡航段所需的舵偏角几乎全由推力矢量产生的等效舵偏角提供。

如图5所示，在飞行高度为30 km时。由于大气密度稀薄，所以飞行器巡航段的初始段大约需要23°的舵偏角，这其中的20°由推力矢量提供，气动舵只提供3°的舵偏角；而到了平稳段之后，巡航所需的舵偏角几乎都由推力矢量产生的等效气动舵提供，气动舵几乎不需要偏转。

在没有推力矢量装置时，飞行器在高超声速巡航飞行时，气动舵为了维持巡航状态，会一直保持一定的舵偏角，这需要很大的铰链力矩，同时也会造成不希望的气动热和大量的能量损失。而具有推力矢量装置的高超声速飞行器，由于可以提供等效舵偏角，所以能提高气动舵面的气动效率，从而能减小气动舵面的面积、使飞行器操纵舵面的机构和系统变得相对简单，同时也能减小飞行器的阻力。

4 结 论

通过上述研究，表明气动力/推力矢量组合控制技术可作为提高飞行器机动性能的一种有效方法。在飞行器飞行过程中空气动力控制不足的情况下，加以推力矢量控制，通过改变固体火箭发动机燃气喷流方向，增大了可用过载，提高了飞行器的机动性能，使飞行器对操纵反应迅速。尽管推力矢量控制技术具有上述的特性和优点，但推力矢量控制技术在飞行器上的应用仍有许多问题亟待解决。比如推力矢量控制是同时对俯仰和偏航通道进行控制，这种俯仰、偏航的控制耦合很难完全解耦；总之，推力矢量控制技术是气动、动力、控制综合设计的一项关键技术，需要对推力矢量控制对飞行器操作性和稳定性的影响等进行深入的理论研究和仿真分析。

参考文献:

[1] 赵红超，王亭. 弹道导弹的推力矢量控制技术系统设计[J]. 飞行力学，2008，25(4)：44-47
Zhao Hongchao，Wang Ting. Design of Thrust Vector Control System for a Ballistic Missile[J]. Flight Dynamics，2008，25(4)：44-47 (in Chinese)

[2] 樊会涛. 空空导弹方案设计原理[M]. 北京：航空工业出版社，2013
Fan Huitai. Air-to-Air Missile Conceptual Design[M]. Beijing，Aviation Industry Press，2013 (in Chinese)

[3] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理 [M]. 北京：北京理工大学出版社，2009，06
Meng Xiuyun. Missile Guidance and Control System [M]. Beijing，Beijing Institute of Technology Press，2009，06 (in Chinese)

[4] 李新国，方群. 有翼导弹飞行动力学 [M]. 西安：西北工业大学出版社，2008，07
Li Xinguo，Fang Qun. Winged Missile Flight Dynamics [M]. Xi′an，Northwestern Polytechnical University Press，2008，07 (in Chinese)

[5] Shahriar Keshmiri，Richard Colgren. Six DoF Nonlinear Equations of Motion for a Generic Hypersonic Vehicle [C] // Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit，South Carolina，US，2007

[6] Pinckney S Z，Mcminn J D，Cruz C L. Hypersonic Vehicle Simulation Model：Winged-Cone Configuration [M]. NASA，Langley Research Center，1990

[7] 朱苏朋，符文星. 计算机控制及仿真 [M]. 北京：国防工业出版社，2009，08
Zhu Supeng，Fu Wenxing. Computer Control and Simulation [M]. Beijing，National Defense Industry Press，2009，08 (in Chinese)

[8] 王永松. 导弹的推力矢量控制技术 [J]. 飞航导弹，2005(1)：54-60
Wang Yongsong. Missile Thrust Vector Control System [J]. Cruise Missile，2005(1)：54-60 (in Chinese)

Performance Analysis of Hypersonic Vehicles Based on Aerodynamic /Thrust Vector Control

Chen Jingwei，Chen Kang，Shang Nini，Yan Jie
(College of Astronautics，Northwestern Polytechnical University，Xi′an 710072，China)

Abstract: The aircraft using thrust vector control uses the engine to produce thrust through the nozzle deflection to get extra control moment to realize the attitude control of the flight vehicle. Its outstanding characteristic is that it is closely related to the engine torque control，and is not under the influence of the vehicle attitude itself .The equivalent rudder yaw-angle provided by thrust vector can substitute for some aerodynamic rudder yaw-angle；this is advantageous for reducing resistance and heat shielding of vehicles.The primary job of this paper concerns hypersonic vehicles based on aerodynamic/thrust vector control in near space. By establishing the dynamics and kinematics model and designing aerodynamic/thrust vector controller，the required rudder yaw-angle can be provided by aerodynamic and thrust vector. A six DoF mathematical model is built and simulated in matlab and simulink. When the required rudder yaw-angle is small，it can all be provided by thrust vector；nevertheless，when the required rudder yaw-angle is big，it should be provided by aerodynamic and thrust vector. The resalts and their analysis show preliminarily that the control methods are correct ，and all the methods are useful for engineering application.

Key words: aerodynamic heating，aerodynamics，aircraft，angular velocity，attitude control，computer simulation，controllers，cutoff frequency，degrees of freedom(mechanics)，design，dynamics，hypersonic vehicles，kinematics，maneurerability，mathematical models，MATLAB；aerodynamic/thrust vector multi-controller，equivalent aerodynamic，near space.