

# 综合离心力/气动力的升力体高超声速飞行器 纵向运动建模研究

鲍 文, 姚照辉

(哈尔滨工业大学高超声速技术研究中心, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对综合离心力/气动力的吸气式升力体高超声速飞行器, 建立了飞行器刚体动力学矢量模型, 得到了面向巡航控制的纵向运动模型。考察了地球曲率半径与自转角速度对高超声速飞行器运动建模的影响模式; 分析了地球曲率半径对飞行器径向受力、稳态特性与动态响应的影响。分析表明: 对于高超飞行器, 离心力等惯性力对升力的贡献已到了相当的比例, 在建模时必须考虑; 对飞行器高度、俯仰动态模态影响剧烈, 同样需要特殊对待。

**关键词:** 综合离心力/气动力; 升力体高超声速飞行器; 纵向运动建模; 地球曲率半径; 离心力

**中图分类号:** V412.4

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1000-1328(2009)01-0128-06

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.023

## 符号列表

$V_k$	飞行器航迹速度	m/s	$L$	气动升力	N
$r$	地心到飞行器质心的距离	m	$D$	气动阻力	N
$h$	飞行高度	m	$q$	俯仰角速率	rad/s
$R_E$	地球半径	m	$\varphi$	路程中心角	rad
$\omega_E$	地球自转角速度	rad/s	$\alpha$	攻角	rad
$\mu$	$= 3.986005 \times 10^{14}$ , 地球引力常数	$m^3/s^2$	$\gamma$	航迹倾角	rad
$g$	$= -(\mu/r^3)r$ , 引力加速度	$m/s^2$	$\chi$	航迹方位角	rad
$a_c$	$= \omega_E \times (\omega_E \times r)$ , 牵连加速度	$m/s^2$	$\phi_c$	纬度	rad
$a_c$	$= 2\omega_E \times V_k$ , Coriolis 加速度	$m/s^2$	$\lambda$	经度	rad
$a_i$	$= dV_k/dt + a_c + a_c$ , 绝对加速度	$m/s^2$	$M_{yy}$	俯仰力矩	$N \cdot m$
$T$	发动机推力	N	$I_{yy}$	俯仰转动惯量	$kg \cdot m^2$
$A$	飞行器气动力	N	$Ma$	飞行马赫数	
$S_c$	地球固连坐标系		$S_m$	基准坐标系	
$S_i$	惯性坐标系		$S_b$	本体坐标系	
$S_u$	当地铅垂坐标系		$S_a$	气流坐标系	
$S_k$	航迹坐标系		$L_{ku}$	航迹坐标系到当地铅垂坐标系变换矩阵	
$L_{ub}$	当地铅垂坐标系到本体坐标系的变换矩阵		$L_{ba}$	本体坐标系到气流坐标系的变换矩阵	

## 0 引言

吸气式高超声速飞行器作为近年来航空航天领域内最热门的研究课题之一, 吸引美国、俄罗斯、德国、法国、澳大利亚、日本、中国等投入了大量力量进行研究, 取得了很多的科研成果。吸气式高超声速飞行器一般采用超燃冲压发动机推进, 外形采用升力体构型。高超飞行器飞行包线宽广, 所跨空域与

速度范围变化极大, 动压在  $(2 \sim 9) \times 10^4 Pa^{[1]}$  之间变化; 机体/超燃冲压发动机的一体化设计导致飞行/推进之间存在强烈的耦合作用, 且飞行器本身具有强烈的非线性, 这些都增加了高超飞行器建模的难度。Bar Fidany、Maj Mimirani 等人给出了面向控制的高超声速飞行器纵向动力学及其不确定性建模<sup>[2]</sup>, Michael Bolender、David Doman 给出了一种吸气式高超飞行器的非线性纵向动力学模型<sup>[3]</sup>; Jason

Parker、Andrea Serrani 给出了面向控制的吸气式高超声速飞行器建模方法<sup>[4]</sup>。

对高超声速飞行器建模的另一项关键技术是气动数据库的建立。NASA 于 1990 年开始陆续公布了 NASP 计划中早期使用的轴对称概念飞行器 winged-cone 模型<sup>[5]</sup>;自 2001 年 Hyper-X 计划第一次发射以来,NASA 陆续公布了升力体构型的 X-43A 的部分试验数据<sup>[6]</sup>,学者们根据这些试验数据,通过 CFD 计算获得了更多的信息<sup>[7]</sup>;近两三年来研究者在 X-43A 的基础上又开发了很多新的高超飞行器模型,其中加州大学等研究机构的 Maj Mimirani 按 X-43A 结构建立了一个大比例的模型<sup>[8]</sup>,通过大量的二维 CFD 计算获得了飞行器的气动/推进耦合特性,据此建立了面向控制的通用高超飞行器的动力学模型 CSULA-GHV<sup>[9]</sup>,并在该模型基础上进行了基于时变模型的纵向运动控制<sup>[10]</sup>。此外,近两年来六自由度的 winged-cone 模型又重新受到了研究。文献[11]基于对文献[5]winged-cone 理论数据修正的基础上,进行了六自由度通用吸气式高超飞行器动力学建模与仿真研究;文献[12]进行了面向控制与飞行的建模与仿真研究;文献[13]给出了六自由度非线性运动方程。国内的中科院力学研究所、中国空气动力研究与发展中心等机构也对高超飞行器的气动特性及建模做了大量的研究工作<sup>[14,15]</sup>。

由于高超飞行器速度很高,离心力对飞行器的作用已很明显,高超飞行器飞行所需的升力中离心力占了一定的比例,因此考虑综合离心力/气动力的高超飞行器建模是必要的。基于此,本文将研究综合离心力/气动力的升力体高超飞行器动力学模型,分析地球曲率半径与自转对高超飞行器的受力平衡以及稳态与动态响应的影响。

### 1 综合离心力/气动力的升力体高超飞行器动力学建模

#### 1.1 矢量运动方程

飞行器质心在惯性空间内受到地球引力、气动力、发动机推力的合力,其运动遵守牛顿惯性定律。由于地球有旋转角速度,故地球坐标系不是惯性坐标系,故在相对运动方程中出现由地球自转角速度

引起的惯性力项。这样飞行器的绝对加速度等于相对加速度、牵连加速度和 Coriolis 加速度之和,据此得到飞行器对地球相对运动的动力学方程

$$\frac{d\mathbf{V}_k}{dt} = -\frac{\mu\mathbf{r}}{r^3} + \frac{\mathbf{T} + \mathbf{A}}{m} - 2\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{V}_k - \boldsymbol{\omega}_E \times (\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{r}) \quad (1)$$

式(1)是以  $S_e$  为基准建立的,它考虑了  $S_e$  在  $S_i$  中的旋转。如果选择某个活动坐标系  $S_m$  作为基准,而  $S_m$  相对于  $S_e$  具有角速度  $\boldsymbol{\omega}_{me}$ , 则式(1)在  $S_m$  中的分量列阵为

$$\left(\frac{d\mathbf{V}_k}{dt}\right)_m = \frac{d(\mathbf{V}_k)_m}{dt} + (\boldsymbol{\omega}_{me})_m \times (\mathbf{V}_k)_m \quad (2)$$

由式(1)和(2),可得运动方程在  $S_m$  中的矩阵形式:

$$\begin{aligned} \frac{d(\mathbf{V}_k)_m}{dt} = & -(\boldsymbol{\omega}_{me})_m \times (\mathbf{V}_k)_m - \frac{\mu}{r^3}(\mathbf{r})_m + \\ & \frac{(\mathbf{T})_m + (\mathbf{A})_m}{m} - 2(\boldsymbol{\omega}_E)_m \times (\mathbf{V}_k)_m - \\ & (\boldsymbol{\omega}_E)_m \times (\boldsymbol{\omega}_E)_m \times (\mathbf{r})_m \end{aligned} \quad (3)$$

根据建立运动方程的目的,选取  $S_k$  为基准坐标系。各矢量最初的基准应该尽量使它具有明确的物理意义,然后再变换到  $S_k$  中。这里选取发动机推力矢量的最初基准为  $S_b$ , 气动力矢量的最初基准为  $S_a$ , 从而式(3)变成下式:

$$\begin{aligned} \frac{d(\mathbf{V}_k)_k}{dt} = & -(\boldsymbol{\omega}_{ke})_k \times (\mathbf{V}_k)_k - \frac{\mu}{r^3}(\mathbf{r})_k + \\ & \frac{\mathbf{L}_{ku}\mathbf{L}_{ub}[(\mathbf{T})_b + \mathbf{L}_{ba}(\mathbf{A})_a]}{m} - \end{aligned} \quad (4)$$

$2(\boldsymbol{\omega}_E)_k \times (\mathbf{V}_k)_k - (\boldsymbol{\omega}_E)_k \times (\boldsymbol{\omega}_E)_k \times (\mathbf{r})_k$   
航迹速度在  $S_k$  中的分量列阵为

$$(\mathbf{V}_k)_k = [V_k \ 0 \ 0]^T \quad (5)$$

航迹坐标系相对于地球的角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ke}$  由  $S_u$  相对于地球的角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ue}$  和  $S_k$  相对于  $S_u$  的角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ku}$  两项合成,即  $\boldsymbol{\omega}_{ke} = \boldsymbol{\omega}_{ue} + \boldsymbol{\omega}_{ku}$ ;  $S_u$  相对于  $S_e$  的角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ue}$  是由经度和纬度的变化率引起的,有  $\boldsymbol{\omega}_{ue} = \dot{\lambda}\mathbf{k}_e - \dot{\phi}_c\mathbf{j}_u$ ;  $S_k$  相对于  $S_u$  的角速度  $\boldsymbol{\omega}_{ku}$  是由航迹方位角和航迹倾角的变化率引起的,有  $\boldsymbol{\omega}_{ku} = \dot{\chi}\mathbf{k}_u + \dot{\gamma}\mathbf{j}_k$ 。可得  $\boldsymbol{\omega}_{ke}$  在  $S_k$  中的矢量列阵为

$$(\boldsymbol{\omega}_{ke})_k = \mathbf{L}_{ku}\mathbf{L}_{ue} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{ku} \begin{bmatrix} 0 \\ -\dot{\phi}_c \\ \dot{\chi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\lambda}\cos\phi_c\cos\gamma\cos\chi - \dot{\phi}_c\cos\gamma\sin\chi + \dot{\lambda}\sin\phi_c\sin\gamma - \dot{\chi}\sin\gamma \\ -\dot{\lambda}\cos\phi_c\sin\chi - \dot{\phi}_c\cos\chi + \dot{\gamma} \\ \dot{\lambda}\cos\phi_c\sin\gamma\cos\chi - \dot{\phi}_c\sin\gamma\sin\chi - \dot{\lambda}\sin\phi_c\cos\gamma + \dot{\chi}\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (6)$$

又由运动学方程可得经度与纬度的关系式为

$$\begin{cases} \dot{\phi}_c = V_k \cos \gamma \cos \chi / r \\ \dot{\lambda} = V_k \cos \gamma \sin \chi / (r \cos \phi_c) \end{cases} \quad (7)$$

飞行器矢径  $r$  在  $S_a$  中的分量列阵  $[0 \ 0 \ -r]^T$ , 则在  $S_k$  中的分量列阵为

$$(\mathbf{r})_k = [r \sin \gamma \ 0 \ -r \cos \gamma]^T \quad (8)$$

地球旋转角速度在  $S_c$  中的分量列阵为  $[0 \ 0 \ \omega_E]^T$ , 则在  $S_k$  中的分量列阵为

$$\begin{aligned} (\boldsymbol{\omega}_E)_k &= \mathbf{L}_{ku} \mathbf{L}_{ue} (\boldsymbol{\omega}_E)_e \\ &= \omega_E \begin{bmatrix} \cos \phi_c \cos \gamma \cos \chi + \sin \phi_c \sin \gamma \\ -\cos \phi_c \sin \gamma \\ \cos \phi_c \sin \gamma \cos \chi - \sin \phi_c \cos \gamma \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

联合以上各式, 整理得到纵向平面内的质心运动动力学方程为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} dV_k/dt \\ V_k \cos \gamma (d\chi/dt) \\ -V_k (d\gamma/dt) \end{bmatrix} &= \frac{V_k^2}{r} \begin{bmatrix} 0 \\ \tan \phi_c \cos^2 \gamma \sin \chi \\ -\cos \gamma \end{bmatrix} + \\ \frac{\mu}{r^2} \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ 0 \\ \cos \gamma \end{bmatrix} &+ \frac{1}{m} \mathbf{L}_{ku} \mathbf{L}_{ub} [(\mathbf{T})_b + L_{bc}(\mathbf{A})_a] + \\ 2\omega_E V_k \begin{bmatrix} 0 \\ -\cos \phi_c \sin \gamma \cos \chi + \sin \phi_c \cos \gamma \\ -\cos \phi_c \sin \gamma \end{bmatrix} &+ \\ \omega_E^2 r \begin{bmatrix} \cos \phi_c (-\sin \phi_c \cos \gamma \cos \chi + \cos \phi_c \sin \gamma) \\ \sin \phi_c \cos \phi_c \sin \chi \\ \cos \phi_c (-\sin \phi_c \sin \gamma \cos \chi - \cos \phi_c \cos \gamma) \end{bmatrix} & \end{aligned} \quad (10)$$

又描述地心距离与相对速度之间关系运动学方程为

$$\dot{r} = V_k \sin \gamma \quad (11)$$

式(7)、(10)和(11)的 6 个方程构成了飞行器在空间中的质心运动方程组。

## 1.2 纵向运动方程简化

对于高超声速飞行器的巡航控制, 只需考虑飞行器在纵向平面内的运动, 如果不考虑侧向气动力与推力, 并假设发动机推力沿机轴方向, 则有  $(\mathbf{A})_a = [-D \ 0 \ -L]^T$ ,  $(\mathbf{T})_b = [T \ 0 \ 0]^T$ 。

为了得到简化的纵向运动方程, 现将(10)式改写并重新列写如下:

$$\begin{aligned} \frac{dV_k}{dt} &= -\frac{\mu \sin \gamma}{r^2} + \frac{T \cos \alpha - D}{m} + \\ \omega_E^2 r (-\sin \phi_c \cos \gamma \cos \chi + \cos \phi_c \sin \gamma) \cos \phi_c & \quad (12) \\ \frac{d\chi}{dt} &= \frac{V_k \tan \phi_c \cos \gamma \sin \chi}{r} + \frac{\omega_E^2 r \sin \phi_c \cos \phi_c \sin \chi}{V_k \cos \gamma} + \end{aligned}$$

$$\frac{2\omega_E (-\cos \phi_c \sin \gamma \cos \chi + \sin \phi_c \cos \gamma)}{\cos \gamma} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{V_k \cos \gamma}{r} - \frac{\mu \cos \gamma}{r^2 V_k} - \frac{L + T \sin \alpha}{m V_k} + 2\omega_E \cos \phi_c \sin \chi + \\ \frac{\omega_E^2 r (\sin \phi_c \sin \gamma \cos \chi + \cos \phi_c \cos \gamma) \cos \phi_c}{V_k} & \quad (14) \end{aligned}$$

假设飞行器在纵向对称平面内运动时  $\chi = \phi_c = 0$ , 且此时经度和纬度不是必要的状态变量, 飞行器的位置可用地心距  $r$  和路程中心角  $\varphi$  来表示, 由于在飞行控制中飞行高度  $h$  才是所关心的量, 且在一定条件下, 可以假定高度与地心距具有相同的变化率, 则质心运动学方程(7)与(11)退化为

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = V \cos \gamma / (R_E + h) \\ \dot{h} = V \sin \gamma \end{cases} \quad (15)$$

由于路程中心角不出现在其它方程中, 则上式中第一个方程与其它方程解耦, 如果在控制系统设计中不关心该状态量, 则可不出现在状态方程中。再补充质心转动动力学和运动学方程, 就得到了高超飞行器在纵向平面内的运动方程

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{(R_E + h)^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{m V} - \frac{\mu \cos \gamma}{V (R_E + h)^2} + \frac{V \cos \gamma}{R_E + h} \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ q = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \end{cases} \quad (16)$$

考虑地球曲率半径的另一个结果是使得地心距与航迹倾角耦合在一起, 从而在控制系统设计中还需要引入地心距或高度这个新的变量, 这也是高超飞行控制的一个新特征。

## 2 综合离心力/气动力的飞行器稳态特性分析

飞行器以某一速度在某一高度稳态巡航时,  $q = \gamma = 0$ , 由式(16)可到此时的稳态关系为

$$\sqrt{T^2 - D^2} + L = \frac{\mu m}{(R_E + h)^2} - \frac{m V^2}{R_E + h} \quad (17)$$

这表明, 稳态时, 飞行速度、飞行高度仅与稳态的受力平衡状态有关。

### 2.1 地球曲率与自转对高超运动的影响

地球模型对高超声速飞行器建模的影响主要体现为地球曲率半径及地球自转对运动方程的影响。由动力学方程(10)易知, 方程的右端反映的即是引

起飞行器运动状态变化的各个因素。其中,第一项反映了向心力的影响,这是采用圆球形地球假设即考虑地球曲率半径引入的,其特征值为  $V_k^2/r$ ; 第二项反映了随着高度变化的地球引力的作用,其特征值为  $\mu/r^2$ ; 第三项为发动机推力和气动力的作用; 第四项反映了 Coriolis 惯性力的作用,它是考虑了地球的自转带来的,其特征值为  $2\omega_E V_k$ ; 第五项反映了牵连惯性力的作用,这也是旋转地球假设的结果,其特征值为  $\omega_E^2 r$ 。这些特征值具有加速度量纲,分别为向心加速度、引力加速度、Coriolis 加速度与牵连加速度,根据牛顿定律,对加速度的分析也就是对飞行器受力的分析。

对运动方程的进一步分析可知, (1) 向心力引起的加速度分量与飞行速度方向有关,在沿矢径方向与平行于地球表面方向时分别取得最小值零与最大值幅值。(2) Coriolis 力引起的加速度分量与飞行方向有关,在平行于自转轴方向与垂直于自转轴方向时分别取最小值零与最大值幅值。(3) 牵连惯性力引起的加速度分量与飞行器在地球坐标系中的位置有关,在位于赤道平面与位于两极时分别取最小值零与最大值幅值。

根据各加速度特征量的表达式以及等动压线上速度与高度的对应关系可计算出高超飞行包线内万有引力、向心力、Coriolis 力、牵连惯性力和可能引起的加速度分量的幅值。图 1 给出了高超飞行包线内的各加速度幅值。

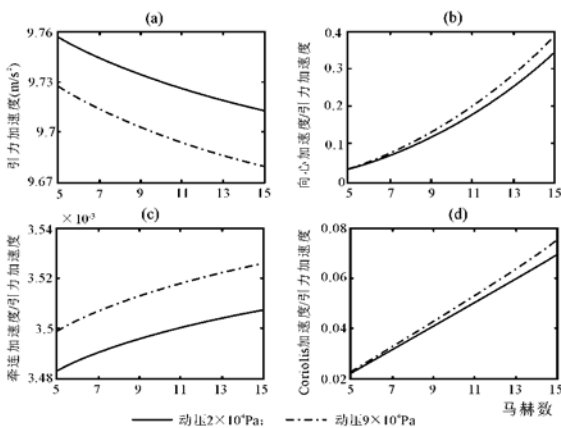


图 1 高超飞行包线内各加速度的幅值  
Fig.1 Amplitude of four acceleration vectors in the flight envelope

引力加速度仅与飞行高度有关,高超声速飞行器飞行高度为 20 - 60Km,相对于地球的半径是一个小量,因此引力加速度变化不大。图 1(a)的计算结果得

到了验证。在建立高超飞行器运动方程时可假设引力加速度为常数。图 1(b)表明,向心加速度受马赫数影响剧烈,在马赫数 15 时向心力为引力的 35% 左右,这相当于抵消了一部分地球引力,由此产生的离心力为飞行器提供了一定的升力;如果马赫数继续升高,离心力将继续增大,计算表明,当马赫数超过 25 时,引力完全被离心力抵消掉,飞行器不再需要气动升力而进入地球轨道,成为空间飞行器。向心加速度这样大的变化速率主要是由于它与速度的平方成正比,显然它对飞行状态的改变具有很大影响,传统的平面地球假设对高超声速飞行不再适用,此时必须考虑地球的曲率。图 1(c)表明,由于牵连加速度与地球自转角速率这个小量的平方成正比,在整个飞行包线内其值仅约为引力加速度的 0.35% 左右,因此可忽略。图 1 (d)表明 Coriolis 加速度与马赫数近似成线性关系,在 Ma5 与 Ma15 时分别为引力加速度的约 2% 与约 7%,可视具体情况决定是否需要考虑。本文将采用圆球形、旋转地球假设,即考虑地球曲率半径与自转对高超飞行器运动的影响。

2.2 高超飞行器的升力分析

由于考虑了地球曲率半径的影响,高超飞行器已经具有了空间飞行器的一些特征,这是高超运动不同于亚声速或普通超声速航空器的一个显著特征。根据文献中给出的升力系数与飞行器结构参数<sup>[8]</sup>,本文计算了高超包线内的离心力与气动升力之比(图 2),易见当 Ma=15 时,在低动压区,离心力与气动升力之比最大达到 0.45 以上,表明由地球曲率半径引起的离心力对飞行器所需升力的贡献已经达到了相当水平。此外,由于所需气动升力减小,为飞行器结构设计也提供了更大的空间。

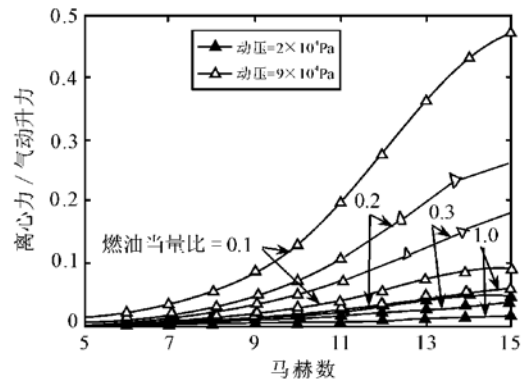


图 2 离心力与气动升力之比  
Fig.2 Ratio of centrifugal force to aero lift

### 3 升力体高超飞行器的动态特性

图 3 给出了不同飞行马赫数下开环系统的零极点分布,其中极点 1、2 分别反映了速度与航迹倾角动态特征,它们均为系统的长周期模态;极点 3 反映了系统的高度动态特征,为系统的高度模态;极点 4、5 分别反映了系统的攻角与俯仰角速率动态特征,为系统的短周期模态。由图表明,考虑了地球曲率半径后,开环系统在实轴与虚轴上的极点均向原点靠近,系统的稳定性提高,有利于控制器设计;在高马赫数时,正极点向原点移动比较明显,稳定性明显提高。即在低马赫数时,曲率半径主要影响系统的短周期模态;而在高马赫数时,不仅影响短周期模态,对长周期模态也有很强的作用。

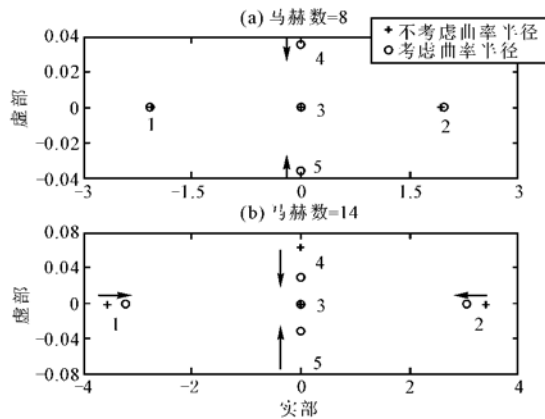


图 3 曲率半径对开环系统极点分布的影响

Fig.3 The impact of curvature radius on the pole of open-loop system

地球曲率半径或离心力对系统动态特性的影响也反映在开环系统各极点的阻尼上,进一步的计算结果表明,曲率半径对图 3 中 1、2、3 极点的阻尼没有任何影响,而考虑了地球曲率半径后,虚轴上一对极点的阻尼有所升高,这表明系统会更加稳定。

地球曲率半径或离心力对系统动态特性的影响也反映在开环系统各极点的自然频率上,图 4 以极点 1 及共轭极点 4/5 为例给出了飞行马赫数对开环系统中各个极点自然频率的影响。由图 4(a)可见,在整个高超飞行包线内,长周期模态的自然频率变化很大;另外,在马赫数 10 以下,地球曲率半径对长周期运动模态几乎没有太大影响,此时可以不考虑;而在马赫数 10 以上,自然频率降低显著,系统的稳定性增加,这表明,对于高超飞行器,地球曲率半径对开环系统的动态影响已很显著,再次验证了对高

超飞行器建模必须同时考虑气动力与离心力的影响。由图 4(b)可见,短周期模态自然频率在低马赫数时变化不大,在高马赫数时有明显改变,同样,考虑了地球曲率半径后,系统自然频率降低,必须考虑。对高度模态的研究表明,在整个飞行包线内,其自然频率都很小,且受地球曲率半径影响不大。

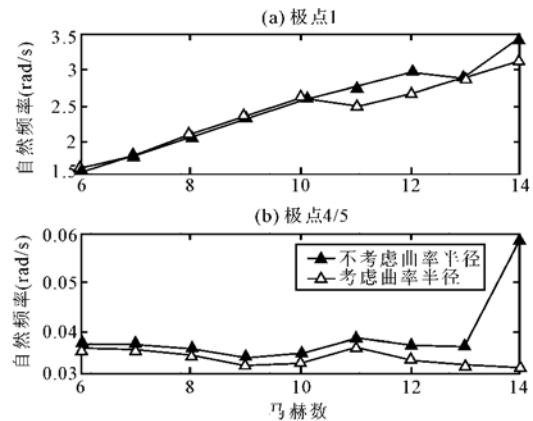


图 4 曲率半径对极点自然频率的影响

Fig.4 The impact of curvature radius on the natural frequency of poles

### 4 仿真算例

飞行器采用典型升力体构型的 X-43A 的放大模型进行仿真,模型数据引用文献 4 的结果,真实模型与执行机构的状态反馈给面向控制的反馈线性化模型,线性化模型的状态又反馈给 LQR 鲁棒外环控制器,而鲁棒外环控制器的输入则为一参考模型。

仿真巡航马赫数为 10、巡航高度为 30000m 的稳态系统,在第 10 秒钟速度指令增加 300m/s、高度指令增加 3000m 的阶跃。图 5 给出了系统的动态响应。

由图可见,地球曲率半径对飞行器动力学模型中攻角、俯仰角速率等短周期模态的影响非常强烈。而曲率半径的反映形式就是飞行高度,这样飞行高度与短周期模态耦合在一起,增加了系统的非线性性,对控制系统设计也提出了更高的要求。此外,由稳态结果可知,考虑了地球曲率半径后,飞行器所需的气动升力确实下降了,再次验证了离心力对飞行器升力的贡献;而飞行器的气动阻力进一步下降,更有利于高超声速飞行。

### 5 结论

(1) 综合考虑吸气式高超声速飞行器的离心力/气动力特性,建立了飞行器刚体动力学矢量模型,

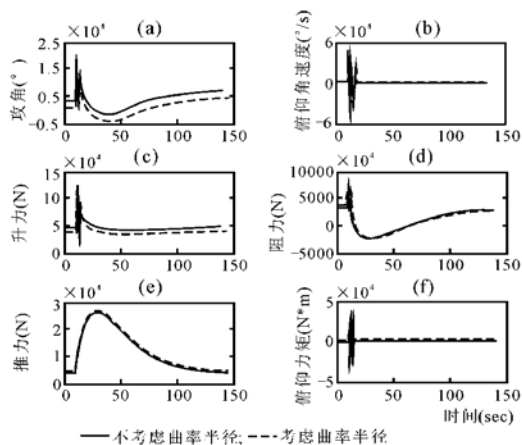


图 5 升力体高超飞行器的闭环动态响应

Fig.5 Dynamic response of closed-loop system for lifting-body hypersonic vehicle

得到了面向巡航控制的纵向运动模型。

(2) 分析了地球曲率半径与自转角速度对高超声速飞行器运动建模的影响,地球曲率半径对高超声速飞行器运动的影响非常显著,在建模时必须考虑;地球自转角速率的影响相对较小,可视具体情况决定是否考虑。

(3) 分析了综合离心力/气动力升力体高超飞行器的稳态特性与动态特性,考察了地球曲率半径的影响。仿真结果表明:考虑了地球曲率半径后,高超飞行器的稳定性提高;此外,地球曲率半径对高超声速飞行器的攻角、俯仰角速率等短周期模态影响显著,在建模与控制时需特殊考虑。

#### 参考文献:

- [ 1 ] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, Mehta U B. Hypersonic Airbreathing Propulsion[M]. AIAA Education Series, Washington DC, 1994.
- [ 2 ] Bar Fidany, Maj Mimirani, Petros A, Ioannou. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions[C]. AIAA 2003 - 7081. 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 15 - 19 December 2003, Norfolk, Virginia.
- [ 3 ] Michael A, Bolender and David B, Doman. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, March-April 2007, 40(2).
- [ 4 ] Jason T, Parker, Andrea Serrani, Stephen Yurkovich, Michael A, Bolender and David B, Doman. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control And Dynamics, May-June 2007, 30(3).
- [ 5 ] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, et al. Hypersonic Vehicle Simulation Model: Winged-Cone Configuration[R]. 1991, NASA - TM - 102610.

- [ 6 ] Walter C, Engelund. Hyper-X Aerodynamics: The X-43A airframe-integrated scramjet propulsion flight-test experiments[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, November-December, 2001, 38(6).
- [ 7 ] Eugene A, Morelli, Stephen D, Derry and Mark S, Smith. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A (Hyper-X) from flight data[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 15 - 18 August 2005, San Francisco, California, AIAA 2005 - 5921.
- [ 8 ] Clark A D, Wu C, Mimirani M, Choi S, Kuipers M. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model [C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006 - 218, Reno, NV, Jan. 2006.
- [ 9 ] Mimirani M, Wu C, Clark A D, Choi S, Colgren R. Modeling for control of a generic airbreathing hypersonic vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2005 - 6256, San Francisco, CA, Aug. 2005.
- [ 10 ] Bar Fidan, Matthew Kuipers, Petros A. Ioannou, and maj mimirani, longitudinal motion control of air-breathing hypersonic vehicles based on time-varying models[C]. 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006 - 8074.
- [ 11 ] Shahriar Keshmiri, Richard Colgren and Maj Mimirani. Modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle using merged aerodynamic models[C]. 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2006 - 8087.
- [ 12 ] Shahriar Keshmiri, Richard Colgren and Maj Mimirani. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic for control and navigation purposes[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 21 - 24 August 2006, Keystone, Colorado, AIAA 2006 - 6694.
- [ 13 ] Shahriar Keshmiri, Richard Colgren and Maj Mimirani. Six DoF Non-linear Equations of Motion for a Generic Hypersonic Vehicle [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 20 - 23 August 2007, Hilton Head, South Carolina, AIAA 2007 - 6626.
- [ 14 ] ZHANG Jie, WANG Fa-min. Hypersonic waveriders aerodynamic performance studies[J]. Journal of Astronautics (In English), 2007, 28(1).
- [ 15 ] 贺元元,乐嘉陵,倪鸿礼. 吸气式高超声速机体/推进一体化飞行器数值和试验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2). [HE Yuan-yuan, LE Jia-ling, NI Hong-li. Numerical and experimental study of air-breathing hypersonic airframe/propulsion integrative vehicle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(2). ]

作者简介:鲍文(1970),男,博士,教授,博士生导师,哈尔滨工业大学能源学院,研究方向为高超声速推进系统建模、控制与仿真研究。

通信地址:哈尔滨工业大学 458 信箱(150001)

电话:(0451)86413241 - 262

E-mail:baowen@hit.edu.cn

(下转第 144 页)