

基于参数化外形的通用大气飞行器建模与分析

李惠峰, 肖进, 林平

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘要: 提出了一类翼身组合升力体外形通用大气飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)的参数化外形建模方法,采用气动工程预估方法计算CAV的气动系数,拟合得到能用于再入飞行器制导与控制仿真的气动模型,并通过分析,得到该模型静稳定性、气动效率及气动控制特性等方面的结论。结合飞行器再入飞行的运动方程,选取平衡工作点,基于小扰动线性化模型得到系统特征根分布来分析其稳定性,发现固定姿态的滑翔飞行时系统有正半平面极点,需主动控制调节;为了分析机动性,提出了以星下点轨迹曲率求取CAV转弯半径的方法,可快速获取机动性评估与参考指标,结果表明,该模型具有较好的转弯机动能力。

关键词: 飞行动力学; 通用大气飞行器; 参数化外形; 气动力工程计算; 建模

中图分类号: V24 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2011)11-2305-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.11.001

Modeling and Analyzing of Common Aero Vehicle with Parametric Configuration

LI Hui-feng, XIAO Jin, LIN Ping

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A Common Aero Vehicle (CAV) model based on wing-body combined with lifting body configuration is proposed in this paper. A parametric modeling technique is employed to describe the vehicles' configuration. The aerodynamic coefficients are calculated by using an engineering method. The aerodynamic model is obtained through data fitting and can be used for guidance and control design and simulation. The static stability, aerodynamic efficiency and control performance are investigated. Small disturbance linearization and analysis of entry dynamics equations is conducted at the selected equilibrium point. The dynamics system has unstable positive eigenvalues, which means the active attitude control is needed to maintain vehicle stability. A ground track based minimum turning radius formula is presented to evaluate the maneuverability of vehicle. The result shows that this CAV model has good maneuverability.

Key words: Flight dynamics; CAV; Parametric configuration; Aerodynamic engineering estimation; Modeling

0 引 言

CAV是一种新概念的无动力、滑翔机动高超声速再入飞行器。它首先被发射到预定轨道,然后再入大气层,并将其有效载荷送至地面或利用装载武器精确打击目标。发展CAV一方面能够满足国家意图、未来研究及军事计划等未来需求,另一方面也能实现发射、在轨、再入,并根据有效载荷类型减速

至相应速度,为全球到达、全球火力投送、全球介入提供了实现途径^[1-2]。

目前,国外关于CAV建模的公开文献较少,而国内研究正处于初级阶段,缺少适合于此类飞行器制导控制系统设计的模型,对此,部分学者进行了相关研究。国家计算流体力学实验室的叶友达基于CFD计算研究了黏性干扰效应、真实气体效应和稀薄气体效应对CAV飞行中的气动特性影响,提出了

典型高升阻比飞行器气动布局设计与优化思想^[3]；唐伟、桂业伟基于二次曲线的模线设计方法建立了 CAV 参数化外形,并进行气动特性计算分析,获得稳定配平升阻比达到 3.5 左右^[4]。国内学者虽然深入研究了不同外形 CAV 的气动特性并提出了布局优化思想,但没有提供能进行制导律与控制器设计研究的完整 CAV 模型。为此,借助于作者在吸气式高超声速飞行器(Air-Breathing Hypersonic Vehicle, AHV)建模方面的研究基础^[5],通过参数化外形设计及气动工程计算方法研究,并与高超声速条件下的运动方程相结合,得到了一个完整的 CAV 模型。

基于结构强度、气动特性等方面的综合考虑,翼身组合的升力体外形是 CAV 气动外形的优先选择。本文参考俄罗斯 IGLA 高超声速飞行器的气动布局及总体尺寸^[6-7],进行参数化外形建模;应用几种高超声速的气动力工程预估方法进行气动力计算,然后对数据拟合并分析气动特性;最后结合高超声速无动力滑翔动力学方程分析了模型的稳定性与机动性。

1 建模方法

建模过程包括参数化外形设计及高超声速气动力计算。参数化外形设计就是用曲线、曲面方程来描述飞行器的几何外形,曲线及曲面的形状都随相应外形参数的变化而变化,进而改变飞行器外形^[8]。高超声速气动力计算则采用工程计算方法^[9-10],在设计状态域中计算各状态点的气动力系数,将其拟合成公式形式,方便制导及控制研究。

1.1 参数化外形建模方法

参数化外形设计:即按照预想的飞行器基本构形,通过设定若干机体、机翼参数,确定飞行器的几何外形,同时也完成了对飞行器的网格划分。

当需要对飞行器外形进行调整时,只要在外形生成程序中改变相应的外形参数即可,避免了在现有基于 CFD 软件的建模方法中存在的重新划分飞行器及流场网格等问题。因此,该方法在外形参数需要反复修改、调整的飞行器初步设计阶段是十分方便的。

飞行器设计通常基于一个初始布局构型及基准外形参数,通过对该布局进行修改,以获得更优的总体性能。表 1 为本文 CAV 模型采用的基准外形参数,飞行器外形如图 1 所示,其中, $OXYZ$ 为外形建模采用的本体坐标系。

表 1 CAV 主要外形参数

Table 1 Configuration parameters of the CAV

变量名	设计值/m	含义
L	7.9	飞行器长度
W	3.6	飞行器宽度
L_{FB}	4.7	前体长度
W_B	1.2	机体宽度
L_{FW}	4.1	原点 O 到边条翼后 端点 A 的轴向长度
L_{TW}	5	原点 O 到机翼翼梢前 端点 B 的轴向长度
L_W	5.5	机翼全长
H_B	1.2	机体高度
H_w	0.15	机翼厚度
L_E	0.9	升降舵长度
L_{FR}	5.6	原点 O 到安定面前 端点 C 的轴向长度
L_{TR}	6.5	原点 O 到安定面中 截点 D 的轴向长度
L_{VS}	7.05	原点 O 到安定面后 端点 E 的轴向长度
L_R	0.8	方向舵长度

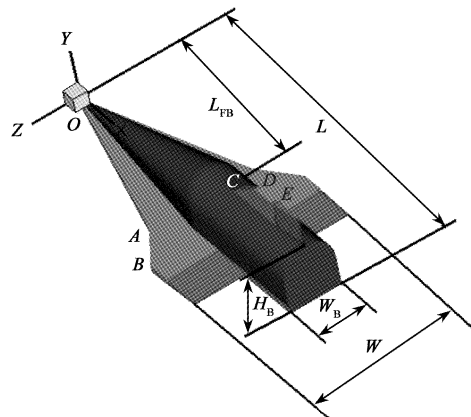


图 1 CAV 三维视图

Fig. 1 Three-dimensional view of the CAV

1.2 气动力工程计算方法

在高超声速飞行器的概念研究和初步设计阶段,需要进行大量的气动力特性方面的预测。基于经济方面的考虑,这个阶段不可能进行大量的风洞试验。近年来由于计算流体力学的发展,在气动计算方面已经发展了较成熟的数值计算方法,但是设计周期较长,对计算机性能要求较高。因此,工程计算方法仍然是很重要的设计工具。

气动力工程计算过程如下:按照一定顺序调取飞行器表面面元,计算面元自身属性(面元面积、质心位置及外法向等)及面元处压力系数。通过矢量

求和,由所有面元处的分布力得到飞行器本体坐标系下的气动力,并将其转换到气流坐标系下。

采用部件分解法,将飞行器分为机身和机翼两大气动部件,根据迎、背风情况,采用不同的压力系数预估方法。考虑到理论构型飞行器的飞行任务、环境和特征,本文对机身迎风面采用达黑姆-巴克(Dahlem-Buck)法,背风面采用普朗特-迈耶耳(Prandtl-Meyer)法;对机翼迎风面采用切锥法,背风面采用膨胀波方法。压力系数计算公式如下:

Dahlem-Buck 公式为:

$$C_p = C_{pD} \frac{C_{pcone}}{C_{pcone}(Ma = 20)} \quad (1)$$

$$C_{pD} = \begin{cases} [\frac{1}{\sin^{3/4}(4\delta)} + 1] \sin^2 \delta & 0 \leq \delta \leq 22.5^\circ \\ K \sin^2 \delta & \delta > 22.5^\circ \end{cases} \quad (2)$$

$$C_{pcone}(Ma) = 2e^\xi \sin^2 \theta_{TC} \quad (3)$$

该公式的实质是在小撞击角下用切锥法,大撞击角下用修正牛顿法,并加入了马赫数修正。式中, C_p 为压力系数, Ma 为马赫数, C_{pD} 、 C_{pcone} 、 ξ 均为中间变量, δ 是撞击角, θ_{TC} 是等价锥的半顶角, K 值按机身、机翼被分别拟合为关于 δ 的函数形式。

Prandtl-Meyer 公式为:

$$C_p = -\frac{\gamma_0 + 1}{2} \delta^2 \left\{ \sqrt{1 + \left[\frac{4}{(\gamma_0 + 1) Ma \delta} \right]^2} - 1 \right\} \quad (4)$$

切锥法公式为:

$$C_p = \frac{4 \sin^2 \theta (2.5 + 8 \sqrt{Ma^2 - 1} \sin \theta_{TC})}{1 + 16 \sqrt{Ma^2 - 1} \sin \theta_{TC}} \quad (5)$$

膨胀波方法公式为:

$$C_p = \frac{2}{\gamma_0 Ma^2} \left[\left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} Ma \sin \delta \right)^{\frac{2\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} - 1 \right] \quad (6)$$

其中, γ_0 为空气比热比值,这里取为常值 1.4。

2 建模结果

按照前述建模方法,并设计好飞行器模型的总体参数(见表 2)及计算条件(见表 3),即可得到 CAV 气动数据。

2.1 气动特性

对气动数据进行分析,可分别提取出该 CAV 模型的纵向气动特性、横侧向气动特性及气动控制特性,如图 2~图 4。

表 2 CAV 总体参数

变量符号	变量值	含义
m	2200kg	飞行器质量
S	12.66m ²	机翼参考面积
c_A	3.52m	机翼平均气动弦长
b_A	3.6m	机翼横向参考长度
I_x	345kg·m ²	绕本体轴 x 的转动惯量
I_y	4956.6kg·m ²	绕本体轴 y 的转动惯量
I_z	4917.1kg·m ²	绕本体轴 z 的转动惯量
I_{xz}	1302.4kg·m ²	惯性积

表 3 CAV 气动计算条件

Table 3 Aerodynamic calculation conditions of the CAV

变量符号	变量值	含义
H	50~70km	高度
Ma	10~20	马赫数
α	-4°~20°	攻角
β	-5°~5°	侧滑角
δ_{le}	-20°~20°	左升降舵偏角
δ_{re}	-20°~20°	右升降舵偏角
δ_r	-10°~10°	方向舵偏角

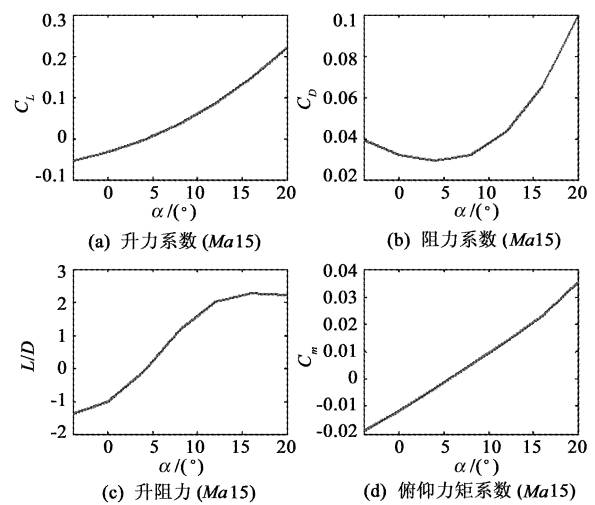


图 2 CAV 纵向气动特性

Fig. 2 Longitudinal aerodynamic characteristics of the CAV

从图 2~图 4 可以看出,CAV 气动特性具有以下特点:

(1) 在该飞行状态 ($Ma15$, 60km) 下,纵向静稳定性导数 $\partial C_m / \partial \alpha > 0$,故飞行器纵向静不稳定,即重心在气动焦点之后。飞行器静稳定性除了与飞行器外形、飞行状态相关,还与质心位置相关。因此,可以通过引入变质心控制方法来改善稳定性。

(2) 在该飞行状态 ($Ma15$, 60km) 下,最大升

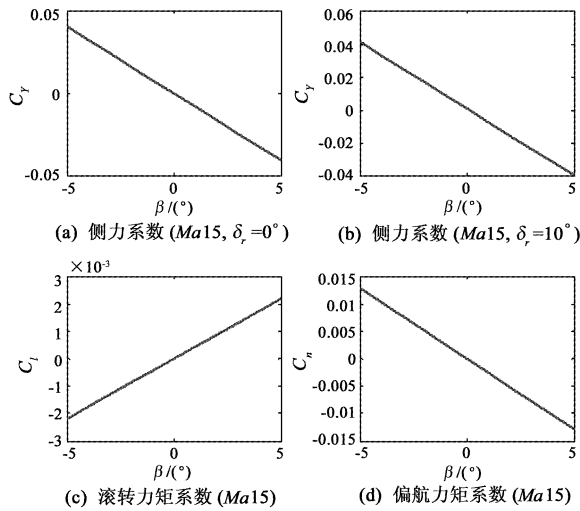


图 3 CAV 横侧向气动特性

Fig. 3 Lateral aerodynamic characteristics of the CAV

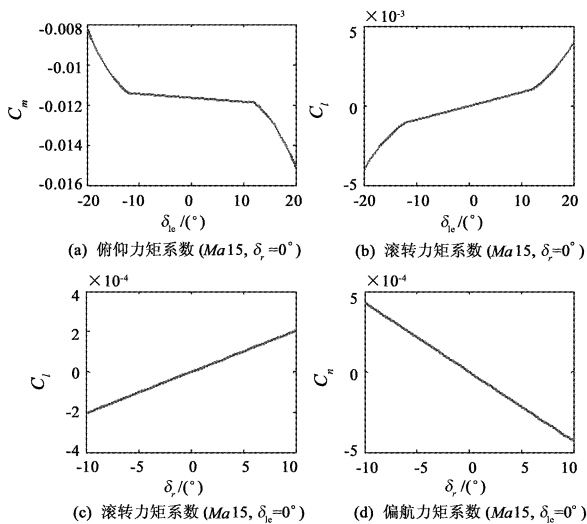


图 4 CAV 气动控制特性

Fig. 4 Aerodynamic control characteristics of the CAV

阻比 L/D 为 2.2, 在攻角 15° 左右出现, 故飞行器具有良好的空气动力性能。

(3) 图 5 以左升降舵及方向舵为例给出了舵面的气动控制特性。其中, 该 CAV 的滚转及偏航控制特性良好, 但小升降舵偏范围内的俯仰控制特性较差, 这与升降舵轴向安装位置接近于飞行器质心位置有关。

2.2 CAV 模型

使用气动数据的方法通常有两种: 插值及拟合。前者精确使用已获得的数据点, 通常用于数据来源比较准确但数据量较小的情况; 后者则主要反映数据的大致规律, 适用于数据量大但并不十分准确的

情况。基于上述特点并考虑到模型使用的便捷性, 本文采用多元拟合方法得到了气动系数拟合公式。同时, 为了保证拟合精度, 引入向量相对误差 RE (relative error) 来评价拟合效果, 定义如下:

$$RE = \frac{\|\mathbf{u} - \hat{\mathbf{u}}\|}{\|\mathbf{u}\|} \times 100\% \quad (7)$$

其中, \mathbf{u} 为实际数据向量, $\hat{\mathbf{u}}$ 为拟合后公式在相应状态点的计算值向量, $\|\cdot\|$ 为向量范数。

最终拟合公式如下:

$$\begin{aligned} C_L = & -3.39472 \times 10^{-2} + 6.31965 \times 10^{-5} Ma + \\ & 1.04573 \times 10^{-2} \alpha - 4.18797 \times 10^{-4} Ma \alpha + \\ & 2.17936 \times 10^{-4} \alpha^2 + 4.14144 \times 10^{-6} Ma \alpha^2 + \\ & 9.86629 \times 10^{-6} Ma^2 \alpha + 1.81592 \times 10^{-6} \alpha^3 + \\ & 4.41577 \times 10^{-4} (\delta_{le} + \delta_{re}) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} C_D = & 3.87935 \times 10^{-2} - 6.07087 \times 10^{-4} Ma - \\ & 9.69344 \times 10^{-4} \alpha - 5.22735 \times 10^{-5} Ma \alpha + \\ & 1.40614 \times 10^{-4} \alpha^2 - 9.06812 \times 10^{-7} Ma \alpha^2 + \\ & 1.66035 \times 10^{-6} Ma^2 \alpha + 7.69399 \times 10^{-7} Ma^3 + \\ & 5.54004 \times 10^{-6} \alpha^3 + 1.60289 \times 10^{-4} \beta \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} C_Y = & -9.94962 \times 10^{-3} \beta + 1.86910 \times 10^{-4} Ma \beta - \\ & 4.31664 \times 10^{-6} Ma^2 \beta + 2.11233 \times 10^{-4} \delta_r - \\ & 1.58733 \times 10^{-5} Ma \delta_r + 3.92700 \times 10^{-7} Ma^2 \delta_r \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} C_l = & 4.05443 \times 10^{-4} \beta + 2.04880 \times 10^{-6} Ma \beta + \\ & 3.91986 \times 10^{-5} \delta_r - 1.25461 \times 10^{-6} Ma \delta_r + \\ & 6.96636 \times 10^{-5} (\delta_{le} - \delta_{re}) - \\ & 2.43573 \times 10^{-6} Ma (\delta_{le} - \delta_{re}) + \\ & 4.50362 \times 10^{-7} (\delta_{le}^3 - \delta_{re}^3) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} C_m = & -1.18572 \times 10^{-2} + 1.12428 \times 10^{-5} Ma + \\ & 2.65247 \times 10^{-3} \alpha - 6.94789 \times 10^{-5} Ma \alpha - \\ & 3.76692 \times 10^{-5} \alpha^2 + 7.75403 \times 10^{-6} Ma \alpha^2 + \\ & 1.72599 \times 10^{-6} Ma^2 \alpha - 2.48917 \times 10^{-6} \alpha^3 - \\ & 1.04605 \times 10^{-7} Ma \alpha^3 - 1.88603 \times 10^{-7} Ma^2 \alpha^2 + \\ & 1.55695 \times 10^{-7} \alpha^4 + 6.69536 \times 10^{-5} (\delta_{le} + \delta_{re}) - \\ & 6.02145 \times 10^{-7} (\delta_{le}^3 + \delta_{re}^3) \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} C_n = & -2.01578 \times 10^{-3} \beta - 5.97591 \times 10^{-5} Ma \beta + \\ & 1.45858 \times 10^{-6} Ma^2 \beta - 1.47621 \times 10^{-4} \delta_r + \\ & 1.11004 \times 10^{-5} Ma \delta_r - 2.74658 \times 10^{-7} Ma^2 \delta_r \end{aligned} \quad (13)$$

其中, 变量含义为:

C_L, C_D, C_Y ——升力、阻力、侧力系数;

C_l, C_m, C_n ——滚转、俯仰、偏航力矩系数。

本文中各数据公式的 RE 值见表 4,可以看出拟合结果能够客观反映建模计算结果。

表 4 各拟合公式相对误差值

Table 4 Relative error of fitting results

拟合公式	RE 值/%	拟合公式	RE 值/%
C_L	6.67	C_D	0.74
C_Y	0.41	C_l	1.75
C_m	6.82	C_n	0.88

除了上述工作,为建立完整的刚体六自由度 CAV 模型,需要选取与之相适应的运动方程。本文的 CAV 模型运动方程在无风、考虑地球曲率,但忽略地球自转的情况下建立,这在高超声速飞行条件下是合理的^[11]。大气密度及声速模型则选取参考文献[12]中的公式进行计算。将上述方程与式(8)~(13)结合,即为 CAV 模型。

3 模型分析

模型分析通常从稳定性与机动性两方面进行,本文根据平衡点下线性化模型的特征根分布情况分析稳定性,最小转弯半径来分析机动性。

3.1 稳定性分析

控制系统设计时通常采用等效舵偏形式表达,其与气动力计算的实际执行机构之间的控制分配律如下:

$$\delta_e = \frac{1}{2}(\delta_{le} + \delta_{re}) \quad (14)$$

$$\delta_a = \frac{1}{2}(\delta_{le} - \delta_{re}) \quad (15)$$

$$\delta_r = \delta_r \quad (16)$$

采用 MATLAB 中的 trim 内置函数来求解平衡工作点,其工作原理为:先从一个指定的初始值开始,然后用二分查找法进行搜索,直到找到最接近的平衡点。

CAV 没有动力装置,无法提供推力,从能量守恒的观点看,无法进行匀速等高巡航飞行,只能做固定姿态滑翔飞行。结合三个舵偏输入,本文采用固定攻角与倾侧角状态量,侧滑角状态置零的情况下求取平衡点,12 个初始搜索状态为:

$$[Ma, \varphi, \mu, \alpha, \beta, \gamma, p, q, r, \Phi_{long}, \Phi_{lat}, R]_0 = [20, 0, 0, 5^\circ, 0, 5^\circ, 0, 0, 0, 0, 0, 60000\text{m}] \quad (17)$$

经过 trim 函数的搜索得到配平点如下:

$$[V, \varphi, \mu, \alpha, \beta, \gamma, p, q, r, \Phi_{long}, \Phi_{lat}, R]_{trim} = [6277.8\text{m/s}, 0, 0, 4.5959^\circ, 0, 10.0067^\circ, 0, 0, 0, -0.1238^\circ, 0, 59959\text{m}] \quad (18)$$

配平等效舵偏为:

$$[\delta_e, \delta_a, \delta_r]_{trim} = [9.1075^\circ, 0.0742^\circ, -1.0213^\circ] \quad (19)$$

结合动力学模型与经拟合的气动力模型,在此平衡点下线性化,并求出系统特征根分布情况如图 5 所示。

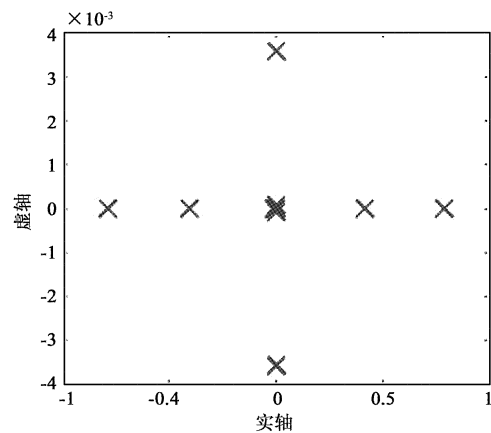


图 5 极点分布图

Fig. 5 Distribution of the poles

从图中看出大部分极点集中于原点附近,说明 CAV 虽然飞行马赫数高,但对应的高空大气稀薄,气动舵效率偏低,姿态响应较慢,因此长周期模态占主导地位。同时,有两个根位于右半平面,说明该模型在此平衡工作点做固定姿态滑翔飞行时处于不稳定状态,需要引入控制。

3.2 机动性分析

转弯半径是描述飞行器机动性能的一个重要指标。最小转弯半径即在假定控制系统能瞬时响应的情况下,以横向机动需要的最大升力飞行时的最大曲率值。曲率计算公式为:

$$K = \frac{|y''|}{(1 + (y')^2)^{3/2}} \quad (20)$$

结合经度、纬度的运动学方程,在此,

$$y' = \frac{d\Phi_{lat}}{d\Phi_{long}} \quad (21)$$

经公式推导,最小转弯半径为:

$$r_{\min} = \frac{1}{K_{\max}} = \frac{\frac{V}{\sqrt{R_0 g_0}} \cos \mu \cdot (\sin^2 \varphi + \cos^2 \varphi \cos^2 \Phi_{\text{lat}})^{3/2}}{\frac{R}{R_0} (\cos \Phi_{\text{lat}} \cdot \dot{\varphi} + \cos \varphi \sin \varphi \sin \Phi_{\text{lat}} \cos \Phi_{\text{lat}} \cdot \dot{\Phi}_{\text{lat}})} R_0 \quad (22)$$

式(22)中, $R_0 = 6371000\text{m}$ 为地球半径, $g_0 = 9.8\text{m/s}^2$ 为地球表面重力加速度。图 6 给出了 $\alpha = 20^\circ$, $\beta = 0^\circ$, $\gamma = 90^\circ$ 和 $\alpha = 10^\circ$, $\beta = 0^\circ$, $\gamma = 70^\circ$ 两种制导设计变量情况下转弯半径随高度和速度变化的曲面图。从图中可看出,高超声速飞行时,转弯半径大小随高度变化较明显,而与速度变化关系较小。这是因为高速飞行时气动力系数与马赫数相关性较小。另一方面,对比图中两个曲面可以看出,制导设计变量裕度(攻角 α 、倾斜角 γ)对 CAV 高空条件下的机动性影响较大,低空相对较弱。式(22)所得转弯半径指标可作为 CAV 机动突防弹道的设计参考。

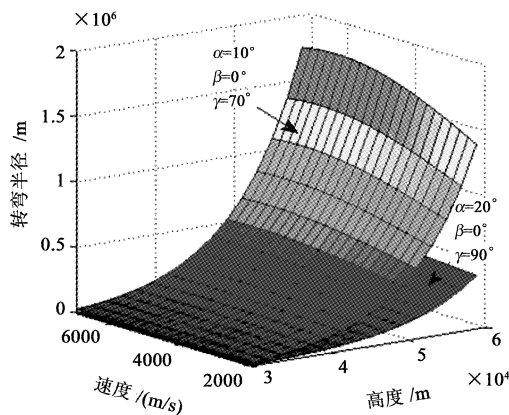


图 6 最小转弯半径与高度、速度关系图

Fig. 6 Relationship between the minimum turning radius and altitude, velocity

4 结 论

(1) 本文提出了一类通用大气飞行器的参数化外形快速生成方法,并采用气动力工程预估方法计算其气动力,经拟合得到可用于再入飞行器制导律与控制器设计的气动模型;

(2) 经分析,该 CAV 气动模型具有良好的空气动力性能,但纵向静不稳定,俯仰通道气动控制效率较低,可采用变质心控制来解决此问题;

(3) 稳定性分析表示该飞行器在固定姿态的滑翔飞行时需加入控制;

(4) 提出了以星下点轨迹曲率求取 CAV 转弯半径的机动性分析方法,分析表明该飞行器具有较好的机动能力。

参 考 文 献

- [1] Richie G. The common aero vehicle: space delivery system of the future[C]. AIAA Space Technology Conference & Exposition, Albuquerque, NM, USA, Sep 28 - 30, 1999.
- [2] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview [C]. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16 - 20, 2005.
- [3] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化 [J]. 力学进展, 2009, 39(6):683 - 694. [Ye You-da. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. Advances In Mechanics, 2009, 39(6): 683 - 694.]
- [4] 唐伟, 桂业伟. 通用大气飞行器的参数化气动布局研究 [J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3):325 - 328. [Tang Wei, Gui Ye-wei. Aerodynamic configuration design for a parameterized lifting body common aero vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica Journal, 2009, 27(3): 325 - 328.]
- [5] Li H F, Lin P, Xu D J. Control-oriented modeling for air-breathing hypersonic vehicle using parameterized configuration approach [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 24(1): 81 - 89.
- [6] 刘桐林. 俄罗斯高超声速技术飞行试验计划(二) [J]. 飞航导弹, 2000(5): 27 - 31. [Liu Tong-lin. Flight test program of hypersonic technology of Russia: Part two [J]. Winged Missiles Journal, 2000(5): 27 - 31.]
- [7] 李大光. 世界各国高超声速武器发展现状 [J]. 国防技术基础, 2007(5): 45 - 47. [Li Da-guang. Development status of hypersonic weapons all over the world [J]. Technology Foundation of National Defence, 2007(5): 45 - 47.]
- [8] 高建力, 唐硕, 车竞, 等. 高超声速飞行器参数化几何建模研究 [J]. 计算机仿真, 2008, 25(2): 49 - 52. [Gao Jian-li, Tang Shuo, Che Jing, et al. Parametric geometric modeling for quasi-waverider vehicle [J]. Computer Simulation, 2008, 25(2): 49 - 52.]
- [9] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [10] 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006. [Che Jing. Optimization design of

- waverider-hypersonic cruise vehicle [D]. Xi'an: College of Astronautic Northwestern Polytechnical University, 2006.]
- [11] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2003.
- [12] NOAA, NASA, U. S. Air Force. U. S. standard atmosphere [M]. Washington, D. C: U. S. Government Printing Office, 1976.

作者简介:李惠峰(1970 -),女,副教授,主要从事高超声速飞行器制导与控制以及动力学建模研究。

通信地址:北京航空航天大学宇航学院导航制导控制系(100191)

电话:(010)82339276

E-mail:lihuifeng@buaa.edu.cn

(编辑:曹亚君)