

文章编号: 1001-2486(2009)03-0037-06

助推滑翔飞行器复合控制系统线性化小偏差运动方程推导与控制系统设计*

翟华¹, 谷志军¹, 刘娟², 周伯昭¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 助推滑翔技术是制导武器实现增加射程、提高机动突防能力的关键技术之一, 对飞行器姿态控制有较高的要求, 需要设计复合控制方式的姿态控制系统。针对采用空气舵与燃气舵联动控制的飞行器, 建立了动力学模型, 详细推导了完整的三通道线性化小偏差运动方程, 结合典型弹道数据给出了动力系数图像, 分析了助推滑翔弹道各飞行段中飞行器的稳定性, 在此基础上选取再入段低空飞行特征点进行了姿控系统的设计, 仿真结果验证了线性化小偏差运动方程的正确性和控制系统的有效性, 为进行此类飞行器的稳定性分析与姿态控制系统设计提供了有益的参考。

关键词: 助推滑翔; 复合控制; 线性化; 小偏差; 稳定性分析; 控制系统设计

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Derivation of Linearization Small Deviation Equations and Design of Compound Control System for Aid-sliding Vehicles

ZHAI Hua¹, GU Zhijun¹, LIU Juan², ZHOU Bozhao¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Beijing Institute of Space Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The aid-sliding technology is the one of key technologies for guided weapons to augment the range and enhance maneuver penetration ability. This technology has a high demand on vehicle's attitude control and the compound control system. Aiming at vehicles controlled by the linkage mode with aerodynamic rudders and gas rudders, the integrated dynamic model is set up and the complete linearization small deviation equations on pitching, yawing and roll loops are elaborated in the derivation. Combined with typical trajectory data, figures of dynamic coefficients are presented, and according to these figures, the vehicle's stability in each phase of the boost gliding trajectory is analyzed. On the basis of the above work, the low altitude point 260s in reentry phase is picked as characteristic point and the attitude control system of this point is designed. Simulation results indicate the correctness of linearization small deviation equations and the validity of the control system. This research can provide helpful reference to stability analysis and designing attitude control system for this kind of vehicles.

Key words: aid-gliding; compound control; linearization; small deviation; stability analysis; control system design

基于助推—滑翔式弹道的制导武器可以实现短时间内的全球攻击, 且采用非常规弹道, 能够有效对抗防御系统, 具有很好的生存性能, 无论在军事或是民用上都极具发展潜力^[1]。美俄等军事大国竞相展开此类飞行器的研究, 并已进入试验阶段。相对于目前大气层内飞行的导弹武器广泛采用空气舵作为姿态控制系统的操纵机构, 助推滑翔飞行器对控制系统提出了更高的要求, 单独靠空气舵操纵难以满足控制需求, 因此这类导弹通常采用复合式控制系统, 如空气舵与燃气舵联动来实现姿态控制^[2]。

在分析设计姿态控制系统时应用最普遍的方法是频域分析法, 如根轨迹法, 对数频率法等^[3], 该方法以传递函数作为基本数学描述对系统进行综合。由于导弹运动是一系列运动的复合, 包括弹体的刚体运动、弹性振动等, 描述导弹运动的微分方程是多维、非线性、变系数的方程, 原则上不能应用 Laplace 变换使其代数化以得到系统的传递函数, 因此进行姿态控制系统稳定性分析时要对该运动微分方程进

* 收稿日期: 2008-11-18

作者简介: 翟华(1980—), 女, 博士生。

行适当的简化处理。简化处理的基本方法^[4]是:(1)在小偏差的条件下,将导弹的空间运动分解为互相独立的俯仰、偏航和滚动运动;(2)对非线性方程进行线性化处理;(3)采用“冻结”系数法,把变系数微分方程当作常系数看待。基本方法的前两步即是运动方程的小偏差线性化处理^[5],得到的线性化小偏差运动方程是姿态控制系统分析设计的基础。

1 助推滑翔弹道模型

助推滑翔弹道一般分为四个部分,即助推段、惯性段、滑翔段和再入段,如图1所示。导弹关机后,经过一段时间的惯性飞行进入滑翔段,滑翔段主要是利用飞行器在飞行中产生的升力与重力平衡,减小飞行器在铅垂方向的加速度,从而达到增大射程的目的,也可利用此段进行机动突防。导弹滑翔飞行至接近目标时转为再入段,由精确末制导来保证导弹命中目标。导弹在飞行过程中常伴随多种状态约束,比如攻角、动压、飞行高度等限制,需要在考虑这些状态结束、控制约束及终端约束条件下进行弹道规划,确定相应的飞程序。

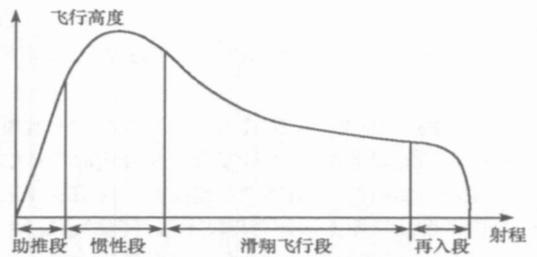


图1 助推滑翔式弹道示意图
Fig.1 Boost gliding trajectory sketch

2 复合控制飞行器动力学模型

2.1 刚体运动模型

对于气动轴对称型导弹,假设导弹始终接近于弹道平面飞行,侧向参数很小,可先把空间运动分开,使各组方程主要描述某一方向的运动,然后进行线性化。简化后的三通道方程组形式如下:

$$\text{俯仰} \begin{cases} mV\dot{\alpha} = F_x \\ mV\dot{\theta} = F_y \\ J_z \dot{\omega}_z = M_{z1} \\ \varphi = \theta + \alpha \end{cases} \quad (\text{a}) \quad \text{偏航} \begin{cases} -mV\dot{\sigma} = F_z \\ J_y \dot{\omega}_y = M_{y1} \\ \varphi = \sigma + \beta \end{cases} \quad (\text{b}) \quad \text{滚转} \begin{cases} J_x \dot{\omega}_x = M_{x1} \end{cases} \quad (\text{c}) \quad (1)$$

式中, V 是速度大小; F_x, F_y, F_z 是外力矢量在速度坐标系上的投影; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 是弹体坐标系相对于发射坐标系的转动角速度在弹体系上的投影; J_x, J_y, J_z 是弹体相对于弹体系的转动惯量; M_{x1}, M_{y1}, M_{z1} 是外力矩矢量在弹体系上的投影; φ, θ, α 和 σ 分别是俯仰角、速度倾角、攻角和航迹偏航角。

2.2 力与力矩的分解

导弹主要受到重力、发动机推力、空气动力、燃气舵与空气舵产生的控制力以及各种干扰力等的作用。导弹受到的力矩主要包括空气动力矩、燃气舵产生的控制力矩与干扰力矩等^[6]。该导弹的控制机构为空气舵与燃气舵联动控制装置。下面给出这种复合控制力与力矩的计算方法。

(1) 空气舵力和力矩

空气舵产生的控制力 F_{c1} 在速度系中的表达式为:

$$F_{c1} = V_B \cdot R(\alpha, \beta, \delta) \quad (2)$$

空气舵产生的力矩 M_{c1} 为:

$$M_{c1} = M_R(\alpha, \beta, \delta) \quad (3)$$

式中, R 表示弹体系下的空气动力, 各气动参数在统一马赫数下均是关于攻角、侧滑角 β 、等效舵偏角 δ ($\delta_e, \delta_\beta, \delta_\gamma$) 的函数, M_R 表示空气动力矩。

空气动力还产生与弹体旋状角速度成比例、方向相反的阻力力矩, 该力矩对抗动运动起到阻碍作用, 系统设计时若不考虑此项, 在实际系统控制中将会有更多的稳定裕度。

(2) 燃气舵力和力矩

燃气舵与空气舵联动操纵时, 燃气舵作用力与舵安装方式密切相关。为提高控制能力和可靠性, 燃气舵采用“×”字形布局。设单个舵的升力梯度为 R'_L , 阻力系数为 R'_D , 则俯仰和偏航通道产生的相对于速度系的控制力 F_{c2} 为:

$$F_{c2} = V_B \cdot P(\alpha, \beta, \delta) = V_B \begin{bmatrix} -4R'_D \delta \\ 2\sqrt{2}R'_L \cdot \delta_\varphi \\ -2\sqrt{2}R'_L \cdot \delta_\psi \end{bmatrix} \quad (4)$$

计算俯仰、偏航、滚转通道时, 上式中 δ 依次为俯仰等效舵偏角 δ_φ 、偏航等效舵偏角 δ_ψ 、滚转等效舵偏角 δ_γ ; P 为弹体系下燃气舵的控制力。

燃气舵对弹体产生的控制力矩 M_{c2} 为:

$$M_{c2} = M_P(\alpha, \beta, \delta) = \begin{bmatrix} -4R'_D \cdot \delta \cdot x_d \\ -2\sqrt{2}R'_L \cdot \delta_\psi(x_R - x_c) \\ -2\sqrt{2}R'_L \cdot \delta_\varphi(x_R - x_c) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, x_d 为燃气舵舵面的压力中心到纵轴的距离, x_R 为燃气舵舵面的压力中心到理论尖端的距离, x_c 为导弹质心到理论尖端的距离。

由此可得, 空气舵与燃气舵联动产生的控制力与控制力矩的表达式为

$$\sum F_c = F_{c1} + F_{c2} \quad (6)$$

$$\sum M_c = M_{c1} + M_{c2} \quad (7)$$

3 线性化小偏差运动方程推导

基于小扰动假设, 即假定扰动运动参数与在同一时间内的未扰动运动参数值间的差值相当小, 对导弹运动方程组进行线性化。

3.1 俯仰通道

考虑到方程组(1)中(a)式的第一个方程描述质心速度大小的变化, 而速度大小的变化很慢, 与迅速变化的绕质心运动参数关系不大, 可以忽略速度大小的扰动, 认为速度 V 、质量 m 、推力 P 等是已知时间的函数, 这样只需对(a)式中后三个方程进行线性化, 则将各力及力矩的具体表达式代入其中, 有:

$$\begin{cases} m\dot{\theta} \approx P \sin \alpha - mg \cos \theta + (-c\alpha \sin \alpha + cn \cos \alpha) qS_M - 4R'_D \delta_\varphi \sin \alpha + 2\sqrt{2}R'_L \delta_\varphi \cos \alpha + \sum \Delta F_{yj} \\ J_{z1} \dot{\varphi} = cn\pi \cdot qS_M l_k - 2\sqrt{2}R'_L \delta_\varphi (x_R - x_c) \\ \varphi = \theta + \alpha \end{cases} \quad (8)$$

对(8)式中第一式进行泰勒展开, 忽略二阶以上小量, 并与理想弹道比较后得:

$$\begin{aligned} m\dot{\theta} \approx & [P \cos \alpha - qS_M \left(\frac{\partial ca}{\partial \alpha} + cn \right) \sin \alpha + qS_M \left(\frac{\partial cn}{\partial \alpha} - ca \right) \cos \alpha + mg \sin \theta] \Delta \theta - 4R'_D \delta_\varphi \cos \alpha - 2\sqrt{2}R'_L \delta_\varphi \sin \alpha] \Delta \alpha \\ & + \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \beta} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \beta} \cos \alpha \right) \Delta \beta + \left[\frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\varphi} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\varphi} \cos \alpha \right) - 4R'_D \sin \alpha + \frac{2\sqrt{2}R'_L \cos \alpha}{mw} \right] \Delta \delta_\varphi \\ & + \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\psi} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\psi} \cos \alpha \right) \Delta \delta_\psi + \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\gamma} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\gamma} \cos \alpha \right) \Delta \delta_\gamma + \sum \Delta F_{yj} \end{aligned} \quad (9)$$

将上式写成微分方程形式, 对参数进行归一化, 并加入风攻角^[7], 则空气舵与燃气舵联动方式的线性化小偏差运动方程如下:

$$\dot{\theta} \approx c_{1f} \Delta \alpha + c_{2f} \Delta \theta + c_{3f} \Delta \delta_\varphi + c_{4f} \Delta \delta_\gamma + c_{5f} \Delta \beta + c_{6f} \Delta \delta_\psi + c_{7f} \alpha_w + c_{8f} \beta_w + \sum \Delta F_{yj} \quad (10)$$

式中, α_w 与 β_w 为风产生的干扰力, $\sum \Delta F_{yj}$ 表示除风以外的纵向干扰力的合力。各系数表达式如下:

$$\begin{cases} c_{1f} = \frac{qS_M}{mw} \left[-\left(\frac{\partial ca}{\partial \alpha} + cn \right) \sin \alpha + \left(\frac{\partial cn}{\partial \alpha} - ca \right) \cos \alpha \right] - \frac{4R'_D \delta_\varphi \cos \alpha + 2\sqrt{2}R'_L \delta_\varphi \sin \alpha}{mw} + \frac{P \cos \alpha}{mw} \\ c_{2f} = \frac{g \sin \theta}{v}, \quad c_{3f} = \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\varphi} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\varphi} \cos \alpha \right) - 4R'_D \sin \alpha + \frac{2\sqrt{2}R'_L \cos \alpha}{mw} \\ c_{4f} = \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\gamma} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\gamma} \cos \alpha \right), \quad c_{5f} = \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \beta} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \beta} \cos \alpha \right) \\ c_{6f} = \frac{qS_M}{mw} \left(-\frac{\partial ca}{\partial \delta_\psi} \sin \alpha + \frac{\partial cn}{\partial \delta_\psi} \cos \alpha \right) \end{cases} \quad (11)$$

同理对(8)式中第二式进行泰勒展开,并进行归一化处理得:

$$\dot{\Psi} + b_{1f} \Delta \Psi + b_{2f} \Delta \alpha + b_{3f} \Delta \delta_{\varphi} + b_{4f} \Delta \delta_v + b_{5f} \Delta \beta + b_{6f} \Delta \delta_{\psi} = -b_{2f} \alpha_w - b_{5f} \beta_w + \sum \Delta M_{zlj} \quad (12)$$

式中, $\sum \Delta M_{zlj}$ 表示纵向面内除风以外的干扰力矩的合力, 由于不考虑阻尼力矩系数, 有 $b_{1f} = b_{1p} = d_{1g} = 0$. 各系数表达式如下:

$$\begin{cases} b_{1f} = 0, & b_{2f} = -\frac{\partial c_{mz}}{\partial \alpha} q S M l_k \frac{1}{J_{z1}} \\ b_{3f} = -\frac{\partial c_{mz}}{\partial \delta_{\varphi}} q S M l_k \frac{1}{J_{z1}} + 2\sqrt{2} R' (x_R - x_c) \frac{1}{J_{z1}}, & b_{4f} = -\frac{\partial c_{mz}}{\partial \delta_v} q S M l_k \frac{1}{J_{z1}} \\ b_{5f} = -\frac{\partial c_{mz}}{\partial \beta} q S M l_k \frac{1}{J_{z1}}, & b_{6f} = -\frac{\partial c_{mz}}{\partial \delta_{\psi}} q S M l_k \frac{1}{J_{z1}} \end{cases} \quad (13)$$

对(8)式中的第3式有:

$$\Delta \Phi = \Delta \theta + \Delta \alpha \quad (14)$$

综上所述, 俯仰通道的小偏差线性化微分方程组为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\theta} = c_{1f} \Delta \alpha + c_{2f} \Delta \theta + c_{3f} \Delta \delta_{\varphi} + c_{4f} \Delta \delta_v + c_{5f} \Delta \beta + c_{6f} \Delta \delta_{\psi} + c_{7f} \alpha_w + c_{8f} \beta_w + \sum \Delta F_{yj} \\ \Delta \dot{\Psi} + b_{1f} \Delta \Psi + b_{2f} \Delta \alpha + b_{3f} \Delta \delta_{\varphi} + b_{4f} \Delta \delta_v + b_{5f} \Delta \beta + b_{6f} \Delta \delta_{\psi} = -b_{2f} \alpha_w - b_{5f} \beta_w + \sum \Delta M_{zlj} \\ \Delta \Phi = \Delta \theta + \Delta \alpha \end{cases} \quad (15)$$

3.2 偏航通道

同理可得到偏航通道的扰动运动微分方程组如下:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\sigma} = c_{1p} \Delta \beta + c_{2p} \Delta \sigma + c_{3p} \Delta \delta_{\psi} + c_{4p} \Delta \delta_v + c_{5p} \Delta \alpha + c_{6p} \Delta \delta_{\varphi} + c_{1p} \beta_w + c_{5p} \alpha_w + \sum \Delta F_{yj} \\ \Delta \dot{\Psi} + b_{1p} \Delta \Psi + b_{2p} \Delta \beta + b_{3p} \Delta \delta_{\psi} + b_{4p} \Delta \delta_v + b_{5p} \Delta \alpha + b_{6p} \Delta \delta_{\varphi} = -b_{2p} \beta_w - b_{5p} \alpha_w + \sum \Delta M_{y1j} \\ \Delta \Psi = \Delta \sigma + \Delta \beta \end{cases} \quad (16)$$

式中, α_w 与 β_w 为风产生的干扰力, $\sum \Delta F_{yj}$ 表示除风以外的侧向干扰力的合力, $\sum \Delta M_{y1j}$ 表示横向面内除风以外的干扰力矩的合力. 各系数表达式如下:

$$\begin{cases} b_{1p} = 0, & b_{2p} = -\frac{\partial c_{my}}{\partial \beta} q S M l_k \frac{1}{J_{y1}} \\ b_{3p} = -\frac{\partial c_{my}}{\partial \delta_{\psi}} q S M l_k \frac{1}{J_{y1}} + 2\sqrt{2} R' (x_R - x_c) \frac{1}{J_{y1}}, & b_{4p} = -\frac{\partial c_{my}}{\partial \delta_v} q S M l_k \frac{1}{J_{y1}} \\ b_{5p} = -\frac{\partial c_{my}}{\partial \alpha} q S M l_k \frac{1}{J_{y1}}, & b_{6p} = -\frac{\partial c_{my}}{\partial \delta_{\varphi}} q S M l_k \frac{1}{J_{y1}} \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} c_{1p} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta}{mv} + \frac{q S M}{mv} \left[\left(\frac{\partial c_a}{\partial \beta} \cos \alpha + \frac{\partial c_n}{\partial \beta} \sin \alpha \right) \sin \beta + (c_a \sin \alpha - c_n \cos \alpha) \cos \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \cos \beta - c_z \sin \beta \right] \\ \quad - \frac{2\sqrt{2} R' \delta_{\psi} \sin \beta}{mv} - \frac{(4R'_D \delta_{\psi} \sin \alpha - 2\sqrt{2} R' \delta_{\varphi} \cos \alpha) \cos \beta}{mv} \\ c_{2p} = \frac{g \sin \theta \cos \sigma}{v} \\ c_{3p} = -\frac{q S M}{mv} \left[\left(\frac{\partial c_a}{\partial \delta_{\psi}} \sin \alpha + \frac{\partial c_n}{\partial \delta_{\psi}} \cos \alpha \right) \sin \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_{\psi}} \cos \beta \right] - 4R'_D \cos \alpha \sin \beta + \frac{2\sqrt{2} R' \cos \beta}{mv} \\ c_{4p} = -\frac{q S M}{mv} \left[\left(\frac{\partial c_a}{\partial \delta_v} \cos \alpha + \frac{\partial c_n}{\partial \delta_v} \sin \alpha \right) \sin \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_v} \cos \beta \right] \\ c_{5p} = -\frac{P \sin \alpha \sin \beta}{mv} - \frac{q S M}{mv} \left[\left(\frac{\partial c_a}{\partial \alpha} \sin \alpha + \frac{\partial c_n}{\partial \alpha} \cos \alpha \right) \sin \beta + (c_a \sin \alpha - c_n \cos \alpha) \sin \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \cos \beta \right] \\ \quad + \frac{(4R'_D \delta_{\psi} \sin \alpha - 2\sqrt{2} R' \delta_{\varphi} \cos \alpha) \sin \beta}{mv} \\ c_{6p} = -\frac{q S M}{mv} \left[\left(\frac{\partial c_a}{\partial \delta_{\varphi}} \cos \alpha + \frac{\partial c_n}{\partial \delta_{\varphi}} \sin \alpha \right) \sin \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_{\varphi}} \cos \beta \right] - \frac{2\sqrt{2} R' \cos \alpha \sin \beta}{mv} \end{cases} \quad (18)$$

3.3 滚动通道

滚动通道的扰动运动微分方程组为

$$\Delta \ddot{y} + d_{1g} \Delta \dot{y} + d_{2g} \Delta \delta_v + d_{3g} \Delta \beta + d_{4g} \Delta \delta_w + d_{5g} \Delta \alpha + d_{6g} \Delta \delta_e = \sum \Delta M_{xj} \quad (19)$$

其中各系数表达式如下:

$$\begin{cases} d_{1g} = 0, & d_{2g} = -\frac{\partial cmx}{\partial \delta_v} q S_M l_k \frac{1}{J_{x1}} + 4R' x_d \frac{1}{J_{x1}} \\ d_{3g} = -\frac{\partial cmx}{\partial \beta} q S_M l_k \frac{1}{J_{x1}}, & d_{4g} = -\frac{\partial cmx}{\partial \delta_w} q S_M l_k \frac{1}{J_{x1}} \\ d_{5g} = -\frac{\partial cmx}{\partial \alpha} q S_M l_k \frac{1}{J_{x1}}, & d_{6g} = -\frac{\partial cmx}{\partial \delta_e} q S_M l_k \frac{1}{J_{x1}} \end{cases} \quad (20)$$

4 稳定性分析

基于 MATLAB 环境, 建立计算动力系数的 Simulink 模型, 选取某典型助推滑翔弹道, 以纵向俯仰通道为例, 计算动力系数。这里主要给出与稳定性相关的动力系数图像, 即力矩平衡方程中 $\Delta \alpha$ 的系数 b_{yf} 和力平衡方程中 $\Delta \alpha$ 的系数 c_{yf} 随时间变化的曲线图。

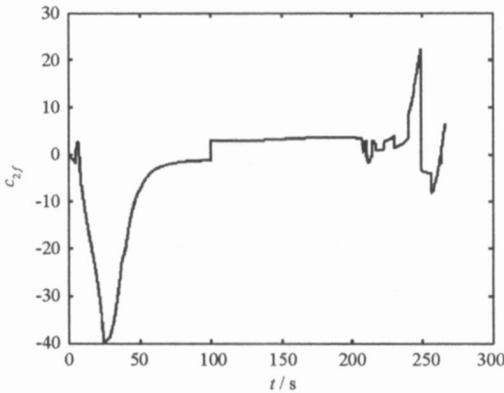


图 2 b_{yf} 随时间变化曲线

Fig. 2 b_{yf} v. s. time

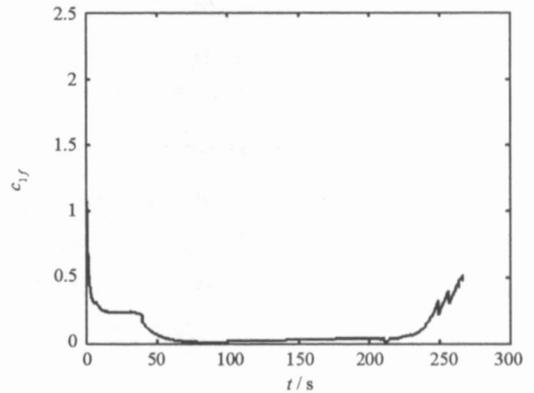


图 3 c_{yf} 随时间变化曲线

Fig. 3 c_{yf} v. s. time

从图 2 可以看出, 表征导弹静不稳定性的动力系数 b_{yf} 变化比较剧烈, 并且在整个助推段和进入滑翔段前的过渡飞行段几乎全部为负, 接近目标时 b_{yf} 也为负值, 说明导弹在这些飞行阶段一直处于静不稳定状态。图 3 反映出攻角变化引起法向力动力系数 c_{yf} 同样是在助推段与再入段变化较为剧烈, 且有 $-b_{yf} \cdot c_{yf} - b_{2f} > 0$, 说明导弹也是动不稳定的。只有在滑翔段, b_{yf} 为正, 且与 c_{yf} 变化均较为平缓时, 才说明导弹具有一定的稳定性, 但稳定裕度较小。

基于助推滑翔式弹道的导弹, 由于在助推段与再入段攻角变化大, 从而引起气动力的变化较快、稳定性较差, 那么在下一步进行定点姿控系统时, 在这些飞行阶段除了选择起控点、助推器分离点、动压最大点、发动机关机点等处作为常规特征点外, 还应在动力系数曲线变化较为剧烈的地方适当多取一些点, 以便准确地掌握其变化规律, 完成姿控系统的设计。导弹在滑翔段的飞行状态相对平稳, 具有一定的稳定性, 则在滑翔段的特征点可取得稀疏一些。

5 定点姿控系统时设计

取再入段低空飞行点 260s 为特征点, 计算传递函数为

$$\omega_{\varphi}^a 260 = \frac{0.09776s^2 + 48.34s + 0.5799}{s^3 + 0.3999s^2 - 5.229s - 0.06273} \quad (21)$$

由系统频率特性与阶跃响应可知, 系统的相位稳定裕量 $Pm = 3.8^\circ$, 对应的剪切频率为 $\omega_{cg} = 6.55 \text{ rad/s}$, 显然相位裕度太小不能满足控制要求, 一般工程上取 $Pm = 30^\circ \sim 70^\circ$, 综合考虑取相位裕量为 45° 。为了提高系统的快速性, 应该适当增加剪切频率。此外, 系统阶跃响应曲线虽然衰减, 但震荡较剧烈, 同样说明系统不符合要求。根据以上分析采用超前校正器进行设计^[8], 得到超前校正网络的传递函

数为

$$c(s) = \frac{0.2287s + 1}{0.03924s + 1} \quad (22)$$

则系统校正前后的相频特性曲线与阶跃响应曲线如图4、图5所示。

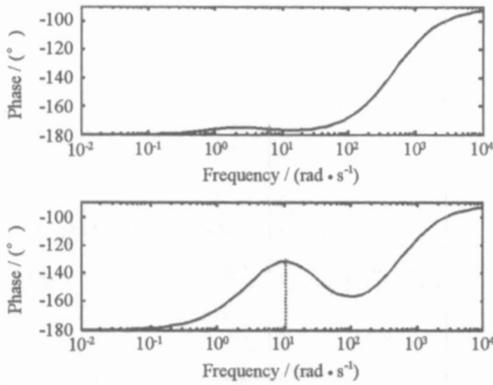


图4 校正前后开环系统相频特性曲线
Fig. 4 Phase-frequency characteristic before and after correction

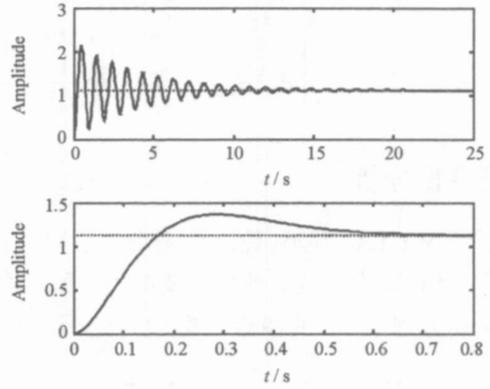


图5 校正前后闭环系统阶跃响应曲线
Fig. 5 Step response before and after correction

校正后系统的相位稳定裕量 $Pm = 48.23^\circ$, 剪切频率 $\omega_{gc} = 10.56 \text{ rad/s}$, 满足设计要求。计算系统的时域性能指标为超调量 $\sigma\% = 20.26\%$, 峰值时间 $t_p = 0.29 \text{ s}$, 调整时间 $t_s = 0.53 \text{ s}$, 均满足工程设计要求。

实际的纵向控制系统既是时变的, 又是非线性的, 因此上述分析工作只是初步的, 在此基础上应考虑弹体弹性运动等情况, 调整相关参数, 使系统的品质指标满足实际要求^[9]。

6 结论

本文针对采用燃气舵与空气舵联动控制方式的助推滑翔飞行器, 建立了动力学模型, 利用小扰动等假设条件, 详细推导了完整的三通道线性化小偏差运动方程。基于典型弹道参数计算了动力系数, 根据动力系数曲线图分析了导弹的静、动稳定性, 在助推段、过渡飞行段和再入段导弹稳定性较差, 进行姿态控制系统设计时应选取较多的特征点, 而在滑翔段导弹具有一定的稳定性, 可选取较少的特征点。通过对再入段低空飞行特征点的动态特性分析设计了该点的校正网络, 仿真结果表明, 校正后的系统各项指标均满足设计要求。本文的工作对基于助推滑翔弹道的飞行器进行稳定性分析与姿态控制系统设计具有一定的参考意义。

参考文献:

- [1] 雍恩米, 唐国金, 陈磊. 助推-滑翔式导弹中段弹道方案的初步分析[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(6): 6-10.
- [2] 王宇航. 直接力与气动力复合控制系统姿态稳定问题研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 840-843.
- [3] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2006: 159-160.
- [4] 张最良. 弹道导弹制导与控制[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1981: 162.
- [5] Hirokawa R, Sato K. Autopilot Design for a Missile with Reaction-jet Using Coefficient Diagram Method[R]. AIAA-2001-4162, 2001.
- [6] 贾沛然, 陈克俊, 何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993: 58-63.
- [7] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 323-325.
- [8] 飞思科技产品研发中心. 辅助控制系统设计与仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005: 203.
- [9] 杨军, 段朝阳. 现代导弹一制导控制系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 61.