http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0780

天线罩误差对制导回路稳定性影响分析

肖瑶，陈旭，杨凌宇，张晶*
(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191)

摘　　要：针对雷达寻的导弹天线罩寄生回路影响制导控制系统稳定性的问题，建立考虑天线罩误差的三维非线性制导回路模型，提出一种基于状态方程形式的天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析方法。推导获得了天线罩误差斜率对制导回路系统矩阵影响的定量形式，并基于线性时不变系统的稳定性判据，计算给出天线罩误差斜率影响下的导弹制导回路稳定条件。计算分析和仿真结果表明：寄生回路正反馈时会引起导弹姿态的振荡发散问题，严重影响制导回路稳定性。

关 键 词：雷达寻的导弹；制导；天线罩误差斜率；寄生回路；稳定性
中图分类号：V249.12
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2023)11-3066-09

对于雷达寻的导弹，其利用弹载雷达导引头对目标进行跟踪，实现导弹对目标的精确打击。但雷达波经过导引头天线罩时，不可避免的发生折射效应和相位滞后，最终影响导引头对目标的测量。文献[1-2]表明天线罩误差将弹体姿态与导引头视线角速度输出耦合在一起，产生寄生回路，严重影响导弹制导控制系统性能。因此，研究天线罩误差对雷达寻的导弹地具体影响，具有重要意义。

文献[3-4]均从不同角度利用劳斯稳定性判据计算天线罩误差斜率的稳定范围；文献[5-6]用无量纲法和伴随法研究天线罩误差斜率对导弹脱靶量的影响。上述研究主要针对二维平面内的制导回路，基于单输入单输出的传递函数模型，通过仿真给出天线罩误差对制导回路稳定性和性能影响的定性分析。而对于三维空间下的制导回路，确定天线罩误差对制导回路稳定性影响的定量形式，是在以往研究中所缺少的。

针对上述问题，本文提出基于状态方程形式的天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析方法，推导给出天线罩误差对三维制导回路系统矩阵及稳定性的定量影响模型，并通过非线性制导回路进行稳定性条件的验证。

1 非线性制导回路建模

按照制导回路结构，从内环到外环的顺序，依次建立导弹模型、姿态控制律和制导律，如图1所示。

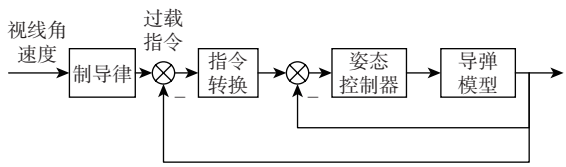


图1 制导回路结构

Fig. 1 Guidance loop structure

面对称导弹非线性六自由度模型分为质心运动和绕质心的转动，具体计算式如式(1)和式(2)所示。

$$\begin{cases} \dot{V}=\dfrac{1}{m}(-D+Y\sin\beta-mg\sin\gamma) \\ \dot{\chi}=\dfrac{1}{mV\cos\gamma}(L\sin\mu+Y\cos\mu\cos\beta) \\ \dot{\gamma}=\dfrac{1}{mV}(L\cos\mu-Y\sin\mu\cos\beta-mg\cos\gamma) \\ \dot{x}=V\cos\gamma\cos\chi \\ \dot{y}=V\cos\gamma\sin\chi \\ \dot{z}=-V\sin\gamma \end{cases} \tag{1}$$

收稿日期：2021-12-23；录用日期：2022-04-01；网络出版时间：2022-04-26 16:05
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220426.1155.001.html
*通信作者. E-mail：zhangjing2013@buaa.edu.cn

引用格式：肖瑶，陈旭，杨凌宇，等. 天线罩误差对制导回路稳定性影响分析[J]. 北京航空航天大学学报，2023，49(11)：3066-3074.
XIAO Y，CHEN X，YANG L Y，et al. Analysis of radome error on guidance loop stability[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2023，49(11)：3066-3074 (in Chinese).

式中：$[V\ \chi\ \gamma\ x\ y\ z]^{\mathrm{T}}$为状态变量，$V$、$\chi$、$\gamma$和$(x,y,z)$分别为速度、航迹(弹道)偏角、航迹(弹道)倾角和在地面坐标系下的位移分量；L、D和Y分别为升力、阻力和侧力；m为导弹质量；g为当地重力加速度；α和β为攻角和侧滑角；μ为倾侧角。

$$\begin{cases}\dot{\alpha}=-p\cos\alpha\tan\beta+q-r\sin\alpha\tan\beta+\dfrac{g\cos\mu\cos\gamma}{V\cos\beta}-\dfrac{L}{mV\cos\beta}\\ \dot{\beta}=\dfrac{Y\cos\beta}{mV}+\dfrac{g\sin\mu\cos\gamma}{V}-r\cos\alpha+p\sin\alpha\\ \dot{\mu}=p\cos\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+r\sin\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+\dfrac{L\tan\beta}{mV}-\dfrac{g\tan\beta}{V}\cos\mu\cos\gamma+\dfrac{\tan\gamma}{mV}(Y\cos\mu+L\sin\mu)\\ \dot{p}=\dfrac{I_{xz}\left(I_x-I_y+I_z\right)pq+\left(I_yI_z-I_z^2-I_{xz}^2\right)qr}{I_xI_z-I_{xz}^2}+\dfrac{I_zL_{\mathrm{A}}+I_{xz}N_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}^2}\\ \dot{q}=\dfrac{-\left(I_x-I_z\right)pr-I_{xz}\left(p^2-r^2\right)+M_{\mathrm{A}}}{I_y}\\ \dot{r}=\dfrac{I_{xz}\left(-I_x+I_y-I_z\right)qr+\left(I_x^2-I_yI_x+I_{xz}^2\right)pq}{I_xI_z-I_{xz}^2}+\dfrac{I_xN_{\mathrm{A}}+I_{xz}L_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}^2}\end{cases}\tag{2}$$

式中：$[\alpha\ \beta\ \mu\ p\ q\ r]^{\mathrm{T}}$为状态变量，$p$、$q$和$r$分别为滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率；$I_x$、$I_y$、$I_z$为 3 轴转动惯量；$I_{xz}$为惯性积；$L_{\mathrm{A}}$、$M_{\mathrm{A}}$和$N_{\mathrm{A}}$分别为舵偏产生的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩[7-8]。

三维制导律[9-10]设计采用比例导引法，根据纵向和横侧向平面内的视线角速度生成 2 个平面内的过载指令：

$$\begin{cases}n_z=N_1V_c\dot{q}_{\mathrm{v}}/g\\ n_y=N_2V_c\dot{q}_{\mathrm{h}}/g\end{cases}\tag{3}$$

式中：n_z和n_y分别为纵向和横侧向平面内的过载指令；$\dot{q}_{\mathrm{v}}$和$\dot{q}_{\mathrm{h}}$分别为纵向和横侧向平面的视线角速度；N_1和N_2分别为 2 个平面内的导航比；V_c为弹目相对速度。

导弹采用倾斜转弯控制方法，过载指令通过指令变换生成姿态角指令，其中侧滑角指令保持为 0°，具体为

$$\begin{cases}\alpha_c=L_1\sqrt{n_z^2+n_y^2}\\ \mu_c=\arctan\dfrac{n_y}{n_z}\\ \beta_c=0^\circ\end{cases}\tag{4}$$

式中：α_c、μ_c和β_c分别为攻角、倾侧角和侧滑角指令；L_1为比例系数。

导弹姿态控制律采用增益调度[11-12]方法，在导弹末制导包线内选择典型状态点进行控制器参数设计。采用角度和角速度组合反馈的增稳控制法[13]，具体为

$$\begin{cases}\delta_{\mathrm{e}}=k_1(\alpha_{\mathrm{c}}-\alpha)+k_2q\\ \delta_{\mathrm{a}}=k_3(\mu_{\mathrm{c}}-\mu)+k_4p\\ \delta_{\mathrm{r}}=k_5(\beta_{\mathrm{c}}-\beta)+k_6r\end{cases}\tag{5}$$

式中：δ_{e}、δ_{a}和δ_{r}分别为升降舵、副翼和方向舵舵偏；$k_1,k_2,\cdots,k_6$为姿态控制比例系数，其利用当前状态点信息在控制系数中查表插值得到。

2　天线罩误差寄生回路

雷达寻的导弹通过导引头中的天线接收器，接收雷达波获取制导信息，进而指引导弹飞向目标。为保证导引头在飞行过程中的正常工作，需要在导弹头部安装天线罩，避免飞行中气流对雷达天线的影响。同时，天线罩流线型的设计还可以起到减小导弹飞行阻力的作用。然而，由于天线罩形状，材质，以及飞行过程中与空气摩擦烧蚀的影响，雷达波通过天线罩时会因为折射效应，形成天线罩瞄准线误差角[14]，原理如图 2 所示。

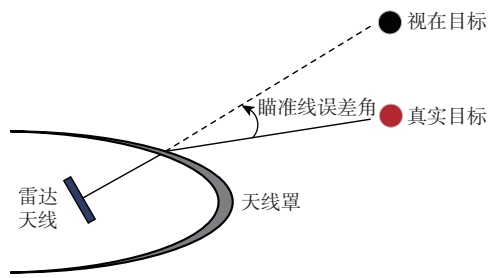


图 2　天线罩瞄准线误差原理

Fig. 2　Schematic of radome line-of-sight error

以纵向俯仰平面为例，分析天线罩误差下的角度关系，如图 3 所示。

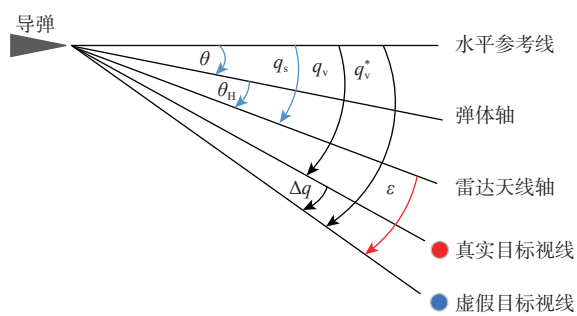


图 3　纵向平面内弹目角度关系

Fig. 3　Angle relationship in longitudinal plane

在纵向平面内，q_{v}为真实视线角；q_{v}^*为包含天线罩误差的虚假视线角；q_{s}为导引头指向角；θ_{H}为纵向框架角；θ为俯仰角；ε为失调角，Δq为纵向瞄准线误差角。

受天线罩影响，导弹接收到虚假目标视线，获得含有误差的虚假视线角q_{v}^*，其与真实视线角q_{v}之

间满足如下关系[15-16]：

$$\Delta q = q_{\mathrm{v}}^{*} - q_{\mathrm{v}} = R_1\theta_{\mathrm{H}} \tag{6}$$

式中：R_1为纵向平面的天线罩误差斜率，由图 3 所示角度关系可知，框架角纵向θ_{H}满足：

$$\theta_{\mathrm{H}} = q_{\mathrm{s}} - \theta \tag{7}$$

导弹飞行过程中，雷达天线始终追踪其所接收的虚假视线角，因此，失调角$\varepsilon \approx 0$，所以有$q_{\mathrm{s}} \approx q_{\mathrm{v}}^{*}$，结合式 (6) 和式 (7) 可得

$$q_{\mathrm{v}}^{*} = q_{\mathrm{v}} + R_1\theta_{\mathrm{H}} = q_{\mathrm{v}} + R_1(q_{\mathrm{s}} - \theta) \approx\ q_{\mathrm{v}} + R_1(q_{\mathrm{v}}^{*} - \theta) = \frac{q_{\mathrm{v}}}{1-R_1} - \frac{R_1}{1-R_1}\theta \tag{8}$$

因为$|R_1| \ll 1$，式 (8) 可简化为

$$q_{\mathrm{v}}^{*} = q_{\mathrm{v}} - R_1\theta \tag{9}$$

由式 (9) 可知，受天线罩误差斜率影响，飞行过程中，弹目视线角和弹体姿态角耦合在一起，产生天线罩误差斜率寄生回路，简称寄生回路。寄生回路引起角度测量误差，进而引起视线角速度误差，其关系为

$$\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} = \dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\dot{\theta} \tag{10}$$

在三维平面下分析天线罩误差影响，其在横侧向平面与纵向平面的角度关系及结论保持一致[17]，满足关系式 (11)，三维寄生回路结构如图 4 所示。

$$\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} = \dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\dot{\varphi} \tag{11}$$

式中：R_2为横侧向平面内的天线罩误差斜率；$\dot{q}_{\mathrm{h}}$为横侧向平面的的真实视线角速度；$\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}$为横侧向平面内的含有天线罩误差的虚假视线角速度；$\dot{\varphi}$为导弹偏航角速度。

由图 4 可知，寄生回路的反馈性质与R_1、R_2的正负相关，天线罩误差斜率为正时，寄生回路为负反馈；天线罩误差斜率为负时，寄生回路为正反馈。

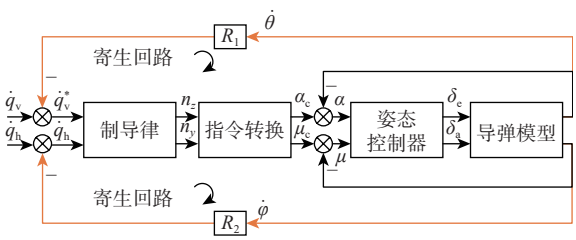


图 4 三维平面下寄生回路结构

Fig. 4 Parasitic loop structure in three-dimensional plane

3 非线性制导回路简化分析

对图 4 所建立的包含寄生回路的非线性三维制导模型进行小扰动线性化，建立天线罩误差斜率对制导回路稳定性的影响分析模型，分析天线罩误差斜率对三维制导控制回路的影响。

模型线性化采用由内环到外环的顺序，首先对导弹六自由度非线性模型进行线性化。选择导弹平飞无滚转的状态点，在姿态环平衡处，进行小扰动线性化。根据 Jacobian 矩阵，求得输入为舵偏的导弹姿态环线性模型。并在此线性模型基础上，根据式 (3)～式 (5)，推导出输入为虚假视线角速度的制导回路线性简化模型：

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\mu} \\ \Delta\dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{33} & a_{34} & a_{35} & a_{36} \\ 0 & 0 & a_{43} & a_{44} & a_{45} & a_{46} \\ 0 & 0 & a_{53} & a_{54} & a_{55} & a_{56} \\ 0 & 0 & a_{63} & a_{64} & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\beta \\ \Delta r \\ \Delta\mu \\ \Delta p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & 0 \\ b_{21} & 0 \\ 0 & b_{32} \\ 0 & b_{42} \\ 0 & b_{52} \\ 0 & b_{62} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} \end{bmatrix} \tag{12}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{x} = [\Delta\alpha\ \Delta q\ \Delta\beta\ \Delta r\ \Delta\mu\ \Delta p]^{\mathrm{T}}$，$\Delta\boldsymbol{u} = [\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*}, \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*}]$，将制导回路模型表示为$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u}$，其中$\boldsymbol{A}$和$\boldsymbol{B}$分别为式 (12) 中的系统矩阵和控制矩阵。

由图 4 中寄生回路反馈形式可知，$[\Delta q_{\mathrm{v}}; \Delta q_{\mathrm{h}}]$与$[\Delta q_{\mathrm{v}}^{*}, \Delta q_{\mathrm{h}}^{*}]$满足：

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} \tag{13}$$

因模型所选状态点为平飞状态，滚转角和滚转角角速度均为0°，即ϕ=0°，$\dot{\phi} = 0°$，所以满足$\Delta\dot{\theta} = \Delta q$、$\Delta\dot{\varphi} = \Delta r$，故可得

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_2 & 0 & 0 \end{bmatrix} \Delta\boldsymbol{x} \tag{14}$$

设包含寄生回路的制导系统状态方程$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}'\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}'\Delta\boldsymbol{u}'$，$\Delta\boldsymbol{u}' = [\Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}, \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}]$。将式 (13) 和式 (14) 代入式 (12)，可得

$$\Delta\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} \end{bmatrix} = \boldsymbol{A}\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} - R_1\Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} - R_2\Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} = \left[\boldsymbol{A} - \boldsymbol{B}\begin{bmatrix} 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_2 & 0 & 0 \end{bmatrix}\right]\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \end{bmatrix} = \boldsymbol{A}'\Delta\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}'\Delta\boldsymbol{u}' \tag{15}$$

由此可知:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}' = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12}-b_{11}R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21} & a_{22}-b_{21}R_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{33} & a_{34}-b_{32}R_2 & a_{35} & a_{36} \\ 0 & 0 & a_{43} & a_{44}-b_{42}R_2 & a_{45} & a_{46} \\ 0 & 0 & a_{53} & a_{54}-b_{52}R_2 & a_{55} & a_{56} \\ 0 & 0 & a_{63} & a_{64}-b_{62}R_2 & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}' = \boldsymbol{B} \end{cases} \tag{16}$$

由式 (16) 可知, 天线罩误差斜率R_1和R_2经过寄生回路反馈最终影响到制导回路的系统状态矩阵。

对于考虑天线罩误差的纵向平面系统, 其状态方程形式为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12}-b_{11}R_1 \\ a_{21} & a_{22}-b_{21}R_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{21} \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \tag{17}$$

其特征多项式为

$$s^2 + (b_{21}R_1 - a_{11} - a_{22})s + (a_{21}b_{11} - a_{11}b_{21})R_1 + a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}$$

根据劳斯稳定判据求得在天线罩误差斜率R_1影响下, 纵向制导回路的稳定条件为

$$(b_{21}R_1 > \mathrm{a}_{11} + a_{22}) \cap [(a_{21}b_{11} - a_{11}b_{21})R_1 > a_{12}a_{21} - a_{11}a_{22}] \tag{18}$$

同理, 对于导弹横侧向系统, 其状态方程形式为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\mu} \\ \Delta\dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33} & a_{34}-b_{32}R_2 & a_{35} & a_{36} \\ a_{43} & a_{44}-b_{42}R_2 & a_{45} & a_{46} \\ a_{53} & a_{54}-b_{52}R_2 & a_{55} & a_{56} \\ a_{63} & a_{64}-b_{62}R_2 & a_{65} & a_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta r \\ \Delta\mu \\ \Delta p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{32} \\ b_{42} \\ b_{52} \\ b_{62} \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \tag{19}$$

从横侧向状态方程可以看出, 误差斜率R_2的存在直接影响横侧向制导回路的稳定性。可采用林纳德-齐帕特稳定判据求得在天线罩误差斜率R_2影响下, 横侧向制导回路的稳定性条件, 具体如下。

林纳德-齐帕特判据法, 系统稳定的充分必要条件为: ①特征方程中的各项系数大于 0, 即$a_i > 0$; ②奇数阶或偶数阶的赫尔维茨行列式大于 0, 即$D_{奇} > 0$或$D_{偶} > 0$。导弹横侧向系统的特征多项式阶次为 4, 其一般形式为: $a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4$, 其中$a_0, a_1, \cdots, a_4$为各项系数且$a_0 = 1$。采用奇数阶的方法进行判断:

$$\begin{cases} D_1 = |a_1| \\ D_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} \end{cases} \tag{20}$$

式中: $a_5 = 0$, 通过此方法可求解R_2作用下, 横侧向系统状态矩阵的稳定条件。

4　仿真结果与分析

4.1　线性模型简化合理性验证

选择典型状态点高度为 15 km、马赫数为 2.5、攻角为 3°; 侧滑角、倾侧角、弹道倾角和偏角均为 0°, 3 轴角速度p、q和r均为 0°; 在姿态环$\Delta\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta & \mu & p & q & r \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$平衡点处, 对其进行小扰动线性化。并根据此状态点下的姿态控制和制导律, 求得整个制导回路的状态方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{r} \\ \Delta\dot{\mu} \\ \Delta\dot{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -40 & -4.7 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.1 & -1 & 0.01 & 0.05 \\ 0 & 0 & 18.5 & -2.7 & -0.07 & 0.07 \\ 0 & 0 & 1 & 0.05 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -40 & 2.4 & -31.8 & -5.8 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \\ \Delta\beta \\ \Delta r \\ \Delta\mu \\ \Delta p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.57 & 0 \\ 328.3 & 0 \\ 0 & -0.003 \\ 0 & 16 \\ 0 & 0 \\ 0 & 7\,069 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}}^{*} \\ \Delta\dot{q}_{\mathrm{h}}^{*} \end{bmatrix} \tag{21}$$

在此状态点对非线性制导回路模型和线性模型施加纵向视线角速度扰动为 0.02 (°)/s 和横侧向视线角速度扰动为 0.02 (°)/s, 对比线性模型和非线性模型响应。如图 5 所示, 线性模型的响应与非线性模型基本重合, 稳态误差<0.5%, 满足后续分析要求。

4.2　误差斜率稳定性分析验证

考虑寄生回路影响, 导弹纵向平面系统状态方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.4 & 1-0.57R_1 \\ -40 & -4.7-328.3R_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.57 \\ 328.3 \end{bmatrix} \Delta\dot{q}_{\mathrm{v}} \tag{22}$$

将式 (22) 代入式 (18), 求得纵向平面系统稳定条件为$R_1 > -0.015\,5$。

在非线性模型中对稳定条件进行验证, 选择不同大小的R_1, 对比线性系统和非线性系统的响应情况。具体选择数值如下: 选择稳定区域内$R_1 = -0.01$, 稳定边界处$R_1 = -0.015\,5$及稳定区域外$R_1 = -0.017$, 仿真结果如图 6 所示。

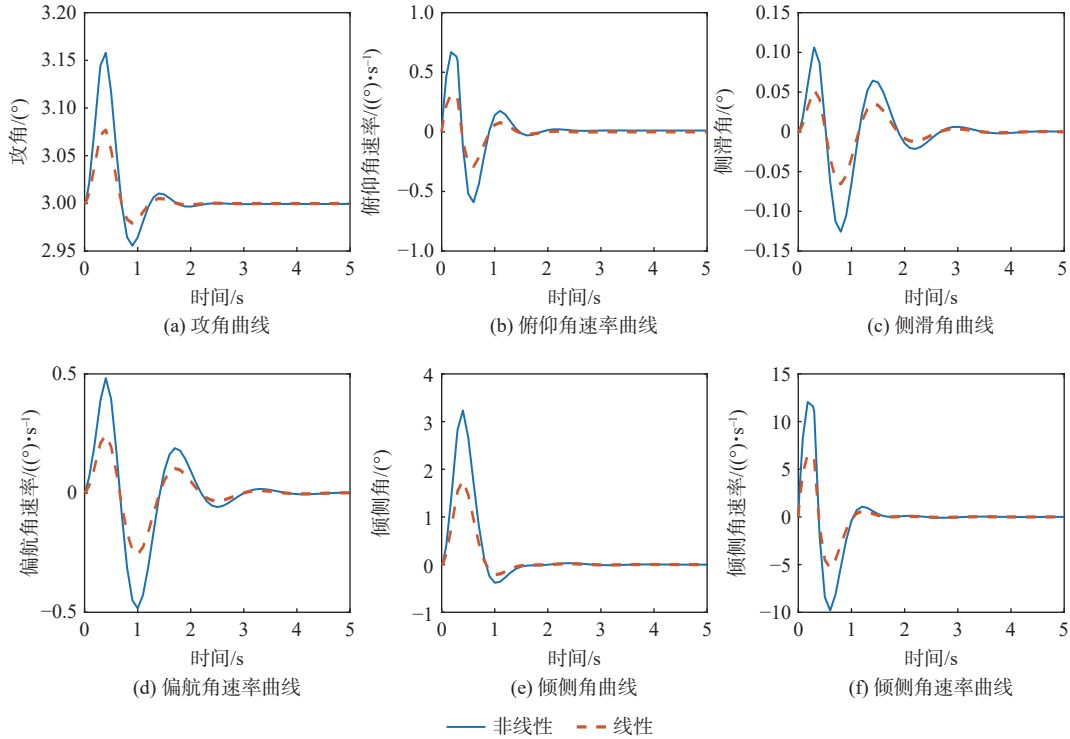


图5 制导回路线性模型与非线性模型响应对比

Fig. 5 Response comparison of linear model and nonlinear model for guidance loop

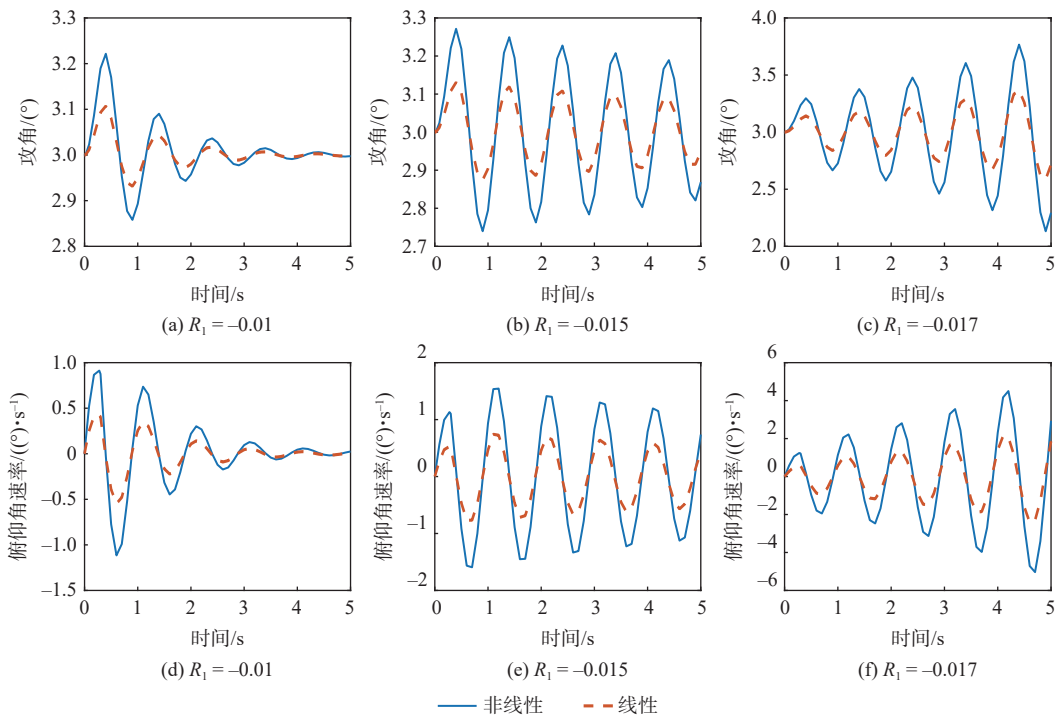


图6 纵向平面内不同天线罩误差斜率下的响应对比

Fig. 6 Response comparison under different radome error slopes in longitudinal plane

由图6可知，纵向平面非线性模型的仿真结果验证了依据线性模型所计算的稳定条件的准确性，R_1产生的寄生回路可使纵向平面系统发散，影响导弹姿态稳定性。

考虑寄生回路影响，导弹横侧向制导回路状态方程形式为

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{\beta}\\ \Delta\dot{r}\\ \Delta\dot{\mu}\\ \Delta\dot{p}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.1 & -1+0.003R_2 & 0.01 & 0.05\\ 18.5 & -2.7-16R_2 & -0.07 & 0.07\\ 1 & 0.05 & 0 & 1\\ -40 & 2.4-7\,069R_2 & -31.8 & -5.8\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\Delta\beta\\ \Delta r\\ \Delta\mu\\ \Delta p\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-0.003\\ 16\\ 0\\ 7\,069\end{bmatrix}\Delta\dot{q}_{\mathrm{h}} \tag{23}$$

特征多项式结果如下:

$$s^4+(9+16R)s^3+(71+592R)s^2+(213+6\,471R)s+593+1\,274R \tag{24}$$

根据式 (20), 最终求得考虑天线罩误差的横侧向系统的稳定条件为 $R_2>-0.014\,7$。在非线性模型中对计算结果进行验证, 选择不同大小的 R_2, 观察非线性系统的响应情况。

选择稳定区域内 $R_2=-0.005$进行对比验证, 结果如图 7 所示。

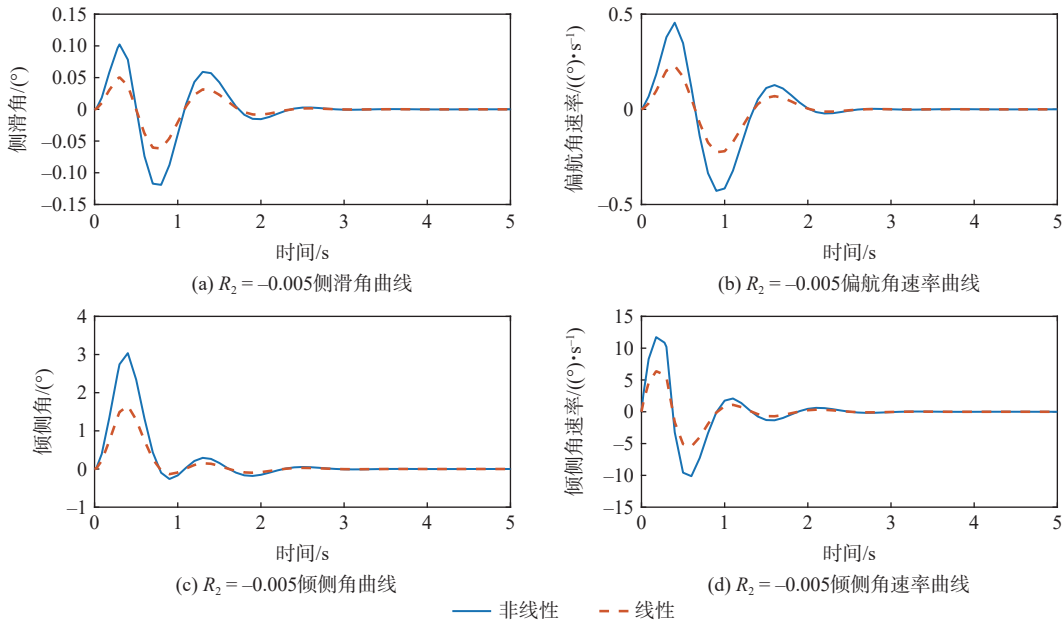
选择稳定区域边界 $R_2=-0.014\,7$进行对比验证, 结果如图 8 所示。

选择稳定区域外 $R_2=-0.02$进行仿真对比验证, 结果如图 9 所示。

由上述结果可知, 与纵向平面类似, 非线性模型的仿真结果验证了由线性模型所计算出稳定条件的准确性, R_2产生的寄生回路可使横侧向平面系统发散, 影响系统稳定性。

4.3　天线罩烧蚀时制导回路仿真验证

考虑导弹飞行过程中, 天线罩烧蚀导致误差斜率变大, 引起系统发散的问题。仿真条件同

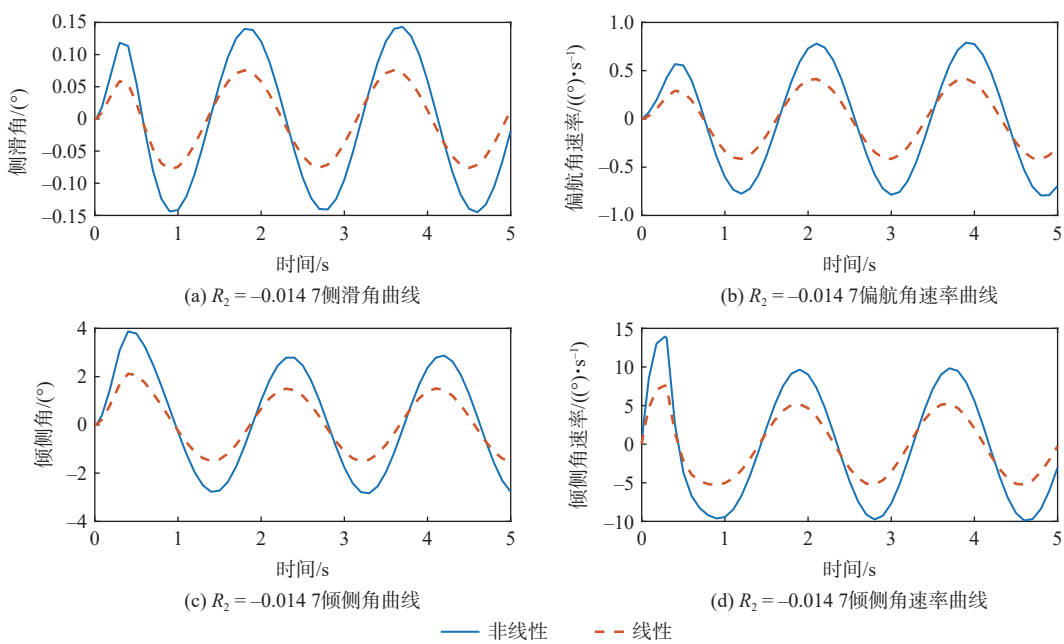


(a) $R_2=-0.005$侧滑角曲线　(b) $R_2=-0.005$偏航角速率曲线

(c) $R_2=-0.005$倾侧角曲线　(d) $R_2=-0.005$倾侧角速率曲线

图 7　横侧向平面内 R_2在稳定域内的响应对比

Fig. 7　Response comparison of radome error slope in stable area in lateral plane



(a) $R_2=-0.014\,7$侧滑角曲线　(b) $R_2=-0.014\,7$偏航角速率曲线

(c) $R_2=-0.014\,7$倾侧角曲线　(d) $R_2=-0.014\,7$倾侧角速率曲线

图 8　横侧向平面内 R_2在稳定域临界处的响应对比

Fig. 8　Response comparison of radome error slope at stability boundary in lateral plane

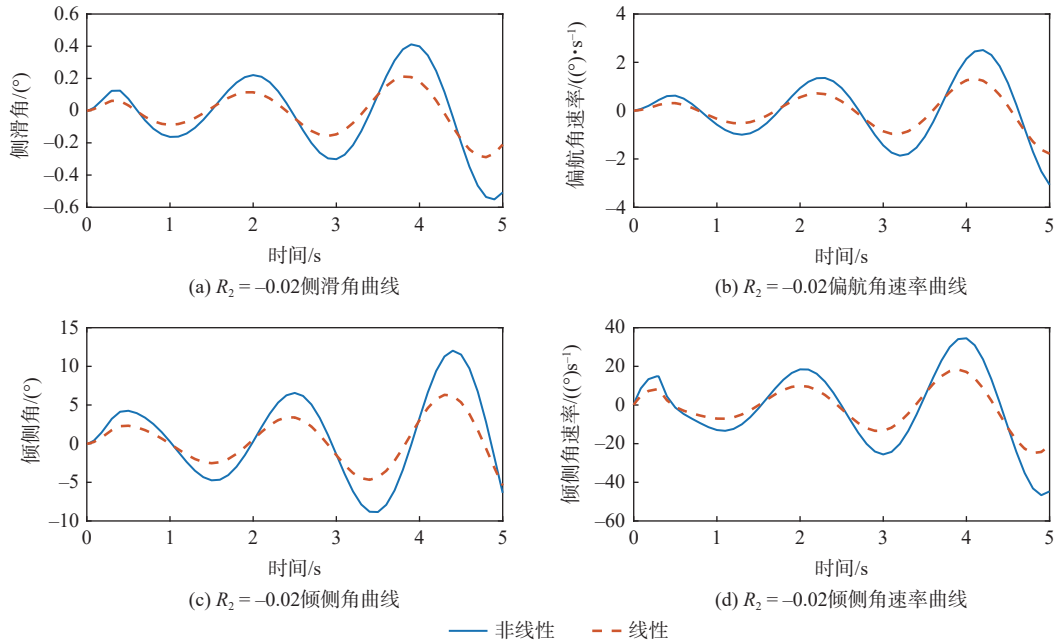


图 9 横侧向平面内R_2在稳定域外的响应对比

Fig. 9 Response comparison of radome error slope outside stability region in lateral plane

4.2 节，纵向和横侧向平面初始误差斜率均为−0.005；设定在仿真时间 1.5 s 时，天线罩发生烧蚀，误差斜率均突变为−0.02，观察制导回路参数响应情况如图 10 所示。

由图可知，1.5 s 之前，误差斜率在稳定区间，系统对于扰动呈现收敛趋势。1.5 s 之后天线罩发生烧蚀误差斜率变大至−0.02，R_1和R_2处于非稳定区域，制导回路姿态角及角速率呈现振荡发散趋势，且线性模型和非线性模型响应结果基本一致，验证了 4.2 节稳定区域分析的合理性。

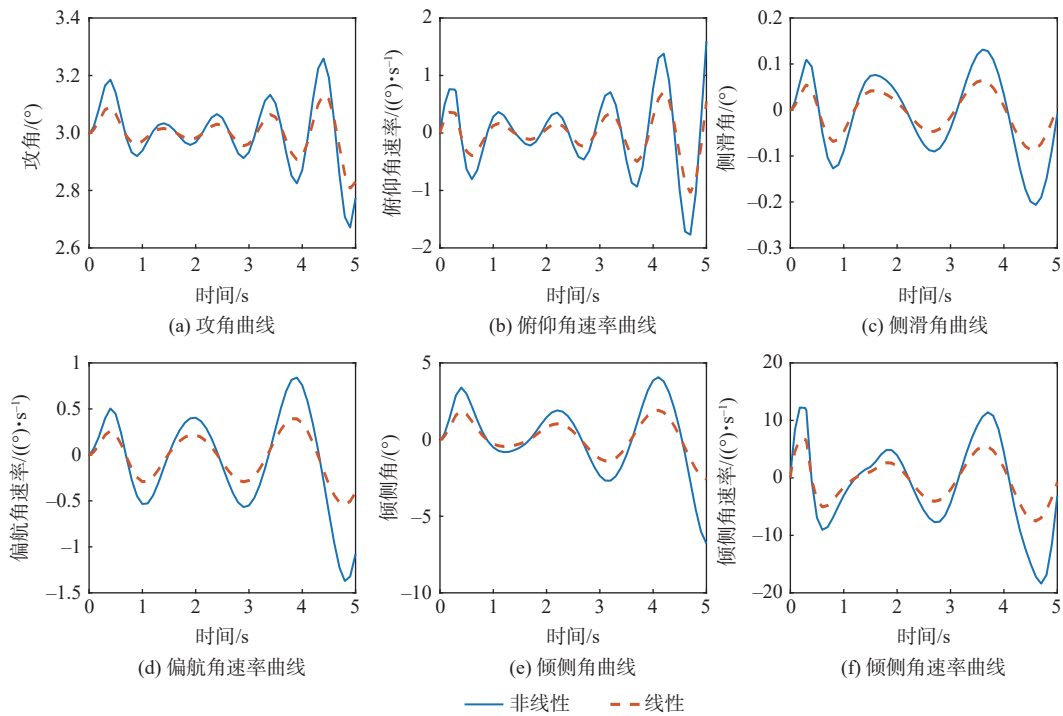


图 10 天线罩烧蚀下的响应对比

Fig. 10 Response comparison under radome ablation

5 结 论

针对天线罩寄生回路对制导系统稳定性的影响问题，建立了包含天线罩误差的三维非线性制导回路模型，对其进行线性简化，通过计算给出了天线罩误差斜率影响下的导弹制导回路稳定性条件，

并在非线性系统中验证了该方法的准确性。下一步工作将选择导弹有滚转运动下的状态点进行分析, 研究纵向横侧向平面具有耦合效应时天线罩误差斜率的稳定性条件。

参考文献（References）

[1] PALUMBO N F, BLAUWKAMP R A, LIOYD J M. Basic principles of homing guidance[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 2010, 29(1): 25-41.

[2] MURRAY T. Correlation of linear and nonlinear radome error induced miss distance predictions[C]//1984 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 1984: 743-750.

[3] NESLINE F W, ZARCHAN P. Radome induced miss distance in aerodynamically controlled homing missiles[C]//17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference. Reston: AIAA, 1984: 99-115.

[4] SUSUMU M. Radome effect on the miss distance of a radar homing missile[J]. Electronics and Communications in Japan, 1998, 83(7): 14-22.

[5] 王志伟, 李保平, 林德福. 天线罩误差对无线电制导导弹性能的影响[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(2): 53-57.
WANG Z W, LI B P, LIN D F, et al. The effect of radome aberration on RF guided missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(2): 53-57(in Chinese).

[6] 宗睿. 导引头天线罩误差及相控阵导引头波束指向误差在线补偿方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016: 16-23.
ZONG R. Research on online compensation methods for radome error of seeker and beam direction error of phased array seeker[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016: 16-23 (in Chinese).

[7] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Six DoF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 1-28.

[8] WALKER S, SHERK J, SHELL D, et al. The DARPA/AF falcon program: The hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase[C] //15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Published Online). Reston: AIAA , 2008: 1-9.

[9] 钱少科. 基于非线性模型的三维制导律分析与设计[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018: 15-47.
QIAN S K. Design and analysis of three-dimensional guidance laws based on nonlinear formulation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018: 15-47 (in Chinese).

[10] 侯煜博. 末段高层跟踪制导技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2014: 46-59.
HOU Y B. Research on tracking and guidance algorithms of terminal high-altitude missile target[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014: 46-59 (in Chinese).

[11] 孙辰昕. 高超声速飞行器的增益调度控制器设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 47-61.
SUN C X. The design of gain scheduling controller of hypersonic vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 47-61 (in Chinese).

[12] 黄宜庆, 江岩, 李志琨, 等. 高超声速飞行器的增益调度切换控制[J]. 控制工程, 2019, 26(3): 405-411.
HUANG Y Q, JIANG Y, LI Z K, et al. Output feedback gain-scheduled switching control for hypersonic vehicles[J]. Control Engineering of China, 2019, 26(3): 405-411(in Chinese).

[13] 梁冰冰, 江驹, 吴雨珊, 等. 放宽静稳定性高超声速飞行器的增稳控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36(10): 1365-1369.
LIANG B B, JIANG J, WU Y S, et al. Stability augmentation control method for hypersonic vehicles with relaxed static stability[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(10): 1365-1369(in Chinese).

[14] 杜运理, 夏群利, 蔡春涛. 雷达导引头天线罩误差对制导精度影响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2010, 30(5): 79-82.
DU Y L, XIA Q L, CAI C T. The study on miss distance of radar seeker guided missile due to radome slope error[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(5): 79-82(in Chinese).

[15] 赵春明, 吴昭辉, 方海红, 等. 寻的制导回路建模与稳定性分析[J]. 航天控制, 2014, 32(1): 3-9.
ZHAO C M, WU Z H, FANG H H, et al. The modeling and stability analysis of the homing guidance loop[J]. Aerospace Control, 2014, 32(1): 3-9(in Chinese).

[16] 张漠杰. 天线罩的瞄准线误差和误差斜率[J]. 上海航天, 1993(6): 39-43.
ZHANG M J. Line of sight error and error slope of the radome[J]. Aerospace Shanghai, 1993(6): 39-43(in Chinese).

[17] TIAN S, LIN D, WANG J, et al. Dynamic stability of rolling missiles with angle-of-attack feedback three-loop autopilot considering parasitic effect[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 1-10.

Analysis of radome error on guidance loop stability

XIAO Yao，CHEN Xu，YANG Lingyu，ZHANG Jing*

(School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：To address the problem that the parasitic loop of the radar homing missile radome affects the stability of the guidance and control system, a three-dimensional nonlinear guidance loop model considering the radome error is established, and an analysis method on the stability of the guidance loop was proposed based on the radome error slope in the form of state equation. The quantitative influence form of the radome error slope on the guidance loop system matrix is derived, and based on the stability criterion of the linear time-invariant system, the stability conditions of the missile guidance loop under the influence of the radome error slope are calculated. Calculation analysis and simulation results show that the positive feedback of the parasitic loop will cause the oscillating divergence of the missile attitude, which will seriously affect the stability of the guidance loop.

Keywords：radar homing missile；guidance；radome error slope；parasitic loop；stability

Received：2021-12-23；**Accepted**：2022-04-01；**Published Online**：2022-04-26 16：05

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20220426.1155.001.html

* **Corresponding author**. E-mail：zhangjing2013@buaa.edu.cn