

DOI:10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202605011

空天飞行器伺服弹性稳定性分析与控制器设计

宋鸿杰¹, 李 瑜^{2*}, 尚逸鸣¹, 徐宝华², 蔡光斌¹

(1. 火箭军工程大学, 西安 710025;

2. 空天技术国家重点实验室, 北京 100074)

摘要:为系统揭示气动伺服弹性对空天飞行器稳定性的内在影响并对其进行有效控制,依次开展了空天飞行器动力学建模、伺服弹性稳定性分析与控制器设计相关研究。首先,建立了包含刚体运动与一阶气动伺服弹性模态的飞行器纵向动力学模型;其次,分析了一阶弹性模态频率对配平状态的影响,进而通过模型线性化研究一阶弹性模态频率对开环特性的影响,发现低频弹性模态会导致系统相位裕度急剧下降,当一阶弹性模态频率为3 rad/s时,系统闭环不稳定;最后,针对该失稳机理,设计“极点配置内环与带符号补偿低通PI外环”控制器,在该控制框架下,闭环系统相位裕度可达39.9°、幅值裕度达到11.57 dB。时域仿真结果表明,所提分层控制结构具有良好的鲁棒性,并能有效克服伺服弹性失稳问题。

关键词:空天飞行器;气动伺服弹性稳定性控制;极点配置;幅值裕度;相位裕度

中图分类号:TP273

文献标志码:A

开放科学标识码(OSID):

文章编号:2097-2741(2026)05-0116-11



听
语
音
与
作
者
互
动
聊
科
研

空天飞行器是一种集航空、航天技术于一身,突破了传统航空器和航天器无法满足宽速域、大空域飞行需求的限制,既能满足民用运输需求又能执行军事任务的载人/无人飞行器^[1-4]。当前,一些国家已经在空天飞行器研发领域取得了显著成就,如美国研制的X-37B试验飞行器、英国的云霄塔空天飞机等^[5-6],已成为展示国家战略威慑力量的重要手段^[7]。但因空天飞行器具有强耦合性、强非线性、极大不确定性以及显著的弹性效应等,在动力学建模、稳定性分析以及控制器设计等方面仍存在诸多问题和挑战^[8-9]。

空天飞行器动力学建模对于其系统性能评估、控制器与制导律设计以及降低研发成本与风险具有重要意义。在空天飞行器弹性动力学建模方面,国内外已开展了大量的研究,主要提出以下3种模型,分别为X-30模型^[10]、Winged-cone模型^[11]和通用高超声速飞行器(generic hypersonic vehicle,

GHV)模型^[12]。在动力学稳定性分析方面,当前文献关于弹性振动对飞行器动力学稳定性影响机理的研究还不够深入,大多仅停留在定性描述,没有深入到定量分析层面。严晓雪等^[13]针对细长体飞行器气动伺服弹性稳定性分析问题,建立了基于气动导数法和基于工程面元法的气动伺服弹性稳定性分析方法,对比了2种方法的适用情况,并量化了不同马赫数下2种方法的精度差异,但仅以幅值裕度作为判据,指标选取较为单一,未提及2种方法的相位裕度差异。Singh等^[14]在空天飞行器伺服弹性稳定性分析方面采用了较为先进的分岔方法,并对宽速域下的飞行器纵向稳定性进行了系统研究,但却忽略了空天飞行器在高速、高压条件下气动-推力-弹性耦合效应显著的特点,且未讨论系统的可控性和鲁棒稳定性,也未验证所设计的控制律对稳定性的影响。Ye等^[15]首次系统地将非线性动力学中的吸引子概念应用于高超声速飞行器滚转稳定性

收稿日期:2025-12-25 修回日期:2026-01-22 录用日期:2026-03-25

基金项目:空天飞行技术国家重点实验室2024年度开放基金(20250029)

第一作者:宋鸿杰(2001—),男,硕士研究生,主要从事飞行器姿态控制研究。

*通信作者:李瑜(1983—),男,研究员,主要从事飞行器轨迹制导控制研究。

引用格式:宋鸿杰,李瑜,尚逸鸣,等.空天飞行器伺服弹性稳定性分析与控制器设计[J].火箭军工程大学学报,2026,40(5):116-126.
Song Hongjie, Li Yu, Shang Yiming, et al. Servoelastic stability analysis and controller design for aerospace vehicles[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2026, 40(5): 116-126.

分析中,并结合相平面法建立了基于非线性微分方程定性理论的滚转稳定性判据,但实验并未采用真实的高超声速飞行条件,所有风洞实验均在低速下完成,并未考虑高超声速下的弹性效应,所得结论的工程实用性有限。吕达等^[16]围绕无尾布局高超声速飞行器的三通道(俯仰、偏航、滚转)耦合失稳问题展开研究,提出了三通道耦合失稳判据体系,与传统判据相比,新增了俯仰-滚转通道静稳定性耦合判据和三通道动稳定性耦合判据,更加全面地考虑了通道间的耦合效应,但该判据主要适用于面对称、无尾布局、侧滑角接近零的飞行器,对于非对称布局、大侧滑角或具有较强非线性气动特性的飞行器,其适用性尚未验证,且未考虑高超声速飞行器在高速飞行中所面临的气动加热和气动伺服弹性效应,该判据的完整性有待提升。

空天飞行器在爬升段将承受相当大的动压,因此会产生显著的弹性效应^[17],严重影响其飞行稳定性,是空天飞行器控制领域的研究热点之一。当前,多种控制策略已经较为成熟且被逐渐应用到空天飞行器的控制系统设计中。其中,PID 控制实现方便、结构简单、成本低、效果好、实用性强,适用于一般控制系统设计^[18],成为工程人员设计控制器时的首选。美国的 X-43 和 X-51 等空天飞行器便采用了增益预置 PID 控制器^[19],但 PID 控制不完全适用于存在刚弹耦合效应的空天飞行器控制系统。因此,鲁棒性更强的滑模控制在空天飞行器中得到了广泛应用。滑模控制的特点是其控制结构会随时改变,一旦系统的状态轨迹到达预先设计的滑模面后,将一直保持在滑模面上运动,此时到达滑模面的系统状态具有很强的鲁棒性以及期望的动态特性^[20]。Shao 等^[21]利用滑模控制技术结合自适应神经网络来有效处理系统参数不确定性和外部扰动问题,同时设计了速度控制器和高度控制器,以保证跟踪误差在预设有限时间内收敛到指定区域,在跟踪精度、收敛时间、控制输入平滑性等方面表现良好,但控制器设计对模型精度要求较高,且控制器和性能函数中包含多个设计参数,其参数整定过程复杂,缺乏系统化的调节指南。鲁棒控制基于状态空间模型的频率设计方法,从根本上解决了控制对象模型和外界扰动不确定性问题^[8]。Wang 等^[22]在已有线性控制器的基础上,引入自适应控制单元,并结合径向基函数神经网络,在保证控制系统鲁棒性的同时,改善了系统的快速性和智能化水平,但模型并未充分考虑空天飞行器的弹性模态。

朴敏楠等^[23]针对弹性静不稳定空天飞行器存在的气动伺服弹性以及强不确定性问题,提出一种综合相位稳定与线性自抗扰控制的姿态控制器,并采用 H_∞ 非光滑优化技术,对闭环加权性能传递函数进行 H_∞ 范数优化来整定控制器参数,但该模型过于简化,从而忽略了空天飞行器在真实飞行环境中的刚弹耦合效应,可能会影响结论的普适性。模糊控制不需要依靠精确的姿态控制模型,其利用模糊控制系统设计的逼近器对模型不确定和未建模动态进行逼近和补偿^[20]。Zuo 等^[24]针对高超声速飞行器的轨迹跟踪控制问题,提出了一种创新的模糊自适应输出反馈控制方法,摒弃了传统的递推设计框架(如反步法、动态面控制),不依赖飞行器全状态信息,仅使用输出反馈,更符合实际工程中部分状态难以精确测量的情况,但该方法要先假设模糊逼近误差的上界已知或可通过自适应律估计得到,实际中该上界难以精确获取,可能会影响控制器的鲁棒性和稳定性。

综上所述,为实现空天飞行器在爬升阶段的稳定控制,本文开展了空天飞行器气动伺服弹性稳定性分析与控制器设计研究,考虑了空天飞行器的推力、气动以及弹性之间的耦合作用,定量分析了弹性振动对飞行器动力学稳定性的影响规律。同时,针对考虑弹性振动和刚弹耦合效应的空天飞行器进行控制器设计,并通过仿真分析验证了所设计控制方案的有效性。

1 空天飞行器动力学模型

本文采用祝宇^[25]提出的纵向动力学模型,将空天飞行器作为一个梁来考虑^[26-27],利用自由梁描述飞行器气动伺服弹性振动,使得弹性模态与刚体运动模态之间满足正交性,即刚、弹模态仅通过力和力矩相互作用,充分考虑了空天飞行器的推力、气动以及弹性之间的耦合作用。在纵向动力学模型中,机体的弹性振动可以看作是两端自由的非均匀弹性梁运动,且梁的质量及抗弯刚度沿长度的分布由机体结构参数所决定。在机体结构参数不随时间变化的假定下,且不考虑外力作用时,可以把机体横向自由振动看作是一系列分量的叠加。

空天飞行器在爬升段的气动伺服弹性特性主要由其一阶弯曲或俯仰模态主导,本文聚焦于最主要、最易耦合的低频一阶弹性模态,揭示飞行器伺服弹性问题的核心机理。同时,一阶弹性模态与刚

体运动时间尺度相近,易与飞行轨迹、姿态动力学产生强耦合,从而显著改变系统的平衡特性。一阶弹性模态频率的微小变化可能会使配平状态发生非线性跃变,具体表现为飞行器舵偏角、攻角、弹性位移等关键变量的显著改变。空天飞行器爬升阶段受力如图 1 所示。

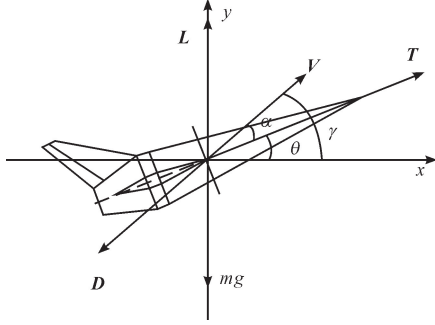


图 1 空天飞行器爬升过程示意

Fig. 1 Schematic of the ascent trajectory of an aerospace vehicle

飞行器纵向动力学模型^[25]为

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = \dot{\theta} - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \\ \ddot{\eta}_i = -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i, \quad i = 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 为速度; γ 为航迹角; h 为高度; α 为攻角; θ 为俯仰角; q 为俯仰角速率; g 、 m 、 I_{yy} 分别为重力常数、飞行器质量以及俯仰轴转动惯量; $g = g_0 \cdot [R/(R+h)]^2$, 其中 g_0 表示重力常数初始值, R 表示地球半径; ζ_i 、 ω_i 、 η_i 分别为第 i 阶弹性模态的阻尼比、频率以及广义位移, 本文取 $i=1$; L 、 D 、 T 、 M 、 N_i 分别为升力、阻力、推力、俯仰力矩以及第 i 阶弹性模态的广义力, 表达式^[28]为

$$\begin{cases} T \approx \bar{q} S [C_T^\delta(\alpha) \delta + C_T(\alpha) + C_T^\eta \eta] \\ L \approx \bar{q} S C_L(\alpha, e, \eta) \\ D \approx \bar{q} S C_D(\alpha, e, \eta) \\ M \approx z T + \bar{q} \bar{c} S C_M(\alpha, e, \eta) \\ N_i \approx \bar{q} S [N_i^{\alpha^2} \alpha^2 + N_i^e e + N_i^{\eta} \eta + N_i^0 + N_i^\eta \eta], \quad i = 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: e 和 δ 分别为升降舵偏转角和油门开度, 作为控制输入; $\bar{q}$ 、 S 、 $\bar{c}$ 、 z 分别为动压、参考面积、平均气

动弦长、重心到推力中心的距离; $\rho = \rho_0 e^{-h/85000}$, 其中 ρ_0 表示大气密度初始值; $\eta = [\eta_1 \quad \dot{\eta}_1]^\top$; C_L 、 C_D 、 C_T 、 C_M 分别为升力系数、阻力系数、推力系数以及俯仰力矩系数; $C_T^\delta(\alpha)$ 表示 $C_T(\alpha)$ 对 δ 的导数, 其余上标同理; $C_L(\alpha, e, \eta)$ 表示 C_L 与 α 、 e 、 η 耦合, 其余系数后的括号同理。各系数具体的表达式如下:

$$\begin{cases} C_T^\delta(\alpha) = C_T^{\delta\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\delta\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\delta\alpha} \alpha + C_T^\delta \\ C_T(\alpha) = C_T^{\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\alpha^2} \alpha^2 + C_T^\alpha \alpha \\ C_M(\alpha, e, \eta) = C_M^{\alpha^2} \alpha^2 + C_M^\alpha \alpha + C_M^e e + C_M^\eta \eta \\ C_L(\alpha, e, \eta) = C_L^\alpha \alpha + C_L^e e + C_L^\eta \eta \\ C_D(\alpha, e, \eta) = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^{e^2} e^2 + C_D^e e + C_D^\eta \eta \\ C_j^\eta = [C_j^{\eta_1} \quad 0], \quad j = T, M, L, D \\ N_i^\eta = [N_i^{\eta_1} \quad 0], \quad i = 1 \end{cases} \quad (3)$$

除了利用气动舵和直接力机构进行机体姿态控制外, 还可以通过发动机控制输入来改变飞行器推进性能, 进而对机体姿态和飞行速度作出调整^[29]。

2 空天飞行器伺服弹性稳定性分析

气动伺服弹性作为飞行器柔性动力学的核心组成部分, 显著影响飞行器的开环稳定特性。在高速机动或大攻角飞行过程中, 气动载荷所激发的弹性振动会通过刚-弹耦合通道反馈至刚体运动, 从而引入额外的相位滞后和动态延迟。此外, 若弹性模态频率与控制带宽接近, 极易引发共振或降低系统稳定裕度, 甚至导致闭环不稳定, 而低阶弯曲模态频率较低, 更易与刚体模态发生耦合, 从而改变系统的极点分布, 诱发振荡发散。因此, 深入分析气动伺服弹性模态对系统稳定性的影响, 是准确评估飞行器动态特性、合理进行结构-控制一体化设计的前提和基础。

2.1 空天飞行器配平特性分析

为系统揭示一阶弹性模态频率对空天飞行器配平特性的影响规律, 在保持飞行条件(如高度、马赫数、航迹角)一致的前提下, 对比分析不同弹性模态频率下的配平解结构、控制输入需求及内部状态分布, 旨在识别刚体-弹性耦合对飞行器配平特性的影响, 为后续线性化与控制带宽设计提供参数选择依据。参照祝宇^[25]和 Singh 等^[30]研究成果, 本文设置飞行高度 $h=20$ km、马赫数 $Ma=6$ 、航迹角 $\gamma=0^\circ$, 将一阶弹性模态频率在 $3 \sim 20$ rad/s 范围内^[12]取 5 个样本点, 求解对应的配平状态, 结果如表 1 所示。

表 1 不同一阶弹性模态频率下的配平状态对比
Table1 Comparison of trim states under different first-order elastic modal frequencies

$\omega_1 /$ (rad · s ⁻¹)	η_1 / m	$\alpha / (^\circ)$	$e / (^\circ)$	$\delta / \%$	配平残差
3	1.16	1.97	-1.39	35.93	6.99×10^{-14}
8	0.41	2.22	-1.84	35.56	4.24×10^{-14}
10	0.26	2.28	-1.94	35.49	5.92×10^{-14}
15	0.06	2.34	-2.06	35.41	2.63×10^{-15}
20	0.03	2.36	-2.08	35.40	8.42×10^{-11}
∞	0	2.37	-2.10	35.39	1.21×10^{-15}

注: $\omega_1 = \infty$ 表示刚体情况。

由表 1 可知,上述一阶弹性模态频率下配平残差均保持在 10^{-10} 量级以下,表明所有配平点均数值可靠(相关依据参考文献[31])。随着一阶弹性模态频率的降低,飞行器的配平特性发生变化,具体表现如下。

1)弹性位移 η_1 显著增大。在配平状态下,弹性结构的静态变形由气动载荷与结构刚度共同决定,这一趋势不仅验证了弹性模态频率对气动伺服弹性特性的主导作用,也说明低频弹性效应在空天飞行器大动压爬升过程中不可以被忽略,必须将其纳入配平与控制设计中进行考量。

2)攻角 α 由 2.37° 降至 1.97° 。当结构引入低频弹性模态后,气动面在气动载荷作用下发生整体反弯曲柔性变形,导致局部气流相对于机身的实际攻角大于飞行器整体的几何攻角,这本质上是弹性

变形对升力增益效应的体现。当弹性变形增大了前体的有效攻角时,在相同升力需求下,几何攻角应适当减小。

3)升降舵偏转角 e 从 -2.10° 增至 -1.39° 。该现象表明,低频弹性模态下气动-弹性耦合产生的抬头力矩被增强,所需补偿舵偏转角减小。在本模型中,一阶弹性模态主要表现为机身俯仰弯曲变形,当飞行器处于正攻角飞行状态时,这种变形改变了局部气流相对于机身的有效迎角分布,尤其在后体区域,等效攻角减小甚至变为负角度,从而产生附加的抬头气动力矩,系统通过减小舵偏转角来削弱低头力矩,从而与增大的弹性抬头力矩达成新的平衡。

4)油门开度 δ 从 35.39% 增至 35.93% 。随着一阶弹性模态频率降低、弹性变形增大,飞行器需略微增加推力以补偿气动-弹性耦合所引起的阻力增量。具体而言,气动伺服弹性变形改变了飞行器的气动外形与压力分布,导致零升阻力增加,为维持爬升段所需的推力-阻力平衡及能量状态,发动机油门开度需相应提高。尽管增幅较小,但表明弹性效应对燃料消耗的影响不可被忽视。

2.2 开环特性分析

本文选取空天飞行器的状态量 $\mathbf{x} = [V \ \gamma \ q \ \theta \ h \ \eta_1 \ \dot{\eta}_1]^T$, 控制输入 $\mathbf{u} = [e \ \delta]^T$, 飞行器一阶弹性模态频率 ω_1 分别为 3、10、20 rad/s, 利用中心差分法实现非线性模型在配平点的线性化。以 $\omega_1 = 3$ rad/s 为例, 系统矩阵 $\mathbf{A}$ 和控制矩阵 $\mathbf{B}$ 分别为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -7.26 & 21.188 & 0 & -30.988 & 1.01 & -142.25 & 0 \\ 6.10 \times 10^{-6} & -0.20 & 0 & 0.20 & -8.46 \times 10^{-7} & 0 & 0 \\ -1.07 \times 10^{-12} & 1.700 & 0 & -1.700 & 3.50 \times 10^{-13} & 3.24 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.77 \times 10^7 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.01 & -142.25 & 71.13 & 142.25 & 0 & -7.58 & -0.12 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -12.28 & 0.18 \\ 0.04 & 3.41 \times 10^6 \\ -12.65 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 39.43 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据系统矩阵 $\mathbf{A}$ 计算得到系统特征值为

$$\begin{cases} \lambda_1 = -0.1999 + 4.2015j \\ \lambda_2 = -0.1999 - 4.2015j \\ \lambda_3 = 0.0399 + 2.6337j \\ \lambda_4 = 0.0399 - 2.6337j \\ \lambda_5 = 0 \\ \lambda_6 = -0.0037 + 0.0429j \\ \lambda_7 = -0.0037 - 0.0429j \end{cases} \quad (6)$$

式中: j 为虚数单位。

同理,分别将一阶弹性模态频率为 10 rad/s 和 20 rad/s 的刚-弹耦合纵向动力学模型进行线性化,得到不同弹性模态频率下的系统矩阵和控制矩阵,再根据系统矩阵计算得到系统特征值,并绘制系统极点分布图,结果如图 2 所示。从图 2 中可以看出,随着弹性模态频率从 20 rad/s 降至 3 rad/s 时,系统极点呈现向右迁移、阻尼比减弱、甚至越过虚轴进入右半平面的趋势,尤其在弹性模态频率为 3 rad/s 时出现了一对正实部极点,标志着系统由开环稳定到开环临界稳定,再到开环不稳定的转变。

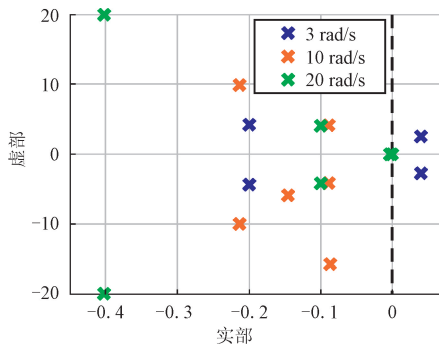


图 2 不同频率下系统极点分布

Fig. 2 Pole distribution of the system at different frequencies

根据线性化模型,绘制了 3 种弹性模态频率下舵偏-俯仰角速率通道的 Bode 图,如图 3 所示。

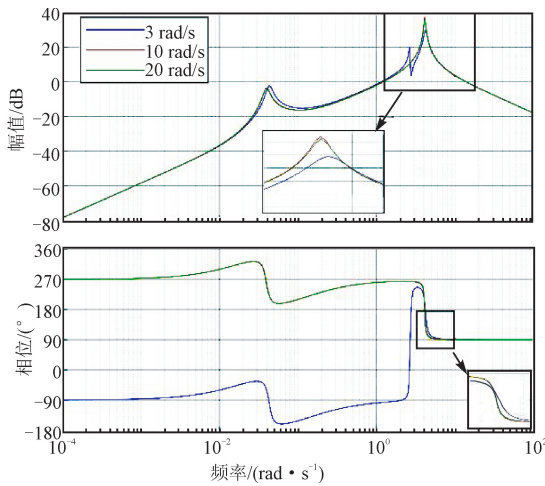


图 3 不同频率下舵偏-俯仰角速率通道 Bode 图

Fig. 3 Bode diagram of elevator deflection-pitch rate channel at different frequencies

从图 3 中可以看出,随着一阶弹性模态频率 ω_1 的降低,幅频特性增强、相位裕度减小。由于 $\omega_1 = 20$ rad/s 和 $\omega_1 = 10$ rad/s 都属于频率较高的情况,此时所造成的弹性效应很小,所以两条曲线基本是重合的。当弹性模态频率降至 3 rad/s 时,舵偏-俯仰角速率通道的 Bode 图中 0 dB 穿越处的相位接近

-180° ,相位裕度已经接近 0° 。结合图 2 分析可知,当一阶弹性模态频率为 3 rad/s 时,系统存在右半平面极点,此时弹性效应造成的不稳定模态起主导作用,舵面微小的激励即可引起系统发散,传统的频域控制器完全失效,必须采用主动抑制或状态反馈控制。

3 控制器设计

为进一步提升飞行器在大尺度低频弹性模态影响下的操纵性能,本节聚焦于控制器结构选型、参数整定与性能权衡,结合增益/相位裕度、瞬态响应速度与稳态精度等指标,系统探索适用于空天飞行器的控制策略,旨在实现快速响应与稳定裕度之间的平衡,支撑总体设计对控制系统的高可靠性和裕度要求。

鉴于高超声速飞行器爬升过程中气动、弹性与推进系统参数的强时变性,本节选取典型配平工作点,开展精细化控制器设计与参数优化。在开展控制器设计前,必须充分考虑本系统所面临的多重参数耦合与动态特殊性,这些约束直接决定了控制结构选型与参数整定的可行性边界,主要考虑以下两种特殊情形。

1) 气动-弹性耦合不稳定模态。建模中预设的一阶弹性模态频率为 3 rad/s,在与刚体俯仰运动及气动力耦合后,在线性化模型中表现为特征值 $\lambda_3 = 0.039\ 9 + 2.633\ 7j$, $\lambda_4 = 0.039\ 9 - 2.633\ 7j$,阻尼比为 0.013 3,导致系统整体呈现不稳定的特性。该耦合模态引入了明显的相位滞后,这是相位裕度减小的主要原因。

2) 弱阻尼极低频模态。特征值 $\lambda_1 = -0.199\ 9 + 4.201\ 5j$, $\lambda_2 = -0.199\ 9 - 4.201\ 5j$,对应弱阻尼振荡,虽然该模态稳定,但其阻尼比仅为 0.047 5,其极弱阻尼要求外环控制器避免采用高积分增益,以防止潜在的低频振荡被激发。

3.1 能控性分析

在设计状态反馈控制器前,需首先对飞行器线性化纵向动力学模型的能控性进行严格分析,以确保所选控制输入能够有效激发全部状态变量,特别是关键的不稳定模态与弹性模态。

构造能控性矩阵 C 为

$$C = [B \ AB \ A^2B \ \cdots \ A^{n-1}B], n=7 \quad (7)$$

经计算,能控性矩阵 C 的秩为 7,表明系统完全能控,系统可任意配置极点。进一步对其进行模态能控性分析,检查控制输入对各模态(尤其是不稳

定模态和低阻尼模态)的激励强度,确认这些关键模态是否能被控制输入有效激励。对状态矩阵 $\mathbf{A}$ 进行特征分解可得

$$\mathbf{A} = \mathbf{V}\mathbf{\Lambda}\mathbf{V}^{-1} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{\Lambda} = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n)$, 其中 λ_i 为系统特征值; $\mathbf{V} = [\mathbf{v}_1 \ \mathbf{v}_2 \ \dots \ \mathbf{v}_n]$ 为右特征向量矩阵, 其中 $\mathbf{v}_i$ 均为列向量; 记 $\mathbf{W} = \mathbf{V}^{-1} = [\mathbf{w}_1 \ \mathbf{w}_2 \ \dots \ \mathbf{w}_n]^T$, 其列向量 $\mathbf{w}_i$ 为左特征向量, 满足

$$\mathbf{w}_i^T \mathbf{v}_j = \delta_{ij}, \mathbf{w}_i^T \mathbf{A} = \lambda_i \mathbf{w}_i^T \quad (9)$$

式中: δ_{ij} 为克罗内克符号。

引入模态坐标 $\mathbf{z} = \mathbf{W}\mathbf{x}$, 则系统在模态坐标下解耦近似为

$$\dot{\mathbf{z}}_i = \lambda_i \mathbf{z}_i + (\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}) \mathbf{u} \quad (10)$$

由式(10)可得, 输入对第 i 个模态的激励强度完全由向量 $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$ 决定。

模态坐标 $\mathbf{z}$ 的本质是将原始物理状态投影到由左特征向量 $\mathbf{w}_i$ 张成的模态空间中, 其中每个 $\mathbf{z}_i$ 代表系统在第 i 个模态上的幅值或参与程度。原始系统 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$ 中, 所有状态通过 $\mathbf{A}$ 相互耦合。通过 $\mathbf{z} = \mathbf{W}\mathbf{x}$ 变换, 可以找到一个视角, 在该视角下系统的动态是解耦的, 即第 i 个模态 $\mathbf{z}_i$ 只与自己的特征值 λ_i 以及控制输入在该模态上的投影 $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$ 有关, 不同模态之间完全没有交叉耦合。

定义第 i 个模态能控性因子 μ_i 为

$$\mu_i = \|\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}\|_2 = \sqrt{\sum_{j=1}^n (\mathbf{w}_i^T \mathbf{b}_j)^2} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{b}_j$ 是 $\mathbf{B}$ 矩阵的第 j 个列向量, 其对应系统的第 j 个通道。若 $\mu_i \approx 0$, 说明该模态几乎不受控制输入影响, 即使极点配置也无法镇定; 若 μ_i 显著大于 0, 则可通过状态反馈有效调节该模态的阻尼与频率。

根据以上定义, 计算得到不稳定模态和弱阻尼模态的能控性因子分别为 1.48 和 2, 表明不稳定模态能控性良好, 可对其进行有效镇定, 而对于弱阻尼模态可施加有效阻尼, 适合采用极点配置法进行镇定。

3.2 控制器设计

针对空天飞行器伺服弹性系统存在的开环不稳定、弹性模态耦合等问题, 设计极点配置内环与带宽受限 PI 外环的串联结构, 主动抑制气动伺服弹性所引发的系统不稳定。

内环镇定层以纵向线性化模型 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$ 的全状态反馈为基础, 采用极点配置方法对系统进行初步镇定, 其核心目标是快速抑制开环不稳定模态, 并对弱阻尼极低频模态施加适度阻尼, 从而避

免控制激励引发共振或相位滞后加剧。内环极点配置采用的状态反馈控制律为

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}\mathbf{x} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{K} \in \mathbf{R}^{1 \times n}$ 为待设计的反馈增益矩阵。利用 Matlab 的 place 函数计算得到增益矩阵为

$$\mathbf{K} = \text{place}(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{\Lambda}_d) = \begin{bmatrix} 0 & 4.5 & 0.7 & -4.5 & 0 & 0 & 0 \\ 2.7 & 3 & 0.03 & 4 & 82.6 & -356.2 & 0 & 1 & 3.3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{\Lambda}_d = [\lambda_{d1} \ \lambda_{d2} \ \dots \ \lambda_{dn}]$ 为期望闭环极点向量^[30]。

通过极点配置, 系统闭环极点分布如图 4 所示, 系统特征值的最大实部为 -0.021 5, 系统由不稳定状态转为稳定状态。

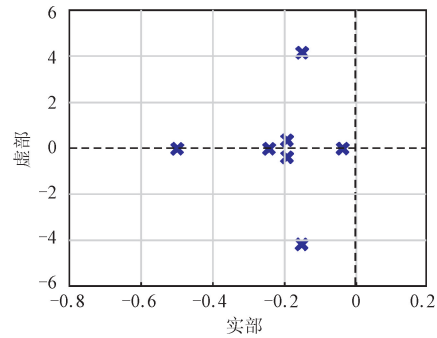


图 4 闭环极点分布

Fig. 4 Closed-loop pole distribution

在完成内环极点配置、实现伺服弹性系统初步镇定的基础上, 外环控制器的作用是实现对俯仰角指令的稳态跟踪。经过极点配置, 原系统转化为一个稳定的、非最小相位的等效子系统, 其外环控制输入到俯仰角的传递函数为

$$G(s) = \frac{-0.15s - 0.3}{s^2 + 0.5s} \quad (14)$$

设计带符号补偿的比例-积分控制器为

$$C(s) = -k_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) \quad (15)$$

式中: $k_p = 0.8$; $T_i = 1.2$ 。为提升系统的鲁棒性, 同时抑制高频噪声并避免外环 PI 控制器在极低频段因积分作用过强而激发残余弹性模态, 在 PI 控制器后引入一阶低通滤波器, 组成带宽受限 PI 控制器, 表达式为

$$C_{\text{LPF}}(s) = -k_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} \right) \cdot \frac{\omega_f}{s + \omega_f} \quad (16)$$

式中: $\omega_f = 0.4 \text{ rad/s}$ 为低通滤波器的截止频率, 用于限制外环有效带宽。滤波器极点 (-0.4) 位于被控对象极点 (-0.5) 右侧, 从而在频率上先于被控

对象极点起作用,避免低频增益无限上升。

在带宽受限 PI 控制器下,系统开环传递函数为

$$L_{LPF}(s) = C_{LPF}(s)G(s) = \frac{0.04(1.2s+1)(s+2)}{s^2(s+0.4)(s+0.5)} \quad (17)$$

图 5 给出了俯仰通道的 Bode 图。该俯仰通道在 3 rad/s 附近存在一个明显的谐振峰,反映出系统中仍然存在低频气动伺服弹性模态,但其峰值位于 0 dB 以下,表明低通滤波器在控制中发挥了重要作用,该模态在开环状态下不具备放大能力,不会因输入激励而自激发散。整体幅频特性从低频高增益平滑过渡至高频衰减,显示出良好的带宽控制与抗高频干扰能力。截止频率为 0.41 rad/s,远低于气动伺服一阶弹性模态频率(3 rad/s),避开了高频谐振区,系统相位裕度达到 39.9°,幅值裕度经计算可达 11.57 dB,能够满足工程要求。

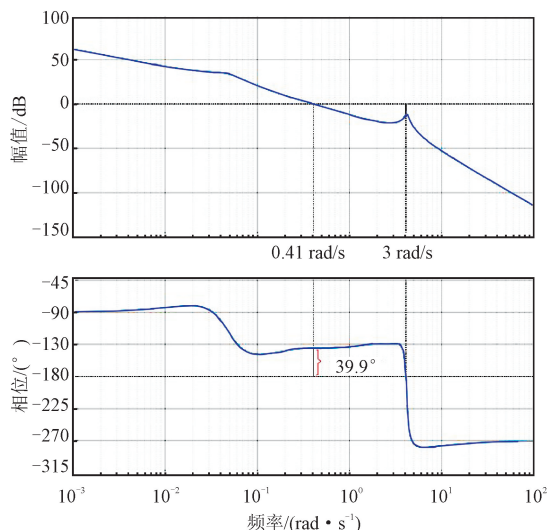


图 5 俯仰通道 Bode 图

Fig. 5 Bode diagram of pitch channel

图 6 和图 7 分别给出了俯仰通道的灵敏度函数和补灵敏度函数的 Bode 图,以定量描述闭环系统对外部扰动和模型不确定性的敏感程度。其中,灵敏度函数为

$$M_s = \frac{1}{1+G(s)C(s)} \quad (18)$$

补灵敏度函数为

$$M_t = \frac{G(s)C(s)}{1+G(s)C(s)} \quad (19)$$

灵敏度函数描述的是闭环系统在面对外部扰动(输出端扰动)和模型不确定性时,其输出偏离理想值的程度。补灵敏度函数描述系统对指令的跟踪能力和高频噪声的放大程度。

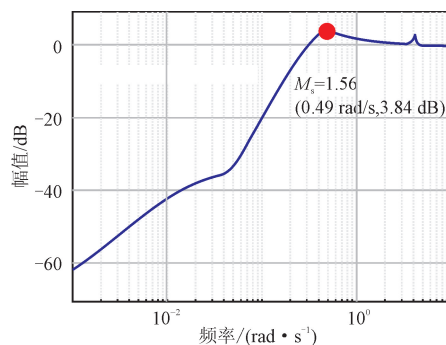


图 6 灵敏度函数 Bode 图

Fig. 6 Bode diagram of sensitivity function

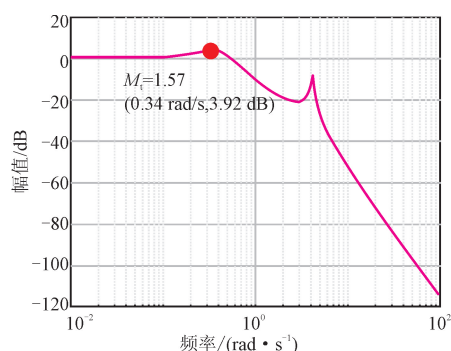


图 7 补灵敏度函数 Bode 图

Fig. 7 Bode diagram of complementary sensitivity function

由图 6 和图 7 可得,灵敏度峰值为 1.56,补灵敏度峰值为 1.57,均小于一般工程要求(2.0),表明控制器鲁棒性可以被接受。系统对建模误差具有良好的容忍度,在指令跟踪过程中不会因高频噪声或未建模动态产生剧烈振荡,即使存在小幅结构模态漂移(如谐振峰位置或幅值微变),闭环性能也不会急剧恶化。

3.3 时域仿真分析

对俯仰角通道施加单位阶跃指令($\theta_{cmd} = 0.1$ rad),仿真时长 50 s,以充分观察弹性振动模态的衰减特性,其闭环阶跃响应过程如图 8 所示。由图 8 可得,系统状态上升时间 $t_r = 2.81$ s、峰值时间 $t_f = 7.22$ s、调节时间 $t_s = 20.61$ s、稳态误差 $\sigma = 0$,曲线后期无明显持续振荡,表明弹性振动模态已被有效抑制。

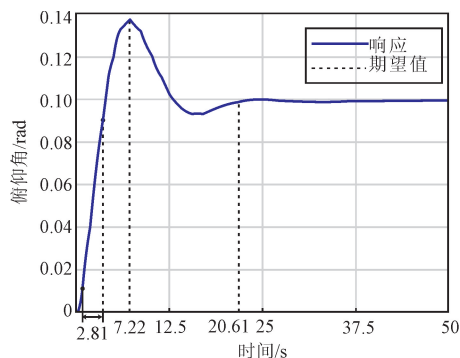


图 8 俯仰角阶跃跟踪响应

Fig. 8 Pitch angle step tracking response

为检验系统在实际飞行扰动中的稳定性,在 $t=0$ s 时给俯仰角速度 q 施加大小为 0.05 rad/s 的扰动(模拟阵风),则该扰动下俯仰通道响应过程如图 9 所示。

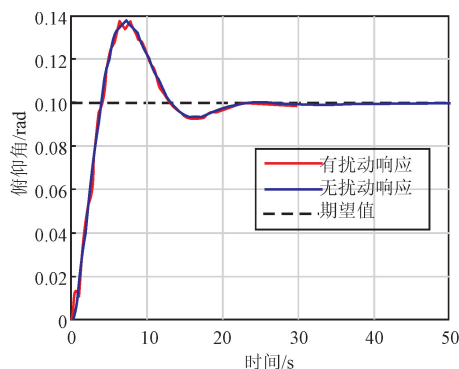


图 9 扰动下俯仰角阶跃跟踪响应

Fig. 9 Pitch angle step tracking response under disturbance

从图 9 中可以看出,在初始俯仰角速度扰动下,系统仍能在 25 s 内恢复稳态。在扰动力矩持续作用期间,曲线后期的稳态误差仍为 0,表明 PI 外环有效抑制了常值扰动。施加初始俯仰角速度扰动时,弹性模态在初始阶段被显著激发,但随后逐渐被抑制,最终衰减为 0。

飞行器俯仰运动所产生的惯性力与气动力突变,将直接作用在弹性结构上,这些力在频域上包含宽频成分,若其中包含弹性模态频率,就会引发飞行器机体发生共振。本文在内环设计时,将所有开环不稳定和弱阻尼模态重新配置,最终闭环系统中所有极点的实部均小于 0。因此,任何初始扰动所引起的模态响应都会呈指数趋势衰减。Shao 等^[21]利用滑模控制方法来对飞行器姿态进行控制,在跟踪控制效果上,虽然滑模控制能够对飞行器的姿态进行跟踪,但由于滑模控制所固有的振荡特性,飞行器的状态与控制输入在初期会出现明显的快速振荡,不利于工程实现。Wang 等^[22]和朴敏楠等^[23]利用鲁棒自适应控制方法对高超声速飞行器进行姿态控制,仿真结果表明,鲁棒控制方法能够有效应对飞行过程中的扰动问题,但对俯仰角速率的稳态跟踪误差始终难以消除。

综上所述,在内环极点配置、外环 PI 控制和低通滤波相结合的控制框架下,俯仰通道不稳定与弱阻尼模态得到有效镇定和改善,飞行器能够实现阶跃指令的鲁棒跟踪和对初始扰动的有效抑制。

4 结论

本文针对空天飞行器的气动伺服弹性稳定性

问题,建立了刚-弹耦合的动力学模型,根据配平状态在不同一阶弹性模态频率下进行了稳定性分析,得到了飞行器的开环特性,并提出了极点配置内环与带符号补偿的低通 PI 外环的串级控制结构,主要结论如下。

1)通过稳定性分析,揭示了开环系统的不稳定源于弹性效应所造成的不稳定模态。随着一阶弹性模态频率 ω_1 的降低,幅频特性增强、相位裕度减小。当一阶弹性模态频率降至 3 rad/s 时,相位裕度接近 0° ,系统出现了一对正实部极点,此时弹性效应造成的不稳定模态起主导作用,舵面微小的激励即可造成系统发散。

2)设计了极点配置内环+带符号补偿的低通 PI 外环的串级控制结构,内环通过全状态反馈主动镇定不稳定模态并增强弱阻尼弹性模态的阻尼,外环采用带符号补偿的 PI 控制器,以校正系统负增益特性,实现稳定与适度跟踪。

3)本文时域仿真分析验证了闭环系统的性能指标,系统状态上升时间 $t_r=2.81$ s、峰值时间 $t_f=7.22$ s、调节时间 $t_s=20.61$ s、稳态误差 $\sigma=0$,无明显持续振荡,表明一阶弹性模态已被有效抑制;在俯仰角速度扰动下,系统仍能在 25 s 内恢复稳态,且误差仍为 0,表明 PI 外环有效抑制了常值扰动,满足工程需求。

本文在建立空天飞行器纵向动力学模型时,主要考虑了刚体运动与一阶气动伺服弹性模态的耦合效应。当扩展至高阶弹性模态时,模型会更接近真实弹性体,但高阶模态参数(频率、阻尼)不确定性更大,会降低控制性能,甚至可能导致系统不稳定,这就要求控制器具有更强的鲁棒性^[32]。未来,将会开展刚体与高阶模态耦合的控制问题研究,同时解决空天飞行器模型不确定条件下的飞行控制问题,利用扰动观测器来估计飞行器在飞行过程中所受到的扰动^[33],并结合卡尔曼滤波来设计滤波器,从而在线估计系统的状态参数^[34],并通过施加更复杂、更随机的扰动来验证系统的性能。

参考文献

- [1] Borisov V E, Konstantinovskaya T V, Lutsii A E. The influence of vortex structures on the aerothermodynamics of aerospace vehicles[J]. Acta Astronautica, 2024, 225: 1031-1038.
- [2] Wang Zian, Cai Pengcheng, Gong Zheng, et al. Review on guidance and control of aerospace vehicles: recent progress and prospect[J]. Aerospace Systems,

- 2024, 7(2): 175-192.
- [3] 赖剑奇, 胡星志, 卢风顺, 等. 国外空天飞行器能力优势与研究进展[J]. 空天技术, 2025(4): 99-110.
Lai Jianqi, Hu Xingzhi, Lu Fengshun, et al. Advantages and research progress of aerospace vehicles overseas[J]. Aerospace Technology, 2025(4): 99-110.
- [4] 高泽鹏, 刘燕斌, 沈海东, 等. 面向控制的变构型空天飞行器建模及特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(6): 1114-1123.
Gao Zepeng, Liu Yanbin, Shen Haidong, et al. Control-oriented modeling and characteristic analysis of morphing aerospace vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(6): 1114-1123.
- [5] 何译宁, 王俊伟, 黄玉薇. 2024年国外高超声速技术领域发展综述[J]. 战术导弹技术, 2025(2): 32-43.
He Yining, Wang Junwei, Huang Yuwei. Review of foreign hypersonic technology developments in 2024[J]. Tactical Missile Technology, 2025(2): 32-43.
- [6] 王恩亮, 袁成, 赵玉杰, 等. 国外高超声速防御能力发展及关键技术分析[J]. 航空兵器, 2024, 31(4): 14-20.
Wang Enliang, Yuan Cheng, Zhao Yujie, et al. Analysis of the development and key technologies of hypersonic defense capability in foreign countries[J]. Aero Weaponry, 2024, 31(4): 14-20.
- [7] 程归, 杨广, 郭宏伟, 等. 高超声速变体飞行器关键技术研究综述[J]. 航空科学技术, 2024, 35(5): 28-44.
Cheng Gui, Yang Guang, Guo Hongwei, et al. Review on key technologies for hypersonic morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(5): 28-44.
- [8] 姚德清, 魏毅寅, 杨志红, 等. 空天飞行器制导控制技术研究与展望[J]. 宇航学报, 2020, 41(7): 850-859.
Yao Deqing, Wei Yiyin, Yang Zhihong, et al. Progress and prospect of research on guidance and control technology of aerospace vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(7): 850-859.
- [9] 毛定坤, 蔡光斌, 肖永强, 等. 变体飞行器非线性建模及特性分析[J]. 火箭军工程大学学报, 2023, 37(1): 17-21, 27.
Mao Dingkun, Cai Guangbin, Xiao Yongqiang, et al. Nonlinear modeling and characteristic analysis of morphing aircraft[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2023, 37(1): 17-21, 27.
- [10] Chavez F R, Schmidt D K. Analytical aeropropulsive-aeroelastic hypersonic-vehicle model with dynamic analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1308-1319.
- [11] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, Mcminn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration[R]. NASA Langley Research Center, 1990: 16-18.
- [12] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.
- [13] 严晓雪, 许云涛, 李长文. 细长体飞行器气动伺服弹性稳定性分析对比研究[J]. 战术导弹技术, 2024(3): 11-16.
Yan Xiaoxue, Xu Yuntao, Li Changwen. Comparative study on the aeroservoelastic stability analysis for slender body aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2024(3): 11-16.
- [14] Singh R, Prakash O, Joshi S, et al. Longitudinal trim and stability analysis of generic air-breathing hypersonic vehicle using bifurcation method[J]. INCAS Bulletin, 2022, 14(3): 111-123.
- [15] Ye Youda, Zhao Zhongliang, Tian Hao, et al. The stability analysis of rolling motion of hypersonic vehicles and its validations[J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2014, 57(12): 2195-2205.
- [16] 吕达, 张维桐, 张鲁民, 等. 面对称无尾高超声速飞行器三通道耦合失稳判据[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(7): 74-83.
Lyu Da, Zhang Weitong, Zhang Lumin, et al. Three-channel coupled instability criteria for symmetrical tailless hypersonic vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(7): 74-83.
- [17] 苑凯华, 田海涛, 付志超. 空天飞行器气动弹性问题研究进展[J]. 振动与冲击, 2025, 44(7): 275-285.
Yuan Kaihua, Tian Haitao, Fu Zhichao. Advances in study on aerodynamic elasticity of aerospace vehicles[J]. Journal of Vibration and Shock, 2025, 44(7): 275-285.
- [18] 宋思念, 汪城庆, 邓刚锋, 等. 基于模糊PID与误差修正的偏差耦合多电机同步控制[J]. 火箭军工程大学学报, 2023, 37(1): 50-56.
Song Sinian, Wang Chengqing, Deng Gangfeng, et al. Multi-motor synchronous control based on deviation coupling control with fuzzy PID and error correction[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2023, 37(1): 50-56.
- [19] Bahm C, Baumann E, Martin J, et al. The X-43A

- Hyper-X Mach 7 Flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005: 3275.
- [20] 郭建国, 胡冠杰, 郭宗易. 组合动力空天飞行器控制问题研究[J]. 空天技术, 2022(2): 27-41, 96.
Guo Jianguo, Hu Guanjie, Guo Zongyi. Research on control problems of combined power aerospace vehicle [J]. Aerospace Technology, 2022(2): 27-41, 96.
- [21] Shao Jinchao, Che Weiwei, Shao Ke. Nonlinear prescribed performance sliding mode control of hypersonic vehicles[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2024, 34(14): 9928-9948.
- [22] Wang Fan, Fan Pengfei, Fan Yonghua, et al. Robust adaptive control of hypersonic vehicle considering inlet unstart[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2022, 33(1): 188-196.
- [23] 朴敏楠, 杨志红, 孙明玮, 等. 弹性静不稳定高超声速飞行器姿态综合控制[J]. 中国科学: 技术科学, 2019, 49(7): 825-839.
Piao Minnan, Yang Zhihong, Sun Mingwei, et al. Attitude control synthesis of unstable hypersonic vehicle with aeroservoelastic effect[J]. Scientia Sinica (Technologica), 2019, 49(7): 825-839.
- [24] Zuo Renwei, Li Yinghui, Lyu Maolong, et al. Fuzzy adaptive output-feedback constrained trajectory tracking control for HFVs with fixed-time convergence[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2022, 30(11): 4828-4840.
- [25] 祝宇. 结构弹性作用下的高超声速飞行器动力学建模与控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016: 1-90.
Zhu Yu. Dynamic modeling and control of air-breathing hypersonic vehicle considering aeroelastic effects [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016: 1-90.
- [26] 史蕾. 基于强化学习的高超声速飞行器控制[D]. 徐州: 中国矿业大学, 2024: 1-121.
Shi Lei. Reinforcement learning-based control for hypersonic flight vehicles[D]. Xuzhou: China University of Mining and Technology, 2024: 1-121.
- [27] 董泽洪, 李颖晖, 吕茂隆, 等. 考虑输入受限的高超声速飞行器非奇异固定时间自适应切换控制[J]. 系统工程与电子技术, 2023, 45(5): 1476-1488.
Dong Zehong, Li Yinghui, Lyu Maolong, et al. Singularity-free fixed-time adaptive switching control for hypersonic flight vehicle with input constraints [J]. Systems Engineering and Electronics, 2023, 45(5): 1476-1488.
- [28] 石文科. 高超声速飞行器自抗扰与滑模控制研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2024: 1-69.
Shi Wenke. Research on active disturbance rejection and sliding mode control of hypersonic vehicles [D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2024: 1-69.
- [29] An Hao, Wang Haofeng, Zhang Xueqing, et al. Compound control of an uncertain hypersonic vehicle model [J]. International Journal of Control, 2023, 96(1): 94-109.
- [30] Singh R, Prakash O, Joshi S. Control design using PID with state feedback for air-breathing hypersonic vehicle[J]. FME Transactions, 2023, 51(2): 221-230.
- [31] 吴成富, 程鹏飞, 段晓军, 等. 基于全局收敛多维牛顿迭代法的飞行配平算法研究[J]. 计算机应用研究, 2015, 32(1): 56-58.
Wu Chengfu, Cheng Pengfei, Duan Xiaojun, et al. Flight trim algorithm based on global-convergence multi-dimensional Newton iteration [J]. Application Research of Computers, 2015, 32(1): 56-58.
- [32] Wang Xia, Xu Bin. Robust adaptive control of hypersonic flight vehicle with aero-servo-elastic effect [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(2): 1955-1964.
- [33] 于传强, 张志浩, 陈渐伟. 基于非线性自回归神经网络的多轴车辆横向动力学建模[J]. 火箭军工程大学学报, 2023, 37(3): 36-42.
Yu Chuanqiang, Zhang Zhihao, Chen Jianwei. Lateral dynamics modeling of multi-axle vehicle based on nonlinear autoregressive neural network [J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2023, 37(3): 36-42.
- [34] 程洪杰, 张嘉铄, 刘志浩, 等. 基于容积卡尔曼滤波的多轴特种车辆状态参数估计[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39(6): 115-123.
Cheng Hongjie, Zhang Jiashuo, Liu Zhihao, et al. Cubature Kalman filter-based estimation of state parameters for multi-axle special vehicles [J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(6): 115-123.

Servoelastic Stability Analysis and Controller Design for Aerospace Vehicles

SONG Hongjie¹, LI Yu^{2*}, SHANG Yiming¹, XU Baohua², CAI Guangbin¹

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China

2. State Key Laboratory of Astronautic and Aeronautic Technology, Beijing 100074, China)

ABSTRACT: To systematically elucidate the intrinsic effects of aero-servo-elasticity (ASE) on the stability of aerospace vehicles and facilitate effective control, this study investigated aerospace vehicle dynamics modeling, ASE stability assessment, and controller design. First, a longitudinal dynamics model was developed by integrating rigid-body motion with the first-order ASE modes. Second, the influence of the first-order elastic mode frequency on the vehicle trim state was examined. Furthermore, following model linearization, the impact of this frequency on the open-loop dynamic characteristics was evaluated. The results reveal that low-frequency elastic modes induce a sharp decrease in the system phase margin. Specifically, the closed-loop system becomes unstable when the first-order elastic mode frequency reaches 3 rad/s. Finally, to mitigate this instability mechanism, a controller comprising a “pole-placement inner loop and sign-compensated low-pass PI outer loop” is developed. With this control framework, the closed-loop system achieves a phase margin of 39.9° and a gain margin of 11.57 dB. Time-domain simulation results demonstrate that the proposed hierarchical control architecture exhibits good robustness and effectively addresses ASE-induced instability.

KEYWORDS: aerospace vehicle; aerodynamic servoelastic stability control; pole placement; gain margin; phase margin

(编辑:刘建民)