

自适应增广控制频域分析与飞行试验

余宇琛, 桂亮, 胡存明, 甘庆忠, 陈弈澄

上海航天控制技术研究所, 上海 201109



摘要 本文聚焦运载火箭自适应增广控制频域分析问题。首先,通过对控制器结构的简化,降低其非线性,同时构造单输入单输出环节,便于频域分析;之后,利用描述函数和常微分方程近似解析解的思想,对自适应增广控制进行了频域分析,获得了频域模型;最后,基于可重复使用验证飞行器对自适应增广控制器进行了飞行测试。飞行结果显示频域模型正确且精度较高,能够获得更好的控制效果。

关键词 自适应增广控制;运载火箭控制;频域分析;飞行测试

中图分类号: V475.1 **文献标识码:** A

文章编号: 1006-3242(2024)01-0011-06

Frequency Domain Analysis and Flight Validation of Adaptive Augmentation Controller

SHE Yuchen, GUI Liang, HU Cunming, GAN Qingzhong, CHEN Yicheng
Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China

Abstract The frequency domain analysis of the adaptive augmentation control for a launch vehicle is focused in this paper. Firstly, the adaptive augmentation control framework is modified and considered as a single-input single-output block in order to simplify the frequency domain analysis. Furthermore, the frequency domain analysis of the controller is performed by linearizing the differential equation and using a simplified analytical solution, and then the frequency domain model is obtained. Finally, the adaptive augmentation controller is validated during the flight test on a reusable launch vehicle prototype. The result of flight data shows that the frequency model of adaptive augmentation controller is accurate and can achieve better control performance.

Key words Adaptive augmentation control; Launch vehicle control; Frequency domain analysis; Flight test

0 引言

随着航天发射任务逐步向商业化、高密度和高

自主性等方向转型,运载火箭控制系统研制也面临新的挑战。新一代运载火箭控制系统往往要求高鲁棒性,并能够兼顾刚体、弹性参数大的不确定性,推力、伺服故障适应性、主动载荷控制和抗切变风

收稿日期:2023-07-06

作者简介: 余宇琛(1990-),男,博士,高级工程师,主要从事运载火箭先进控制技术研究工作;桂亮(1983-),男,硕士,高级工程师,主要从事运载火箭控制总体工作;胡存明(1986-),男,硕士,高级工程师,主要从事运载火箭控制系统设计工作;甘庆忠(1992-),男,硕士,主要从事可回收运载火箭控制系统总体相关工作;陈弈澄(1995-),女,硕士,主要从事运载火箭控制器设计工作。

干扰的功能^[1]。因此,传统 PD 加校正网络的控制器结构将难以满足未来火箭的控制需求,新一代控制器的研制和应用已经迫在眉睫。

国内外学者对运载火箭先进控制算法的原理和应用方案进行了探索,取得了一定的成果。法国阿里安 5 火箭采用了 LQG 控制算法实现对刚体裕度的最优设计^[2]。类似地,印度 GSLV MKIII 火箭采用了 H_∞ 控制算法提高系统的鲁棒性。美国在早期火神 I 火箭研制时还对 L1 控制技术开展过深入研究,并基于火神 IX 试飞箭的飞行试验进行了搭载论证。针对可重复使用运载器、高超声速飞行器、等运载工具,考虑到其制导姿控耦合强、带宽响应要求快等因素,基于双环滑模的控制结构往往被用于此类对象。但是,上述控制器主要提升刚体和晃动频段的适应能力,对弹性大偏差的抑制能力有限。为此,自适应增广控制(Adaptive Augmentation Control, AAC)算法成为很多学者研究的热点。美国在太空发射系统(Space Launch System, SLS)火箭上首先采用了该方法^[3],并于 2022 年首飞成功。

AAC 控制器的主要原理是通过在线自主调节控制通路增益,实现对弹性和刚体裕度的同时提升^[4]。为了确保其在 SLS 上的应用安全,NASA 先后利用 F18 飞机^[5]和大型旋翼无人机^[6]等平台对 AAC 算法进行了飞行验证。在学术方面,学者们主要通过 Lyapunov 方法对 AAC 控制器的稳定性进行定性评估^[7-9]。而在频域上,一般采用描述函数法对 AAC 控制器的特性进行评估^[10],但至今未能获得简洁、有效且精度在可接受范围内的频域模型。截至目前,学术上关于 AAC 控制器稳定性和安全性的验证工作主要基于时域仿真实现^[11],且往往采用将 AAC 与其它先进控制算法相融合的方式进一步提升系统对恶劣工况的适应能力^[12],或利用智能算法,对 AAC 控制器参数进行优化设计^[13]。但是,上述方法和学术成果距离工程实现仍有一定距离。随着 SLS 火箭首飞成功,国内新一代运载火箭也将 AAC 控制器的实际飞行应用提上日程,亟需一种能够满足工程应用要求、有一定创新性且精度在可接受范围内的 AAC 控制器稳定性评估方法。

针对上述问题,本文从工程实践需求出发,通过对 AAC 控制器结构的简化使其非线性降低,进而建立一个单输入和单输出结构。在此基础上,通过描述函数法对 AAC 频域特性进行定

性分析,并基于扫频测试获得了 AAC 控制器的频域响应。为了验证频域响应的正确性,基于可回收验证飞行器进行了飞行验证,利用飞行器截止频率处的极限环抖动,实现了对 AAC 模块频域特性的评估。

1 自适应增广控制器结构分析与简化

1.1 AAC 控制器结构分析

面向运载火箭应用的 AAC 控制器结构如图 1 所示。从图中可以看出,AAC 控制器结构为一个多输入和单输出模块。自适应控制律以参考模型姿态角偏差和 PD 控制律两条回路为输入,计算得到增益修正系数 k_t 值。将该值与 PD 控制律相乘,即可以实现对控制器带宽的实时在线调度。计算 k_t 的公式为

$$\begin{cases} \dot{k}_a = \frac{k_{t \max} - (k_a + k_0)}{k_{t \max}} \cdot a \cdot e_{ri}^2 - \\ c \cdot k_a \cdot y_s - \beta(k_t - 1) \\ k_t = k_a + k_0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: k_0 为定值, $k_{t \max}$ 为 k_t 上限幅, a 、 c 和 β 为 AAC 三项权重, e_{ri} , $i = \varphi, \psi, \gamma$ 为俯仰、偏航、滚动方向的姿态角误差, y_s 分别由参考模型姿态角偏差和 PD 控制律两个支路计算获得。其中, y_s 通路通过高低通滤波器的组合,可以提取 PD 控制律中的高频振动信号。通过描述函数法可以证明 y_s 通路的工作原理。假设通路输入信号为

$$u_c = A(t) \cdot \sin(\omega t) \quad (2)$$

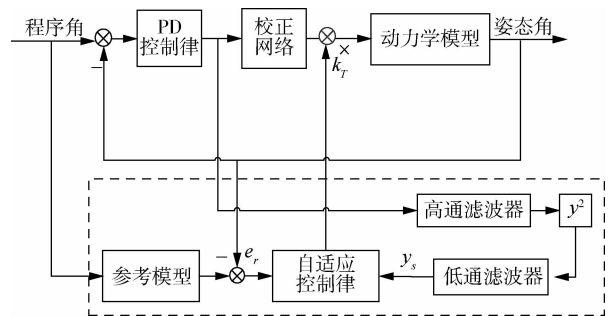


图 1 带有 AAC 控制器的运载火箭框图

则该信号通过高通滤波器后的信号可以写成

$$O_{gt} = A_{gt}(\omega) \cdot A(t) \cdot \sin(\omega t + \varphi_{gt}(\omega)) \quad (3)$$

式中: $A_{gt}(\omega)$ 和 $\varphi_{gt}(\omega)$ 分别是高通滤波器在输入信号频率 ω 处的传递幅值和相位。将 O_{gt} 信号平方后带入低通滤波器,则最终 y_s 通路输出为

式中:

$$\begin{cases} G_1 = \frac{k_{t \max} - k_0}{k_{t \max}} \cdot a \cdot A^2 \cdot \sin^2(\omega t) \\ G_2 = \frac{-1}{k_{t \max}} a \cdot A^2 \cdot \sin^2(\omega t) - c \cdot G \cdot A^2 \end{cases} \quad (12)$$

综上, 由于 e_r 后增加了低通滤波器, 则 $\sin^2(\omega t)$ 中只包含低频信号, 使得其变化十分缓慢, 因此可近似认为 $\sin^2(\omega t) \approx Q$, Q 为常数。在此种假设下, 可以看出 k_a 的微分方程存在一个通解和一个特解, 可以写成

$$k_a = A' \cdot e^{G_2 t} - \frac{G_1}{G_2} \quad (13)$$

可以看出, $-G_1/G_2 \geq 0$, $G_2 < 0$ 。因此, 可以定性看出 k_a 在 $t \rightarrow \infty$ 时会稳定在某个大于等于 0 的值 $-G_1/G_2$ 。若 ω 较小, 输入信号为低频, 根据 2.1 节的讨论可知 y_s 信号很小, 有 $G \approx 0$, 则式(13)可写成

$$k_a = -\frac{G_1}{G_2} \approx -\frac{\frac{k_{t \max} - k_0}{k_{t \max}} \cdot a \cdot A^2 \cdot \sin^2(\omega t)}{\frac{-1}{k_{t \max}} a \cdot A^2 \cdot \sin^2(\omega t)} = k_{t \max} - k_0 \quad (14)$$

也就是 $k_t = k_{t \max}$ 。若 ω 很大, 输入信号为高频, 则 $G = 0.5$, 且已知 $(k_{t \max} - k_0)/k_{t \max}$ 必然为 0.1 数量级, 因此, 可以通过设计, 人为使得 $c \gg a$, 则能有 $c \cdot G \gg a \cdot (k_{t \max} - k_0)/k_{t \max}$, 则

$$k_a = -\frac{G_1}{G_2} \approx -\frac{\frac{k_{t \max} - k_0}{k_{t \max}} \cdot a \cdot A^2 \cdot Q}{\frac{-1}{k_{t \max}} a \cdot A^2 \cdot Q - c \cdot G \cdot A^2} \approx 0 \quad (15)$$

则, $k_a = 0$, $k_t = k_0 = k_{t \min}$ 。

综上, 可以得出结论: 当输入信号为低频时, AAC 的增益大于 1, 接近 k_t 上限幅值; 当输入信号为高频时, AAC 增益小于 1, 接近 k_t 下限幅值。同时, 根据公式推导, 可以看出简化模型 k_t 变化率始终单调, 最终收敛且未出现时正时负的状态。因此可以得知在稳态下, AAC 模块的相位几乎为 0, 可等效成一个前向增益。

在上述结果的基础上, 对不同振幅、不同频率的正弦输入信号进行了扫频测试, 获得如下所示的结果。基于扫频结果, 可以得到如下结论:

1) AAC 控制器可以被视作一个前向增益环节, 不产生相位;

2) 在低频段, AAC 增益大于 1, 提升系统刚体裕

度, 在高频段, AAC 增益小于 1, 提升系统弹性裕度;

3) AAC 增益与输入信号的幅值有关, 当输入信号幅值很小时, AAC 增益在全频段约等于 1, 当输入信号幅值较大时, 低频段 AAC 增益等于 k_t 上限幅, 高频段 k_t 增益等于下限幅。

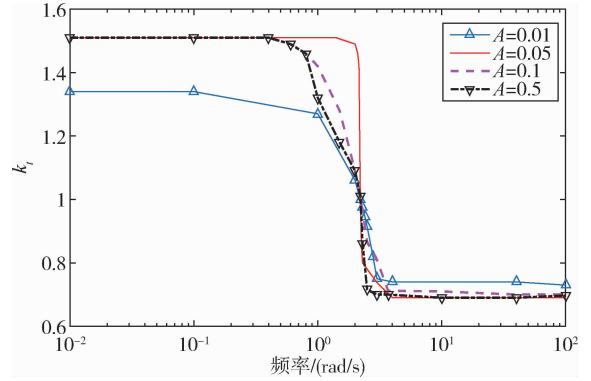


图 3 不同幅值扫频计算得到的 AAC 控制器频域增益

2.2 验证飞行方案

为了验证对 AAC 控制器的简化和频域分析的正确性, 利用上海航天控制技术研究所的可回收验证飞行器(图 4)进行了试飞测试。飞行器高 3.3 m, 总重约 43 kg, 以涡喷发动机为动力, 可以实现 500 m 高度及 200 m 横移半径内的自由飞行和垂直返回着陆。



图 4 可回收验证飞行器

为制定飞行测试方案, 分析了该飞行器的频域特性。忽略该飞行器的弹性, 计算后得到其频域伯德图如图 5 所示。发现伯德图基本为刚体特性, 且滚动通道的刚体截止频率明显大于俯仰、偏航通道。

考虑到实际飞行过程中的各种风险因素, 在进

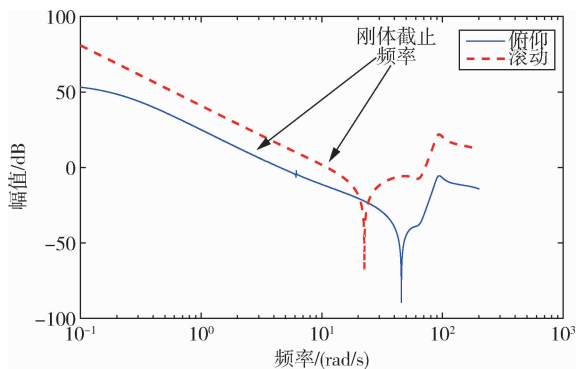


图 5 可回收验证飞行器伯德图

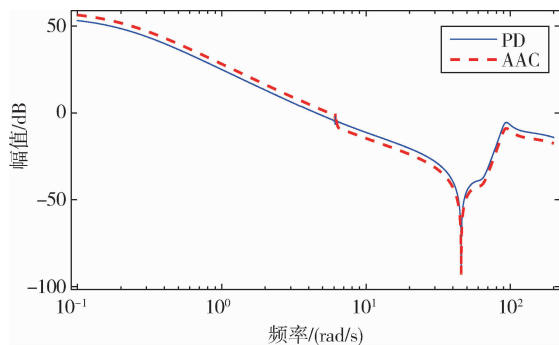


图 6 俯仰方向 AAC 设计结果

行 AAC 飞行测试时不具备进行低频、高频振荡机动的条件。为了验证 AAC 模块的频域特性,利用飞行器的极限环抖动对 AAC 控制器进行激励。

由于飞行器本身存在间隙、延迟等非线性环节。因此,在飞行过程中,三轴姿态角难免存在极限环抖动现象。根据控制理论,极限环抖动的频率约等于对应通道的刚体截止频率。因此,利用飞行器的间隙和延迟,可以在俯仰和滚动通道方向都营造较明显的等幅振荡现象。特别是角速率通道,滚动通道与俯仰通道振动幅度相当,但频率明显高于俯仰。因此,AAC 控制器的计算输入中,滚动可以视作高频信号,俯仰作为低频信号。在此基础上,可以验证 AAC 控制器的频域响应。

3 飞行验证结果

基于验证飞行方案,首先设计了 AAC 控制器参数。将 AAC 控制器增益由正变为负的位置设计在俯仰和滚动截止频率之间。设计结果如表 1 所示。将该设计结果集成到伯德图后,获得如图 6~7 所示的曲线。基于此种设计,以俯仰截止频率进行极限环抖动时,AAC 的 k_i 值将上升,获得大于 1 的增益。若以滚动截止频率进行极限环抖动,则 AAC 的 k_i 值将下降,产生小于 1 的增益。利用此种特性,就可以验证 AAC 频域模型的正确性。

表 1 AAC 控制器参数汇总

参数类别	符号	说明	取值
基本参数	k_{T_min}	k_T 下界	0.85
	k_{T_max}	k_T 上界	1.15
参考模型参数	ω_n	参考模型频率	6
	a	误差项系数	40
	$\omega_c^{HP}, \omega_c^{LP}$	高通/低通频率	11.4
频谱阻尼参数	$\xi_n, \xi_{HP}, \xi_{LP}$	滤波阻尼	0.707
	c	阻尼权重	3000
	回归项参数	β	回归项权重

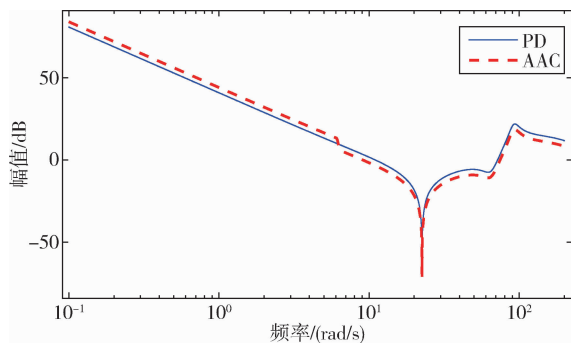


图 7 滚动方向 AAC 设计结果

基于上述设计结果,进行了 90 m 垂直起降飞行测试。AAC 控制器起飞后全程开启并接入闭环控制。飞行结果如图 8~9 所示:

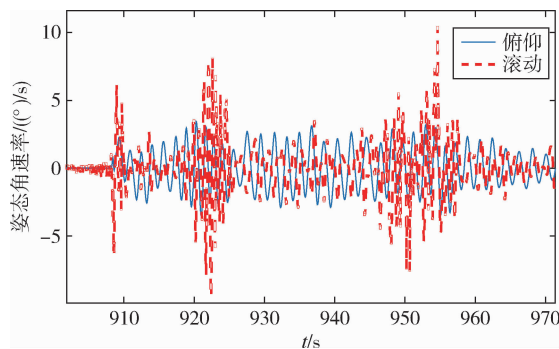


图 8 AAC 飞行测试俯仰、滚动角速率对比

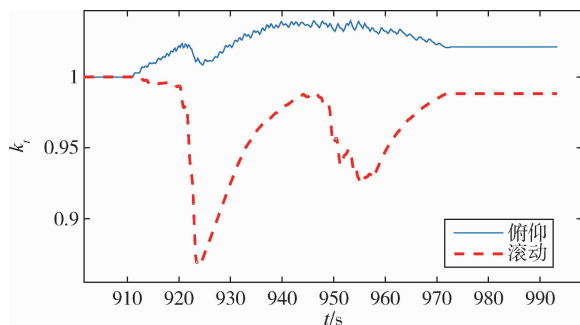


图 9 AAC 飞行测试俯仰和滚动 k_i 变化曲线

基于飞行结果可以看出, AAC 全程飞行稳定, 说明 AAC 控制器能够确保飞行的安全成功。通过飞行曲线可以明显看出滚动姿态角速率抖动频率大于俯仰通道, 与截止频率分布一致。在抖动幅度相当的情况下, 俯仰 k_i 曲线全程大于 1, 而滚动 k_i 曲线全程小于 1, 与频域分析结果一致。

在 920 s 和 950 s, 人为制造滚动姿态角机动, 从而扩大极限环抖动幅度, 测试 AAC 响应情况。从 k_i 曲线看出, 920 s 时滚动 k_i 快速下降, 试图抑制抖动增大趋势。也说明了 AAC 控制器的计算正确, 与理论分析结果一致。

4 结 论

本文聚焦 AAC 控制器的频域分析问题。通过对 AAC 结构的简化, 降低其非线性, 并构造了单输入和单输出环节。同时, 利用频域分析和扫频等方式, 得到了 AAC 控制器的频域特性, 发现 AAC 为一个前向增益环节, 几乎不产生相位。在低频段, 该增益大于 1; 高频段, 该增益小于 1。利用验证飞行器的极限环抖动验证了 AAC 的频域响应。飞行试验成功, AAC 计算结果表明 AAC 控制器性能优异, 频域模型正确且有较高的精度, 可以为后续型号应用提供重要的支撑。

参 考 文 献

[1] 丁秀峰. 运载火箭减载控制技术研究[J]. 飞控与探测. 2018, 1(1): 55-58. (DING Xiufeng. Study on load control technology of launch vehicle [J]. Flight Control & Detection, 2018, 1(1): 55-58.)

[2] RONGIER I, DROZ J, Robustness of Ariane 5 GNC algorithm[C]. 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control System, Noordwijk, Netherlands, October 18-21, 1999.

[3] HANNAN M R, VANZWIETEN T S, WALL J H. Evaluating the stability of nasa's space launch system with adaptive augmenting control[J]. CEAS Space Journal. 2018, 10(4): 583-595.

[4] MAHDIANFAR H, PREMPAIN E. Adaptive augmenting control design for a generic longitudinal missile autopilot[C]. American Control Conference (ACC). Hawaii, USA, August 18-21, 2016.

[5] WALL J H, MILLER C J, HANSON C E, et al. In-flight suppression of a destabilized f/a-18 structural

mode using the space launch system adaptive augmenting control system [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Breckenridge, USA, June 14, 2015.

[6] PEI J, PUETZ A, DUARTE C, et al. Suppression of nonlinear rotary slosh dynamics using the SLS adaptive augmenting control system demonstration on a quadcopter testbed [C]. AIAA Scitech Forum. San Diego, USA, June 17, 2019.

[7] BALAS M J, VANZWIETEN T, HANNAN M. Nonlinear (lyapunov) stability of the space launch system flight control system with adaptive augmenting control [C]. AIAA Scitech Forum. San Diego, USA, June 17, 2019.

[8] 高天城, 何睿智, 温长新, 等. 运载火箭推力故障下轨迹在线重构规划方法[J]. 飞控与探测, 2022, 5(6): 93-100. (GAO Tiancheng, HE Ruizhi, WEN Changxin, et al. Trajectory planning for launch vehicle under thrust drop failure [J]. Flight Control & Detection, 2022, 5(6): 93-100.)

[9] 桂亮, 余宇琛, 胡存明, 等. 一种运载火箭自适应增广控制器设计方法[J]. 航天控制, 2022, 40(3), 50-55. (GUI Liang, SHE Yuchen, HU Cunming, et al. A new approach to design the adaptive augmentation controller for launch vehicle [J]. Aerospace Control, 2022, 49(3): 50-55.)

[10] ANGELOV J, YOON Y E, JOHNSON E N, et al. Analytical derivation of the sinusoidal input describing function for adaptive augmenting control algorithms [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee, Florida USA, January 8-12, 2018.

[11] 刘思, 贺从园, 胡存明, 等. 基于弹性辨识的运载火箭改进 AAC 控制方法 [J]. 航天控制, 2020, 38(2): 20-24. (LIU Si, HE Congyuan, HU Cunming, et al. Improved AAC method of launch vehicle based on elastic recognition [J]. Aerospace Control, 2020, 38(2): 20-24.)

[12] 韦常柱, 琚啸哲, 何飞毅, 等. 运载火箭主动段自适应增广控制[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 918-927. (WEI Changzhu, JU Xiaozhe, HE Feiyi, et al. Ascent flight adaptive augmenting control for launch vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(8): 918-927.)

[13] 何飞毅. 重型运载火箭模型参考自适应增广控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018. (HE Feiyi. Study on the model reference adaptive augmenting control of the heavy launch vehicle [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.)