

内装式空中发射运载火箭射前姿态复合控制方法研究

解维奇^{1,2}, 豆济材³, 程 龙^{1,2}, 李 岩^{1,2}, 梁晓朋⁴

- (1. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 100416;
2. 航天发射测试与测运控技术创新中心, 北京 100416;
3. 航天工程大学 研究生院, 北京 100416;
4. 航天工程大学 士官学校, 北京 102249)

摘要: 射前姿态控制是内装式空射火箭发射过程中的关键环节, 对空射火箭的成功点火和入轨精度有重要影响; 对国内外空射火箭射前姿态控制方法充分分析的基础上, 结合射前姿态控制的具体控制要求, 提出了一种采用栅格舵和 RCS 对空射火箭点火前进行直接力/气动力复合控制的方案, 对 RCS 部署位置和栅格舵运动控制方式进行设计; 针对内装式空射火箭俯仰通道在低马赫下的大攻角变化控制需求, 构建了箭体绕质心转动动力学模型、运动学模型及姿态复合控制模型, 基于自抗扰控制方法详细设计了二阶自抗扰控制器; 结合内装式空中发射运载火箭射前姿态控制需求、控制环境及载机尾流、阵风等因素, 利用 Simulink 对该复合控制方案进行仿真研究, 分析了该方案的控制特点, 验证了方案可行性。

关键词: 空中发射; 内装式空射火箭; 射前姿态; 复合控制; 栅格舵; RCS

Research on Composite Control Method for Pre-launch Attitude of Internally Carried Air-Launched Rockets

XIE Weiqi^{1,2}, DOU Jicai³, CHENG Long^{1,2}, LI Yan^{1,2}, LIANG Xiaopeng⁴

- (1. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 100416, China;
2. Innovation Center for Space Launch Testing and TT&C Technology, Beijing 100416, China;
3. Graduate School, Space Engineering University, Beijing 100416, China;
4. School of Non-Commissioned Officer, Space Engineering University, Beijing 102249, China)

Abstract: Pre-launch attitude control is a crucial step in the launch process of an internal air launched rocket, which has a significant impact on the successful ignition and orbit accuracy of rockets; On the basis of a thorough analysis of pre-launch attitude control methods for domestic and outer space launch rockets, combined with the specific control requirements of pre-launch attitudes, this paper proposes a direct force/aerodynamic composite control scheme for air launched rockets before ignition using grid rudder and reaction control system (RCS), designs the deployment position of RCS and the motion control method for grid rudders, and constructs a dynamic model, kinematic model, and attitude composite control model, with the rocket body rotating around the center of mass, to meet the control requirements of pitch channel control for internally mounted air launched rockets at low Mach numbers and large angles of attack. A second-order active disturbance rejection controller based on an active disturbance rejection control (ADRC) method is designed in detail; Based on pre-launch attitude control requirements, control environment, carrier wake, gusts and other factors of the built-in air launched carrier rocket, Simulink is used to simulate and study the composite control scheme, analyze the control characteristics of the scheme, and

收稿日期:2024-06-11; 修回日期:2024-07-25。

基金项目:省部级试验技术研究项目(2016SY41B0005)。

作者简介:解维奇(1987-),男,博士,副教授,硕士生导师。

引用格式:解维奇, 豆济材, 程 龙, 等. 内装式空中发射运载火箭射前姿态复合控制方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(6):110-117.

verify the feasibility of the scheme.

Keywords: air launch; internally carried air launched rocket; pre-launch attitude control; compound control; grid rudder; RCS

0 引言

内装式空射火箭因其发射隐蔽、有效载荷适应性强和对机体改装要求低等优点,被认为是一种具有显著优势的空中发射方式。然而,由于内装式火箭在离开载机后会经历较大的俯仰角速率变化,并需要在确保与载机保持安全距离后才能点燃发动机。从内装式火箭离开载机到火箭发动机点火这一时间段内,火箭处于无动力飞行状态,易出现姿态偏差,这就需要利用辅助的姿态稳定与控制技术来精确调控,以确保发动机能在恰当的时机以期望的姿态进行点火^[1]。内装式空射火箭在点火瞬间的姿态误差对其运载能力有着深远的影响,点火姿态不仅决定了有效载荷是否能够成功发射及入轨精度,还直接关联到任务的成败^[2]。因此,在内装式空射火箭的无动力飞行段,如何实现箭体姿态的快速又稳定的控制,以及如何确保在大迎角飞行条件下进行初始姿态调整,成为提升内装式空中发射技术的关键挑战之一。目前,针对内装式空中发射运载火箭的射前姿态控制,主要采用单一控制方法和“稳定伞+”控制方法这两种策略^[3-5]。这些方法虽均能达到姿态调整的目的,但存在稳定性差,控制效率低,抗干扰能力不足等问题。

姿态复合控制是指利用两种或两种以上的控制方式对控制对象的态度进行控制调整,结合不同控制方式的优势,规避其劣势,实现优于单一控制的控制方法^[6]。本文将射前姿态控制方法设计为直接力与气动力相结合的复合控制方法,但由于侧喷流效应和空中干扰力矩的存在,导致箭体所处的气动环境无法确定。同时,控制中存在通道耦合现象,所以箭体射前姿态的控制模型难以准确建立,这导致姿态控制系统设计的难度大大增加。因此,控制器的抗干扰能力和鲁棒能力就成为了控制系统中最受关注的部分。直接力和气动力相结合的姿态复合控制方法在导弹和可重复使用运载器^[7-16]控制领域已有相当成熟的应用,通过借鉴导弹和可重复使用运载器中对姿态复合控制器的设计思想,对空射火箭射前姿态复合控制方法的控制器进行设计。

在姿态复合控制方法研究过程中,常常将侧喷装置提供的直接力假设为连续可调或脉宽可调,考虑离散特性的研究相对较少,这与实际产生的直接力存在较大差异,且在空射火箭的射前姿态控制过程中,由于其处于大气层中,且刚与载机分离,其气动环境较为复杂,导致姿态控制回路会受到多种干扰。而自抗

扰控制技术是一种可以估计补偿不确定因素的控制技术,并且该控制方法对模型的精确度要求不高,能够很好地处理本文中射前姿态复合控制方法的控制问题。因此,本文选择采用自抗扰控制技术(ADRC, active disturbance rejection control)对复合控制的控制器进行设计。同时,由于箭体具备大攻角低马赫的控制特点,所以在射前姿态控制方法的设计过程中,需要对复合控制方法中各控制机构的执行方案进行设计,本文提出了一种栅格舵与反作用控制(RCS, reaction control system)相组合的复合控制方法,可通过连续气动力和离散直接力的共同作用,形成闭环主动控制,从而提高空中发射运载火箭的控制效率和控制精度,提升在空中不确定干扰下的稳定性。

1 复合控制方案设计

在设计复合控制方案,参考导弹的复合控制思路,采用直接力/气动力复合,将控制系统设计成冗余系统。只要进行合理的控制分配,就能提升控制系统的控制效率,提高系统在复杂外界干扰下的控制能力。

首先,复合控制的布局问题。在对西北工业大学提出的RCS控制方案^[17]研究的基础上,结合RCS在迎风面和背风面的控制增益差异和内装式空射火箭射前姿态控制的特点,选择将RCS布置在箭体头部,直接力控制由火箭末级的液体姿控系统来提供,执行机构即为箭体头部的RCS,布局方案采用简单的“十字分布”,如图1所示。图中,设计1、3为侧喷装置控制俯仰通道;2、4为侧喷装置控制偏航通道。

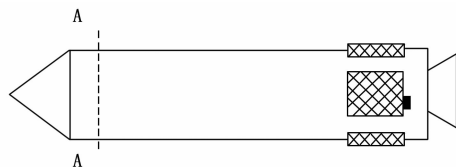


图1 RCS布局与分布示意图

为应对内装式空射火箭在无动力飞行段俯仰角大范围变化的特殊情况,需要对栅格舵控制机构在执行控制命令时的舵偏转动方案做出相应的调整。根据国产某型应急发射固体运载火箭结构,在气动装置设计方面,选择在箭体尾部安装适当大小的栅格舵来对箭体进行气动力控制。在设计方案中,参考栅格舵在导弹,火箭以及飞船上的已有应用,选用典型的栅格形状和布局形式(图2)。在舵面转动设计上,假设舵面1、3在垂直平面内前后摆动,舵面2、4绕对称轴旋转,且在控制过

程中, 通过 4 个舵面始终处于平行平面。

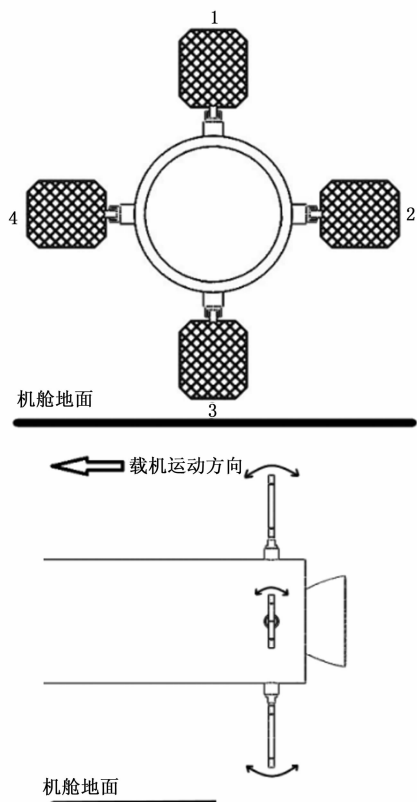


图 2 栅格舵布局展开示意图

其次, 控制机构的控制能力设计。根据当前侧喷装置的典型能力, 设计侧喷装置的直接力控制能力为 3 000 N。考虑到射前姿态控制的特殊性, 要求栅格舵控制装置能为箭体在俯仰通道提供尽可能大的转动力矩, 从而帮助实现姿态调整, 所以在栅格舵的选择和使用上, 要求能产生尽可能大的气动控制力矩, 在方案设计过程中可以采用典型的弧面栅格舵, 单个舵面的设计尺寸为 $0.6 \text{ m} \times 0.8 \text{ m}$ 。

2 姿态控制运动方程建模

内装式空射火箭出舱后的姿态控制过程, 主要是将火箭稳定控制在合适姿态, 以便主发动机点火^[1]。射前姿态控制是在大气层内进行的大攻角低马赫控制, 同时需要综合考虑重力, 与载机的安全距离, 高度和速度损失, 大气环境中阵风横风的影响等因素。

结合国内外研究^[18-24], 内装式空射火箭的射前姿态控制, 关键点为俯仰通道在低马赫下的大攻角变化控制, 而在 $3 \sim 4 \text{ s}$ 的控制时间内, 偏航及滚转通道的变化并不明显, 同时美国的 Quick Reach 在后期加入扰流板后基本消除了由不对称涡产生的不利影响。故在建立模型过程中, 只对俯仰通道进行讨论研究。在建立内装式空射火箭的相关数学模型时, 根据射前姿态控制过程的特点和箭体构型, 做出以下合理假设来简

化数学模型:

1) 由于控制目标是在 3.5 s 内完成控制任务, 达到预定点火姿态, 而在此过程中, 火箭垂直距离变化在 100 m 以内, 忽略大气密度的变化, 因此可将大气参数视为常值;

2) 进行射前姿态控制时, 主发动机未点火, 而射前姿态控制机构所消耗的燃料质量相对于箭体总质量而言很少, 因此箭体质量可视为常值, 且质心位置不变;

3) 箭体具有轴对称气动外形, 且偏航以及滚转通道稳定;

4) 忽略控制过程中反作用控制力的延时效应, 将其视为开关量, 且俯仰、偏航通道垂直作用于箭体纵轴, 滚转通道与箭体相切;

5) 箭体在铅垂方向做具有初速度的自由落体运动。

2.1 箭体绕质心转动运动学模型

箭体角速度之间的关系^[25]可表示为:

$$\omega = \dot{\varphi} + \dot{\psi} + \dot{\gamma} \quad (1)$$

式中, ω 为箭体角速度, φ 为俯仰角, ψ 为偏航角, γ 为滚转角。

在箭体坐标系下展开上式, 再结合角速度表达式, 易得火箭绕质心转动的运动学方程:

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \end{cases} \quad (2)$$

式中, ω_x 、 ω_y 、 ω_z 为箭体角速度在各轴的分量。

同时, 在控制过程中, 需要对箭体进行角度解算, 一般条件下攻角 α 和侧滑角 β 的解算方程为:

$$\begin{cases} \cos \alpha = \frac{1}{\cos \beta} [\cos(\vartheta - \theta) \cos \psi \cos \psi_v + \sin \psi \sin \psi_v] \\ \sin \beta = \cos \theta [\sin(\psi - \psi_v) \cos \gamma + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi - \psi_v)] - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (3)$$

式中, θ 为弹道倾角, ψ_v 为弹道偏角。

在射前姿态控制过程中, 根据文献 [18] 可知, 箭机完全分离后, 箭体在 A_x 和 A_y 方向存在速度变化, 而 A_z 方向的速度变化可忽略不计。因此在进行角度解算过程中, 将弹道偏角视为 0。由此可得空射火箭射前箭体姿态角之间的关系如下:

$$\begin{cases} \cos \alpha = \frac{1}{\cos \beta} [\cos(\vartheta - \theta) \cos \psi] \\ \sin \beta = \cos \theta [\sin(\psi) \cos \gamma + \sin \vartheta \sin \gamma \cos(\psi)] - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (4)$$

2.2 箭体绕质心转动动力学模型

箭体在射前姿态调整过程中, 处于无动力状态, 且

关注点为箭体姿态调整, 所以对于质心运动状态不进行相关研究。根据假设, 把箭体视作刚体, 通过动量矩定理易得:

$$\frac{dH}{dt} = M \tag{5}$$

式中, $H = J\omega$ 为火箭角动量矩, J 为转动惯量, M 是合外力矩。

将公式 (5) 展开, 可得火箭绕质心转动的动力学方程为:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{\delta H}{\delta t} + \omega H = M \tag{6}$$

在对三通道的转动姿态分别进行分析研究时, 需要对式 (6) 进一步展开, 从而得到箭体坐标系下火箭绕质心转动的动力学方程为:

$$\begin{cases} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_z\omega_y = M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z = M_y \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_y\omega_x = M_z \end{cases} \tag{7}$$

式中, J_x 、 J_y 、 J_z 是箭体坐标系下各轴转动惯量, M_x 、 M_y 、 M_z 是箭体坐标系下合外力矩在各轴的分量。

2.3 复合控制的姿态控制模型

箭体在射前姿态控制过程中, 处于无动力飞行状态, 所受合外力由 4 种力组成, 分别为箭体所受的气动力、姿控系统提供的直接力、重力和额外的干扰力, 因此有:

$$F = Z_a + T + G + \Delta Z_a \tag{8}$$

其中: Z_a 为气动力, T 为直接力, G 为重力, ΔZ_a 为由阵风及载机尾流等干扰因素产生的气动力。

重力作用于质心, 不对俯仰通道产生作用, 只影响箭体的速度倾角, 从而对箭体攻角变化产生作用。通过分析射前姿态控制的特点可将攻角以及总力矩表示为:

$$\alpha = \varphi + \arctan\left(\frac{V_{\xi}}{V_z}\right) \tag{9}$$

$$M = M_a + M_l + \Delta M \tag{10}$$

其中: V_{ξ} 为箭体下落过程中重力方向速度, V_z 为箭体下落过程中箭体坐标系 z 轴方向速度, M_a 为气动力矩, M_l 为直接力矩, ΔM 为额外干扰力矩。

力矩的各自表达式如下:

$$\begin{cases} M_a = q(S_1 L_1 m_a \alpha + S_2 L_2 m_{gr} \delta_{gr}) \\ M_l = TL_3 \\ \Delta M = M_{awl} + M_{azt} \end{cases} \tag{11}$$

其中: q , S , L_i ($i = 1, 2, 3$) 分别为动压、特征面积和特征长度; m_a 和 m_{gr} 为气动力矩系数; δ_{gr} 为舵偏角度; M_{awl} 和 M_{azt} 分别为载机尾流和阵风引起的气动干扰力矩。

3 射前姿态自抗扰控制器设计

在建立相关数学模型的过程中, 提出了合理假设来简化模型, 但由于空射火箭所处大气环境比较复杂, 存在由大气气流和载机尾流等带来的气动干扰, 且这些实际干扰带来的姿态影响不容忽视, 所以在复合控制方法设计过程中需要设计一套合理可行的控制律。

自抗扰控制作为一种控制技术, 在控制过程中可以不依赖系统的精确模型, 而是能够直接利用被控对象的输入输出信息, 对系统状态的“总扰动”进行估计并在线补偿。即使在存在多种不确定性时, 它也能保持良好的控制性能。

自抗扰控制作为一种先进的控制策略, 它能够在控制过程中对系统的不确定性和扰动进行实时估计和补偿。这种方法主要依赖于系统的输入输出信息, 而不是系统的精确数学模型, 因此具有较强的鲁棒性^[26], 得到了广泛的应用^[27-31], 适合对射前姿态进行控制。在对单通道自抗扰控制器进行设计的过程中, 根据各单通道需要进行控制的具体参数, 选择姿态角和姿态角速度作为状态变量, 此时控制系统为二阶系统。自抗扰控制器的设计思想存在两种设计选择: 一种是将系统进行降次处理, 设计具有内外环结构的一阶姿态控制器, 如图 3 所示; 另一种是将系统直接视作二阶系统, 设计二阶姿态控制器, 如图 4 所示。

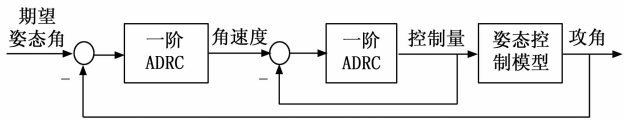


图 3 内外环一阶控制器控制图



图 4 二阶控制器控制图

俯仰通道自抗扰控制器进行设计的过程中, 选择姿态角 φ 和姿态角速度 ω 作为状态变量, 并采用二阶自抗扰控制器进行设计。

根据二阶自抗扰控制器的设计方法, 结合俯仰通道的状态变量, 将自抗扰控制器设计为:

最速跟踪微分器为:

$$\begin{cases} fh = fhan(x_{11} - \varphi_c, x_{12}, r_{11}, h_{11}) \\ x_{11} = x_{11} + hx_{12} \\ x_{12} = x_{12} + hfh \\ y_1 = x_{11} \end{cases} \tag{12}$$

式中, φ_c 为期望俯仰角, x_{11} 为俯仰角的跟踪, x_{12} 为 x_{11} 的导数, r_{11} 为速度因子, h_{11} 为滤波因子, h 为步长, 函数 fhan

被称为系统的最速控制综合函数，其通用表达式为：

$$\begin{cases} d = rh^2 \\ a_0 = hx_2 \\ y = x_1 + a_0 \\ a_1 = \sqrt{d(d+8|y|)} \\ a_2 = a_0 + \text{sign}(y)(a_1 - d)/2 \\ \text{fsg}(x, d) = [\text{sign}(x + d) - \text{sign}(x - d)]/2 \\ a = (a_0 + y)\text{fsg}(y, d) + a_2[1 - \text{fsg}(y, d)] \\ \text{fhan} = -r\left(\frac{a}{d}\right)\text{fsg}(a, d) - r\text{sign}(a)[1 - \text{fsg}(a, d)] \end{cases} \quad (13)$$

式中， x_1 为跟踪， x_2 为 x_1 的导数， r 为速度因子， h 为滤波因子，函数 $\text{fsg}(x, d)$ 是利用符号函数来去除条件语句的等价公式，其通用表达式为：

$$\text{fsg}(x, d) = [\text{sign}(x + d) - \text{sign}(x - d)]/2 \quad (14)$$

其对应的扩张状态观测器为：

$$\begin{cases} e_1 = z_{11} - \varphi \\ fe = \text{fal}(e_1, 0.5, \delta_1) \\ fe_1 = \text{fal}(e_1, 0.25, \delta_1) \\ z_{11} = z_{11} + h(z_{12} - \beta_{11}e_1) \\ z_{12} = z_{12} + h(z_{13} - \beta_{12}fe + f^\omega + u_a) \\ z_{13} = z_{13} + h(-\beta_{13}fe_1) \end{cases} \quad (15)$$

式中， φ 为被控对象输出， $\delta_1, \beta_{11}, \beta_{12}, \beta_{13}$ 均为设计参数， z_{11}, z_{12} 分别为 φ, ω 的扩张状态， z_{13} 为模型不确定性估计。

函数 $\text{fal}(e, a, b)$ 的表达式如下：

$$\text{fal}(e, a, b) = \begin{cases} |e|^a \text{sign}(e), & |e| > b \\ \frac{e}{b^a}, & |e| \leq b \end{cases} \quad (16)$$

非线性状态误差反馈控制律选择通用形式，设计为：

$$\begin{cases} e_{11} = x_{11} - z_{11} \\ e_{12} = x_{12} - z_{12} \\ u_{10} = -\text{fhan}(e_{11}, c_1e_{12}, r_{12}, h_{14}) \end{cases} \quad (17)$$

式中， c_1, r_{12}, h_{12} 均为设计参数。

4 仿真分析

根据所建立系统模型，利用 Simulink 对控制过程进行仿真，分析该复合控制方法的可行性。根据设计的自抗扰控制器和建立的箭体绕质心转动模型和姿态控制模型，结合俯仰通道的初始条件和控制目标，利用 Simulink 搭建 ADRC 模块、控制分配模块、箭体数学模型模块以及角度解算模块，从而对箭体俯仰通道进行控制仿真。

根据最终需要实现的目标状态，即期望俯仰角 $(80 \pm 4)^\circ$ ，期望角速度 $(0 \pm 4)^\circ/\text{s}$ ，以及气动力矩能否满足控制需求，来判断侧喷装置是否介入控制。关

于直接力力矩，本文根据以下规则来决定侧喷装置是否工作：

$$\begin{cases} \frac{J|\omega_e - \omega|}{M} \leq \left(\frac{2\varphi}{\omega}\right)^{1/2} & \text{关闭侧喷流} \\ \frac{J|\omega_e - \omega|}{M} > \left(\frac{2\varphi}{\omega}\right)^{1/2} & \text{开启侧喷流} \end{cases} \quad (18)$$

若在当前气动力矩作用下，达到期望角速度所需时间比在当前角速度下达到期望角度的时间长，则开启 RCS 装置，否则关闭 RCS 装置。

由于射前姿态控制的特殊性，控制过程在减少高度与速度损失的同时兼顾与载机的安全距离，根据已有试验，对控制实现时间提出要求，即在 3.5 s 时达到期望姿态，认为此时在保证载机安全的前提下能最大限度减少空射火箭的高度与速度损失。

根据国外进行的试验数据，设置箭体初始状态及期望状态如表 1 所示。

表 1 箭体初始状态及期望状态

参数	初始状态 1	初始状态 2	初始状态 3	期望状态
俯仰角/ $^\circ$	20	25	20	80 ± 4
俯仰角速度/ $^\circ/\text{s}$	30	30	35	0 ± 4

在对自抗扰控制器进行调参时，一般会以工程经验为依据，结合仿真调试进行^[32]，根据这样的调参思路来对图 3 中的 ADRC 模块进行的参数设置，最终确定参数如下：

$$\begin{cases} TD: h = 0.001; r_{11} = 0.2; h_{11} = 0.01; \\ ESO: \delta_1 = 0.02; \beta_{11} = 1\,500; \beta_{12} = 300; \beta_{13} = 100; \\ NLSEF: c_1 = 0.3; r_{12} = 10; h_{12} = 0.1. \end{cases}$$

相关数学模型中各个参数的取值为：大气压强 $p = 26\,400\text{ Pa}$ ，来流速度 $v = 204\text{ m/s}$ ，大气密度 $\rho = 0.4\,135\text{ kg/m}^3$ ，箭体气动参考面积 $S = 25\text{ m}^2$ ，转动惯量 $J = 514\,579\text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ，RCS 控制机构在俯仰通道的控制力 $T = 3\,000\text{ N}$ ，作用力臂 $l = 8\text{ m}$ 。

考虑箭体在 9 000 m 高空，存在载机尾流以及阵风等的气动干扰，这里引入两种不同的干扰力矩来论证方案可行性，其中白噪声干扰为功率为 $1 \times 10^8\text{ W}$ ，采样时间为 0.1 s，如图 5 所示；尾流阵风干扰为正弦干扰力矩，幅值上下限为 $0 \sim -8\,000\text{ N} \cdot \text{m}$ ，如图 6 所示。

根据上述 3 种初始状态和两种干扰类型，对所提出的控制方案进行可行性分析，利用 Simulink 得到如下仿真结果：

首先对初始状态 1 进行分析，图 7、图 8 分别为在白噪声干扰以及尾流阵风干扰下，箭体俯仰角以及俯仰角速度的变化情况。由图可知，在 3.5 s 时，俯仰角分别为 76.24° 和 77.09° ，俯仰角速度分别为 $2.76^\circ/\text{s}$ 和 $3.44^\circ/\text{s}$ ，达到系统期望状态。图 9、图 10 为气动力矩

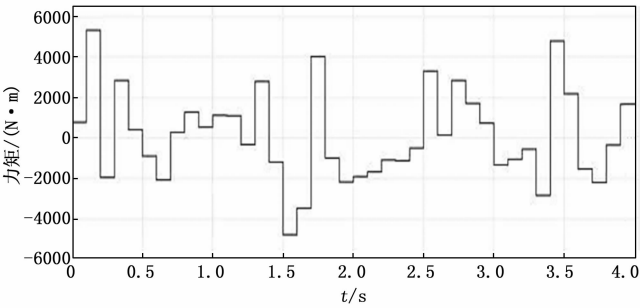


图 5 白噪声干扰

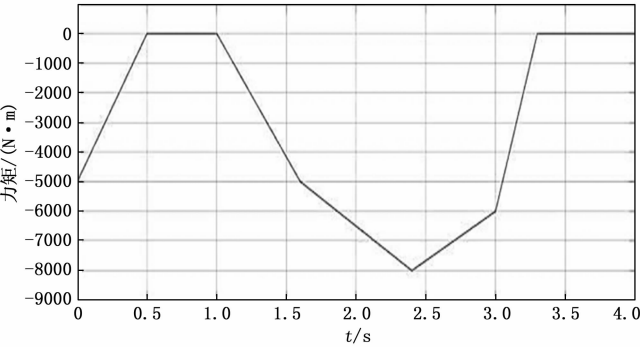


图 6 尾流阵风干扰

以及直接力矩变化情况, 在初始状态 1 的情况下, 主要靠气动力进行控制, 直接力介入控制状态较少。

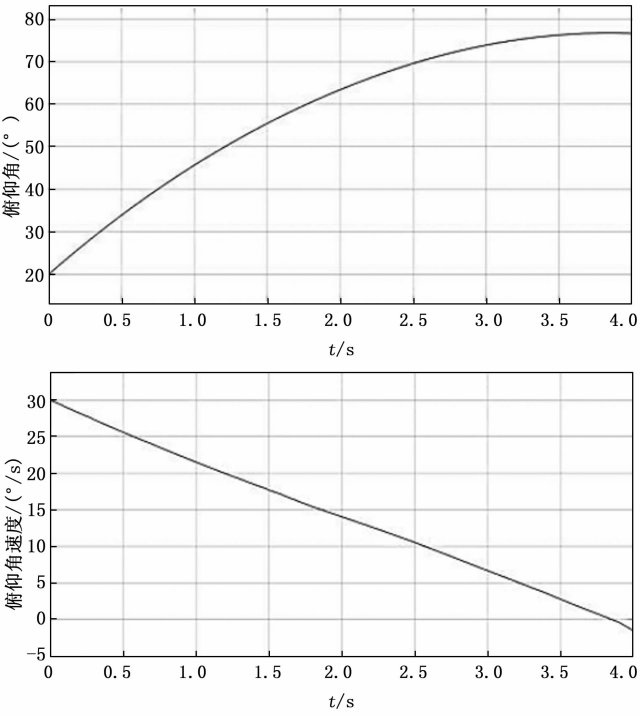


图 7 白噪声干扰下俯仰角与俯仰角速度变化情况

在对初始状态 2、3 进行分析时, 分别得到在白噪声干扰以及尾流阵风干扰下, 箭体俯仰角以及俯仰角速

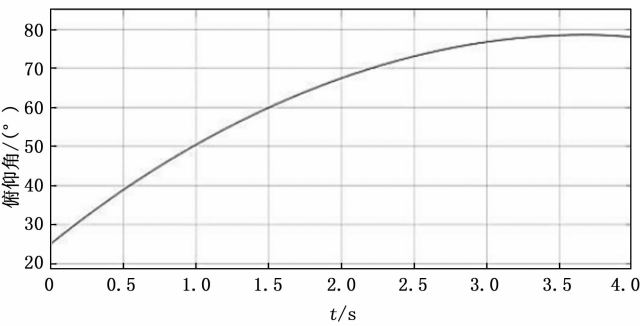


图 8 尾流阵风干扰下俯仰角与俯仰角速度变化情况

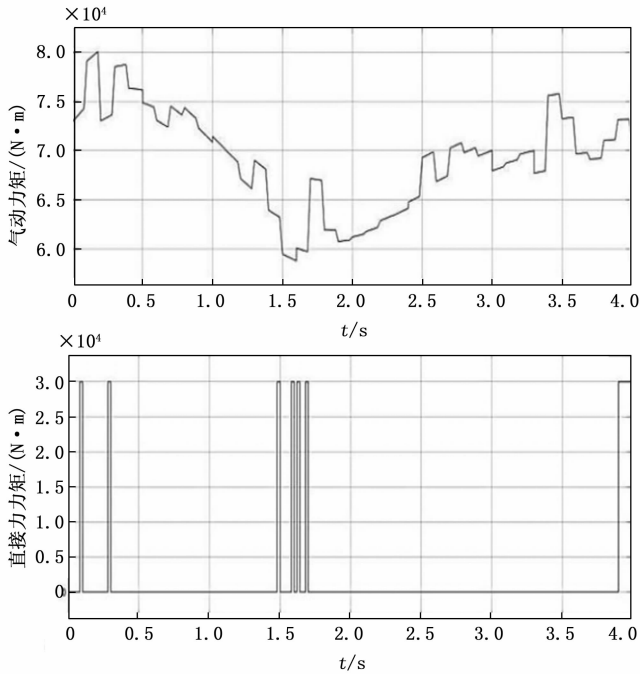


图 9 白噪声干扰下气动力矩与直接力矩变化情况

度的变化情况。初始状态 2 在 3.5 s 时, 俯仰角分别为 78.47° 和 79.38°, 俯仰角速度分别为 1.39°/s, 1.24°/s, 达到系统期望状态。初始状态 3 在 3.5 s 时, 俯仰角分别为 80.00° 和 80.53°, 俯仰角速度分别为 -0.25°/s, -0.99°/s, 达到系统期望状态。图 11、图 12 为初始状态 2 在不同干扰下的直接力矩变化情况, 根据图中可以看出, 在此状态下, 直接力较频繁的参与控制, 但每次参与控制的时间较短。图 13、图 14 为初始状态 3 在不同干扰下的直接力矩变化情况, 根据图中可以看

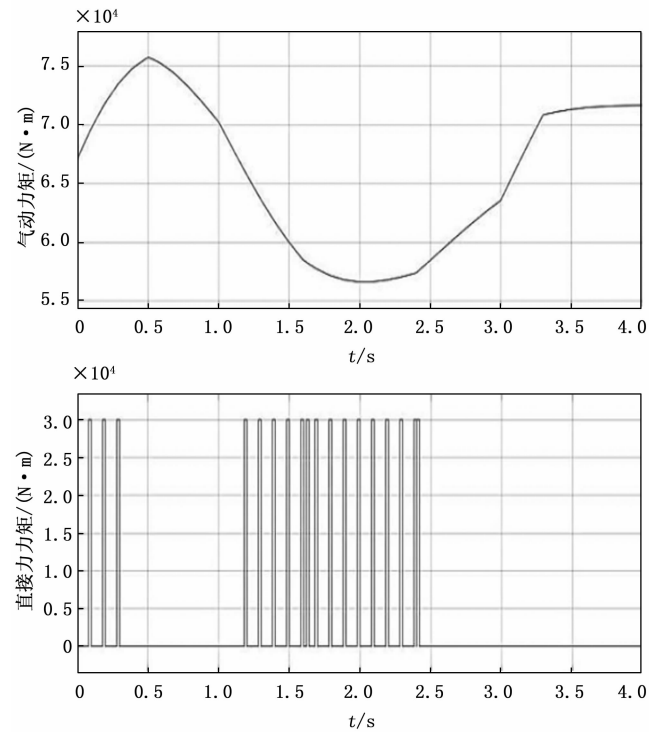


图 10 尾流阵风干扰下气动力矩与直接力矩变化情况

出,在此状态下,直接力参与控制的时间较长,说明此时气动力的控制能力无法较好的达到期望状态,需要直接力长时间的参与控制。

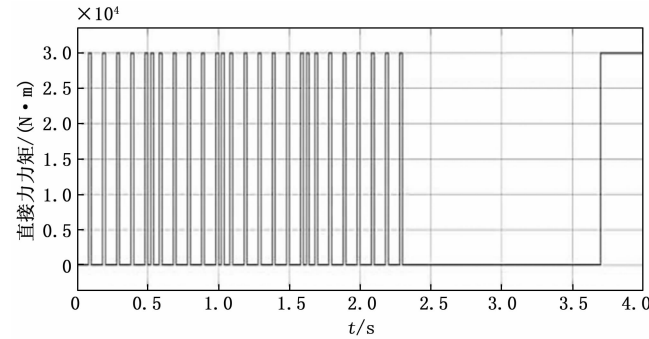


图 11 初始状态 2 在白噪声干扰下直接力矩变化情况

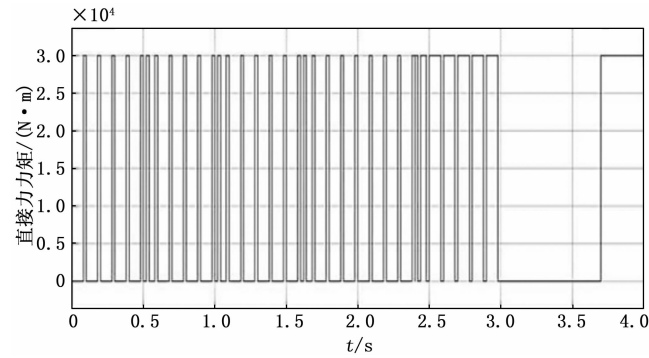


图 12 初始状态 2 在尾流阵风干扰下直接力矩变化情况

以上 3 种初始状态仿真结果如表 2 所示。

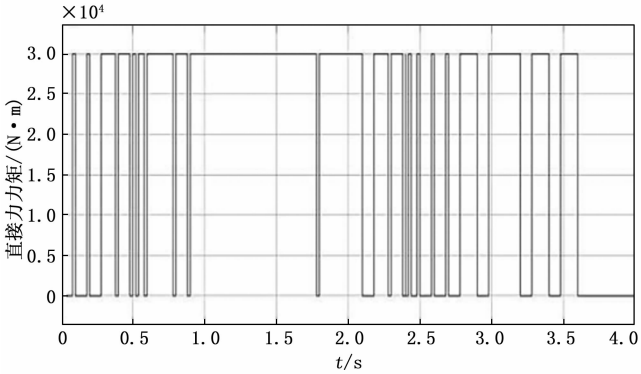


图 13 初始状态 3 在白噪声干扰下直接力矩变化情况

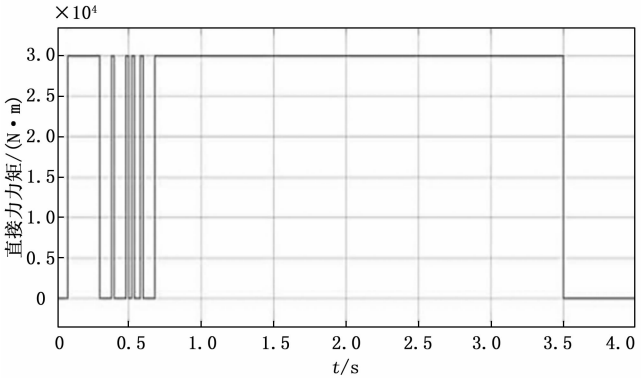


图 14 初始状态 3 在尾流阵风干扰下直接力矩变化情况

表 2 控制仿真结果

参数	干扰情况	初始状态 3	初始状态 1	初始状态 2
		仿真结果		
白噪声干扰	俯仰角/(°)	76.24	78.47	80.0
	俯仰角速度/(°/s)	2.76	1.39	-0.25
尾流阵风干扰	俯仰角/(°)	77.09	79.38	80.53
	俯仰角速度/(°/s)	3.44	1.24	-0.99

由上述仿真结果可知,所设计的复合控制方案能在不同初始状态和不同环境干扰下实现对箭体射前姿态的控制,并且控制精度均能达到期望要求。因此也验证了本文提出的控制方法的可行性。同时,仿真结果也表明,在直接力与气动力存在冗余时,该方法不需要过于复杂的控制分配策略就可以完成两种控制机构对控制力需求的合理分配,但其控制精度还存在提升空间。

5 结束语

本文针对内装式空射火箭的射前姿态控制,提出了一种气动力/直接力的复合控制方法。通过在箭体上设计的栅格舵以及自带的卫星姿控发动机,在箭体与载机分离后至点火前的无控段,对箭体姿态进行充分调整,使其满足点火条件。相比于国外进行试验的稳定伞以及“稳定伞+”控制方法,该复合控制方案存在明显优势:1) 闭环主动控制,抗干扰能力强;2) 不存在伞面,因

此水平速度损失小;3)在控制俯仰角同时,能对俯仰角速度进行控制;4)不存在复杂绳索连接,仿真研究时模型建立相对简单易行,同时也有利于提高实际控制效率。通过仿真验证结果可知,所设计的方案完全满足控制要求,在理论上具有较强可行性,对空射火箭的设计研究具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] 许志,何民,唐硕.内装式空射火箭箭机分离 RCS 姿态控制方案研究[J].飞行力学,2011,2:70-73.
- [2] 何民.内装式空射运载火箭初始弹道稳定方法研究[D].西安:西北工业大学,2010.
- [3] 周焕丁,解维奇,程龙.内装式空射火箭射前姿态控制方法分析[J].测控技术,2020,39:468-476.
- [4] SARIGUL K M, SARIGUL K N. Trade studies for air launching a small launch vehicle from a cargo aircraft [R]. AIAA, 2005-0621.
- [5] 常立平,唐硕,许志.内装式空射火箭发射前姿态控制方法研究[J].研究科学技术与工程,2012,9:2100-2104.
- [6] 张亚星.复合控制导弹姿态控制问题研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [7] 董哲,刘凯,李旦伟,等.考虑动态控制分配的空天飞行器再入姿态复合控制设计[J].宇航学报,2021,42(6):749-756.
- [8] 董添,赵长见,宋志国.直接力/气动力复合控制系统设计方法研究[J].导弹与航天运载技术,2019(3):58-62.
- [9] 李爱军,王瑜,郭永,等.空天飞行器姿态直接力/气动力复合控制[J].西北工业大学学报,2019,37(3):532-540.
- [10] 余光学,程兴,耿光有. RLV 双环滑模 RCS/气动舵复合控制器设计[J].宇航总体技术,2018,2(6):42-49.
- [11] 许晨豪,蒋崇文,高振勋,等.高超声速飞行器反作用控制系统喷流干扰综述[J].力学与实践,2014,36(2):147-155.
- [12] 甄华萍.高超声速飞行器气动舵/反作用控制系统复合气动控制研究[D].北京:北京航空航天大学,2013.
- [13] DYAKONOV A A, SCHOENENBERGER M, SCALLION W I. Aerodynamic interference due to MSL reaction control system [R]. AIAA-2009-3915.
- [14] 史震,马文桥,王飞,等.直接力/气动力复合控制导弹智能控制算法[J].南京理工大学学报(自然科学版),2014(4):481-489.
- [15] 臧希恒,唐硕,闫晓东. RCS/气动舵自适应控制分配方法研究[J].飞行力学,2013,31(2):152-156.
- [16] 唐文彬.可重复使用运载器自适应动态面控制技术研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- [17] 任月慧,张宏德,彭越,等.运载火箭测发控技术未来发展与展望[J].计算机测量与控制,2021,29(6):1-4.
- [18] SARIGUL K M, SARIGUL K N. Flight testing of a gravity air launch method to enable responsive space access [R]. AIAA 2007-6146.
- [19] FACTOR L D, PADAVANO J. Process toward first flight of the quick-reach small launch vehicle [C] //SSC, 2007-III-3.
- [20] 杨周,陈建平,张红英,等.内置式重力空射火箭运动出舱安全性分析[J].航空计算技术,2016,3:50-53.
- [21] 许志,唐硕.内舱式空射运载火箭抛出后的伞降运动分析[J].弹箭与制导学报,2005(s5):561-563.
- [22] ARIME T, SUGIMINEM, MATSUDA S. ALSET-air launch system enabling technology R&D program [C] //AIAA: 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Arime, Sugimine, Yokote, Matsuda; SSC. 2011-II-5.
- [23] NOGUCHI Y, ARIME T, MATSUDA S. Japanese air launch system concept and test plan [R]. AIAA-2013-1331.
- [24] OKAMURAK, NOGUCHIY, MATSUDA S. ALSET-Japanese air launch system ground tests and applications [C] //AIAA: 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah, USA; SSC, 2015: 20.
- [25] 李权.导弹直接侧向力与气动力复合控制系统分析与设计方法[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- [26] 陈增强,刘俊杰,孙明玮.一种新型控制方法——自抗扰控制技术及其工程应用综述[J].智能系统学报,2018,13(6):865-877.
- [27] 曹泽华,杨杰,胡海林.单点磁悬浮系统自抗扰自适应控制[J].哈尔滨工业大学学报,2024,56(8):86-93.
- [28] 钟声,黄一,胡锦涛.深空探测航天器姿态的自抗扰控制[J].控制理论与应用,2019,36(12):2028-2034.
- [29] 高科,宋佳,艾绍洁,等.高超声速飞行器再入段 LQR 自抗扰控制方法设计[J].宇航学报,2020,41(11):1418-1423.
- [30] 朴敏楠,孙明玮,黄建,等.基于自抗扰的高超声速飞行器姿态鲁棒控制[J].控制工程,2019(9):1627-1635.
- [31] 张惠平,余跃,王宏伦.高超声速飞行器自抗扰轨迹线性化控制器的优化设计[J].战术导弹技术,2018(4):91-98.
- [32] 韩京清.自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M].北京:国防工业出版社,2008.