

# 面向多阶段的无尾飞行器力矩控制分配方法研究

王应洋<sup>1</sup>, 苏茂宇<sup>2</sup>, 张鹏<sup>1</sup>, 韩霖骁<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学装备管理与无人机工程学院, 西安, 710051; 2. 93057部队, 吉林四平, 136400)

**摘要** 为满足不同飞行阶段对无尾飞行器气动性能的不同要求, 提出一种多目标控制分配方法。首先, 建立无尾飞行器非仿射舵效模型, 对无尾飞行器控制分配问题进行数学描述。然后, 提出增量式非线性控制分配方法。其次, 对增量形式的次级性能指标与加权形式的综合性能指标进行构建。最后, 基于有效集二次规划方法对多目标非线性控制分配问题进行求解, 并进行仿真验证。在仿真场景中, 与最小舵偏算例相比, 最小阻力算例平均阻力系数降低了36.96%, 最大升力算例平均升力系数增大了7.76%。实验结果证明了控制分配方法能在满足力矩分配误差最小的条件下, 有效实现最小舵偏、最小阻力与最大升力等不同次级目标。

**关键词** 无尾飞行器; 最小舵偏; 最小阻力; 最大升力; 控制分配

**DOI** 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.04.003

**中图分类号** V249; TJ160 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)04-0013-08

## Multi-Stage-Oriented Moment Control Allocation Method for Tailless Aerial Vehicle

WANG Yingyang<sup>1</sup>, SU Maoyu<sup>2</sup>, ZHANG Peng<sup>1</sup>, HAN Linxiao<sup>1</sup>

(1. Equipment Management and Unmanned Aerial Vehicle Engineering School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Unit 93057, Siping 136400, Jilin, China)

**Abstract** In order to meet the different requirements of aerodynamic performance for Tailless Aerial Vehicle at different flight stages, this paper proposes a multi-objective control allocation method. Firstly, a TAV non-affine rudder effect model is established to mathematically describe the TAV control allocation problem, an incremental nonlinear control allocation method is proposed and its convergence is proved out. And then, the incremental form of the secondary performance indicators. Finally, the multi-objective nonlinear control allocation problem is solved by the effective set quadratic programming method, and simulated for verification. In the simulation scenario of this paper, compared with the minimum rudder deflection case, the average drag coefficient of the minimum drag case is reduced by 36.96%, and the average lift coefficient of the maximum lift case is increased by 7.76%. The experimental results show that the control allocation method can effectively achieve different sub-objectives such as minimum rudder deflection, minimum drag and maximum lift under conditions of minimum moment allocation error.

**Key words** tailless aerial vehicle; minimum rudder deflection; minimum drag; maximum lift; control allocation

无尾布局凭借气动效率高、结构重量小、雷达隐身性好等优点, 成为下一代战斗机气动布局研究的

收稿日期: 2024-03-15

基金项目: 国家自然科学基金(62103439)

作者简介: 王应洋(1990—), 男, 四川隆昌人, 讲师, 博士, 研究方向为无人机自主作战研究。E-mail: wangyingyang@outlook.com

**引用格式:** 王应洋, 苏茂宇, 张鹏, 等. 面向多阶段的无尾飞行器力矩控制分配方法研究[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(4): 13-20. WANG Yingyang, SU Maoyu, ZHANG Peng, et al. Multi-Stage-Oriented Moment Control Allocation Method for Tailless Aerial Vehicle[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(4): 13-20.

热点<sup>[1-2]</sup>,但没有尾翼使得无尾飞行器(tailless aerial vehicle, TAV)面临较为严重的操控问题。TAV 控制系统设计既要考虑控制器的动态特性与鲁棒性,又要考虑多操纵面的协调偏转。为便于解决舵效非线性问题与舵面发生故障时实现控制重构,通常采用分层结构设计飞行控制系统,外层包括姿态控制与轨迹跟踪,内层为控制分配(力矩分配)<sup>[3-4]</sup>。

传统气动布局飞行器气动舵面数量少,各舵面偏转角与力矩变化对应,可人为分配舵面功能以实现飞行器姿态控制。然而,TAV 采用翼身融合的气动外形,执行器与机体、执行器与执行器之间存在明显的气动耦合特性,其动力学模型具有明显的非仿射特征,难以基于线性舵效模型设计控制器<sup>[5-6]</sup>。TAV 具有较多气动舵面,执行器幅值与带宽约束问题较为突出,必须引入控制分配算法协调冗余舵面偏转,以获取姿态控制所需的力矩。现有的飞行控制设计方法通常在控制律设计环节设计补偿系统,以应对执行器输入幅值受限<sup>[7-8]</sup>。但对于过驱动系统,控制伪指令的可达集边界具有时变性与耦合性,具体范围难以获取<sup>[3-4, 9-10]</sup>。因此,有必要在控制分配环节,充分考察执行器的幅值与带宽限制。此外,TAV 执行任务过程中,面临起飞、巡航、突防与着陆等不同飞行阶段,各阶段对气动性能有不同需求。在机体攻角与侧滑角指令给定的情况下,飞行器所受气动力的差异主要由气动舵偏角决定。因此,有必要在满足力矩分配误差最小的前提下,进一步考虑最小舵偏、最小阻力或最大升力等次级性能指标。

近几年,针对驱动飞行控制问题,部分文献从性能改善、模态切换与容错控制等方面进行了深入研究。针对 TAV 偏航控制困难的问题,文献[11]通过调整升力来实现偏航控制,以减少舵面偏转产生的气动阻力。文献[12]研究了扰流板控制面对无尾战斗机雷达散射截面积(radar cross section, RCS)的影响,发现在机头和机尾的关键方位角上,扰流板的开启动作将破坏隐身特性。文献[13~14]改进了传统伪逆控制分配方法,以避免执行器幅值与带宽的饱和。文献[15]从鼯鼠飞行过程姿态调整获得启发,发现不同阶段飞行器的模态切换对飞行性能的提升具有重要意义。文献[16~18]在增量控制分配的基础上设计了容错控制方法,发挥了 TAV 冗余舵面在飞行控制过程中高可靠性的优势。

基于以上分析,现有文献通常针对特定飞行阶段,控制分配过程中的某一气动性能进行研究,尚未关注 TAV 在起降、巡航与突防等不同阶段不同飞行性能指标的改善问题。因此,本文将基于非线性增量控制分配技术,研究面向多阶段的 TAV 控制

分配策略。

## 1 TAV 力矩控制分配问题描述

现有飞翼布局作战飞机进气道置于机体上方,大迎角和航向机动性不足,无法满足制空型作战飞机快速突防以及超机动的性能需求。为获得良好的跨音速与超机动性能,洛克希德·马丁公司设计了基于新型控制面技术(innovative control effector, ICE)的三角翼无尾飞行器<sup>[5]</sup>,如图 1 所示。三角翼无尾布局在超音速巡航与雷达隐身等方面具有较强的优势<sup>[19]</sup>。因此,本文将 ICE 飞行器非线性模型为例,研究 TAV 力矩控制分配方法。

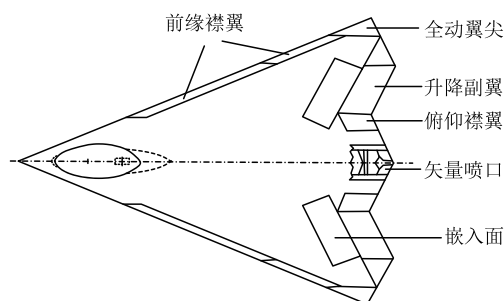


图 1 ICE 飞行器操纵面示意图

表 1 为 ICE 无尾飞行器气动舵面幅值与变化率范围等相关物理参数。

表 1 ICE 飞行器气动舵面名称、符号与相关物理参数

参数	符号	幅值范围/ (°)	变化率范围/ (°/s)	动态 特性
左侧内前缘襟翼	$\delta_{lilef}$	[0, 40]	[-40, 40]	$H_1(s)$
左侧外前缘襟翼	$\delta_{lolef}$	[-40, 40]	[-40, 40]	$H_1(s)$
左侧全动翼尖	$\delta_{lramt}$	[0, 60]	[-150, 150]	$H_2(s)$
左侧升降副翼	$\delta_{lele}$	[-30, 30]	[-150, 150]	$H_2(s)$
左侧嵌入面	$\delta_{lssd}$	[0, 60]	[-150, 150]	$H_2(s)$
俯仰襟翼	$\delta_{pf}$	[-30, 30]	[-150, 150]	$H_2(s)$
右侧内前缘襟翼	$\delta_{rilef}$	[0, 40]	[-40, 40]	$H_1(s)$
右侧外前缘襟翼	$\delta_{rolef}$	[-40, 40]	[-40, 40]	$H_1(s)$
右侧全动翼尖	$\delta_{ramt}$	[0, 60]	[-150, 150]	$H_2(s)$
右侧升降副翼	$\delta_{rele}$	[-30, 30]	[-150, 150]	$H_2(s)$
右侧嵌入面	$\delta_{rssd}$	[0, 60]	[-150, 150]	$H_2(s)$

其中,执行器动态特性由以下传递函数表示:

$$\begin{cases} H_1(s) = \frac{18 \times 100}{(s+18)(s+100)} \\ H_2(s) = \frac{40 \times 100}{(s+40)(s+100)} \end{cases} \quad (1)$$

根据文献[5~6],可将 TAV 舵效数学模型表示为以下非仿射函数形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{u}} = \mathbf{q} \mathbf{S}_{ref} [\mathbf{G}_\tau \boldsymbol{\tau} + \mathbf{f}_\tau(\mathbf{x})] \\ \boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}), \mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{x}_1 = [x, y, z]^T$ ,  $\mathbf{x}_2 = [v, \lambda, \gamma]^T$ ,  $\mathbf{x}_3 = [\mu, \alpha, \beta]^T$ ,  $\mathbf{x}_4 = [p, q, r]^T$  分别为 TAV 位置、速度/航迹角、气流角与姿态角速率向量;  $\mathbf{u}$  为气动力矩;  $\boldsymbol{\tau}$  为气动力矩系数;  $\boldsymbol{\delta}$  为所有气动舵面组成的向量;  $\delta_i$  为各舵面偏转角, 且  $\delta_{i, \min} \leq \delta_i \leq \delta_{i, \max}$ ,  $|\dot{\delta}_i| \leq \dot{\delta}_{i, \max}$ , 其中,  $[\delta_{i, \min}, \delta_{i, \max}]$  与  $[-\dot{\delta}_{i, \max}, \dot{\delta}_{i, \max}]$  分别为偏转角  $\delta_i$  的幅值与变化率范围;  $f_\tau(\mathbf{x})$  为与系统状态相关的非线性函数;  $\boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) = [C_l(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}), C_m(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}), C_n(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})]^T$ , 其中,  $C_l(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$ ,  $C_m(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  和  $C_n(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  分别为受系统状态和执行器影响的滚转、俯仰与偏航力矩系数, 其余变量与参数的具体定义参见文献[5]。

**假设 1** 外部干扰与 TAV 模型不确定性均有界, 转动子系统设计出的虚拟力矩指令及其一阶导数有界。

**假设 2** TAV 执行器当前偏转角度已知, 闭环控制系统所有状态可测, 且测量误差与时延可忽略不计。定义待分配的力矩为  $\mathbf{u}_{4,c}$ , 待分配的力矩系数为  $\boldsymbol{\tau}_d = \boldsymbol{\tau}_c$ , 其中:

$$\boldsymbol{\tau}_c = \mathbf{G}_\tau^{-1} [(qS_{ref})^{-1} \mathbf{u}_{4,c} - \mathbf{f}_\tau(\mathbf{x})] \quad (2)$$

控制分配目标为: 基于有效集二次规划方法, 设计舵面偏转律, 使得 TAV 三轴力矩系数  $\boldsymbol{\tau}$  能稳定跟踪转动子系统所设计出的指令信号  $\boldsymbol{\tau}_d = [C_{l,d}, C_{m,d}, C_{n,d}]^T$  且气动舵面  $\boldsymbol{\delta}$  满足幅值与带宽约束。

## 2 TAV 非线性控制分配方法

控制分配过程中, 舵效矩阵对控制分配误差影响最大。目前用于获取舵效矩阵参数的模型有线性模型<sup>[20]</sup>、样条模型<sup>[21]</sup>与精确模型<sup>[5]</sup>, 3种模型可使得控制分配误差依次减小, 但解算时间依次增大。为对比不同控制分配算法的效果, 本文基于 TAV 精确模型, 设计增量非线性力矩控制分配方法。为提高控制分配方法的适用性, 下文基于非仿射舵效模型  $\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  设计控制分配律。将非仿射函数  $\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  在  $(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\delta}_0)$  处进行一阶泰勒展开:

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau}_0 + \Delta\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\delta}_0) + \left. \frac{\partial \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\delta}_0)} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) +$$

$$\left. \frac{\partial \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})}{\partial \boldsymbol{\delta}} \right|_{(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\delta}_0)} (\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_0) + o(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \quad (3)$$

式中:  $\boldsymbol{\delta}_0$  为当前执行器偏转量;  $\mathbf{x}_0$  为当前状态。  $o(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})$  为  $\mathbf{x} - \mathbf{x}_0$  与  $\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_0$  的高阶无穷小量。根据时标分离原则, 状态  $\mathbf{x}$  相对于操纵面偏转量  $\boldsymbol{\delta}$  为慢变

量, 故在一个步长的运算时间内可将状态  $\mathbf{x}$  视为常值, 即  $\mathbf{x} \approx \mathbf{x}_0$ 。同时, 可将相邻时刻的力矩系数增量  $\Delta\boldsymbol{\tau}$  简化为以下雅可比矩阵乘以操纵面增量的形式:

$$\Delta\boldsymbol{\tau} = \left. \frac{\partial \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta})}{\partial \boldsymbol{\delta}} \right|_{(\mathbf{x}_0, \boldsymbol{\delta}_0)} \Delta\boldsymbol{\delta} = \mathbf{B}_{inc}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \Delta\boldsymbol{\delta} \quad (4)$$

式中:  $\boldsymbol{\delta} = \boldsymbol{\delta}_0 + \Delta\boldsymbol{\delta}$ , 增量舵效矩阵  $\mathbf{B}_{inc}$  为:

$$\mathbf{B}_{inc}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) = \begin{bmatrix} \left. \frac{\partial C_l}{\partial \delta_{llef}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} & \dots & \left. \frac{\partial C_l}{\partial \delta_{rssd}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} \\ \vdots & & \vdots \\ \left. \frac{\partial C_m}{\partial \delta_{llef}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} & \dots & \left. \frac{\partial C_m}{\partial \delta_{rssd}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} \\ \vdots & & \vdots \\ \left. \frac{\partial C_n}{\partial \delta_{llef}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} & \dots & \left. \frac{\partial C_n}{\partial \delta_{rssd}} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} \end{bmatrix}_{3 \times 11} \quad (5)$$

偏导数  $\partial C_* / \partial \delta_i$  由气动参数通过中心差分法实时获取:

$$\left. \frac{\partial C_*}{\partial \delta_i} \right|_{(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0)} = \frac{C(\mathbf{x}, \bar{\boldsymbol{\delta}}_0, \delta_i^+) - C(\mathbf{x}, \bar{\boldsymbol{\delta}}_0, \delta_i^-)}{\delta_i^+ - \delta_i^-} \quad (6)$$

式中:  $\bar{\boldsymbol{\delta}}_0$  为除控制输入  $\delta_i$  以外, 其余输入变量组成的向量。为确保足够的分配精度, 令  $\delta_i^+ = \delta_{0,i} + 0.1^\circ$ ,  $\delta_i^- = \delta_{0,i} - 0.1^\circ$ 。气动舵的幅值限制与速率限制可写为以下增量形式:

$$\begin{cases} \Delta\delta_{i, \min} \leq \Delta\delta_i \leq \Delta\delta_{i, \max} \\ \Delta\delta_{i, \min} = \max\{-\delta'_{i, \max} \Delta t, \delta_{i, \min} - \delta_{i,0}\} \\ \Delta\delta_{i, \max} = \min\{\delta'_{i, \max} \Delta t, \delta_{i, \max} - \delta_{i,0}\} \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\Delta t$  为采样步长, 通常取固定步长 0.01。至此, 形成了控制分配问题在增量形式下的重构, 式(7)为  $\Delta\delta_i$  的有效集。为了确保解的唯一性, 在力矩分配误差  $J_m$  最小的基础上考虑总舵偏  $J_r$  最小:

$$\min_{\Delta\delta_{i, \min} \leq \Delta\delta_i \leq \Delta\delta_{i, \max}} \left\| \mathbf{Q}(\boldsymbol{\tau}_0 + \mathbf{B}_{inc} \Delta\boldsymbol{\delta}) - \boldsymbol{\tau}_c \right\| + \min_{\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_0} \left\| \mathbf{W}_3(\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_0) \right\| = \min_{\Delta\delta_{i, \min} \leq \Delta\delta_i \leq \Delta\delta_{i, \max}} \left\| \mathbf{Q} \mathbf{B}_{inc} \mathbf{W}_3 \Delta\boldsymbol{\delta} + \left( \mathbf{Q}(\boldsymbol{\tau}_0 - \boldsymbol{\tau}_c) \right) \right\|_{\mathbf{W}_3(\boldsymbol{\delta}_0 - \boldsymbol{\delta}_p)} \quad (8)$$

式中:  $\boldsymbol{\delta}_p$  为舵面零偏转时的控制输入;  $\boldsymbol{\delta}_0$  为当前的控制输入;  $\Delta\boldsymbol{\delta} = \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_0$  为下一时间步长与当前舵偏角的差距, 是待设计量。目标函数由 2 部分组成:  $\|\boldsymbol{\tau} - \boldsymbol{\tau}_c\|_2$  旨在实现力矩分配误差最小;  $\|\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_p\|_2$  旨在兼顾总舵偏量最小;  $\mathbf{Q}$ 、 $\mathbf{W}_3$  为权值矩阵。最终采用有效集二次规划方法求解式(8)即可。

图 2 为 TAV 增量非线性控制分配方案示意图。动力学控制模块根据姿态角指令信号解算出 TAV 所需的虚拟力矩系数指令  $\tau_c$ ，系统辨识模块提供实时的系统参数信息，以获得舵效矩阵  $B_{inc}$ 。控制分配算法由所需的力矩系数指令与舵效矩阵求解出舵面偏转量。在舵面偏转的作用下，TAV 气动特性发生变化，同时引起姿态角发生变化，并反馈给姿态控制器。

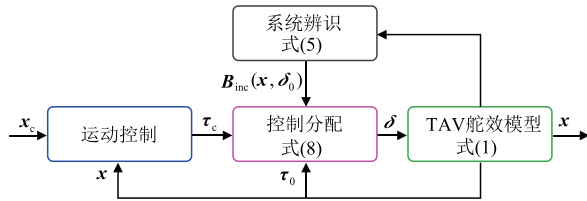


图 2 TAV 增量非线性控制分配方案示意图

### 3 面向多阶段的 TAV 控制分配方法

为满足 TAV 在不同飞行阶段对气动性能的不同要求。在力矩分配误差  $J_m$  最小的基础上，需进一步考虑次级性能指标，包括：气动舵总偏转角、气动舵产生的阻力与升力等。TAV 多目标控制分配问题可转换为带约束的二次规划问题

$$\begin{aligned} \min_{\Delta\delta} J_a &= F(J_m(\delta), J_r(\delta), J_d(\delta), J_l(\delta)) \\ \text{s. t. } \tau &= \Phi(x, \delta), \Delta\delta_{i, \min} \leq \Delta\delta_i \leq \Delta\delta_{i, \max} \end{aligned} \quad (9)$$

式中： $J_a$  为控制分配综合性能指标； $F(\cdot)$  为性能指标的加权组合。选取气动舵面的最小总偏转角  $J_r$ 、最小阻力系数  $J_d$  与最大升力系数  $J_l$  作为次级性能指标。

#### 3.1 增量形式次级性能指标

##### 3.1.1 气动舵面总偏转角最小

实现总舵偏最小有以下好处：一是在分配误差最小的基础上，可使得控制分配问题存在唯一解；二是可减小维持舵面偏转所需的能量；三是降低执行器饱和的风险，提高控制效率；四是提高机体整体外形的流畅性，保证 TAV 具有较低 RCS。定义舵面偏角性能指标  $J_r = \|\Delta\delta + \delta_0 - \delta_p\|_2$ ， $\Delta\delta = \delta - \delta_0$ 。由于  $\delta_p = 0$ ，上述定义与  $\|\delta - \delta_0\|_2$  一致。

##### 3.1.2 气动舵面总阻力最小

TAV 在不同飞行速度下，气动特性复杂。当 TAV 以较大气流角飞行时，总舵偏量最小并不意味着舵面产生的阻力最小。因此，需要专门定义舵面总阻力性能指标。TAV 所受的阻力  $F_D$ 、升力  $F_L$  与侧向力  $F_Y$  可由以下等式获取：

$$\begin{bmatrix} F_D \\ F_L \\ F_Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -qS_{ref}C_D \\ -qS_{ref}C_L \\ -qS_{ref}C_Y \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -\cos\alpha \cos\beta & -\cos\alpha \sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\alpha \cos\beta & \sin\alpha \sin\beta & -\cos\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x - T_s \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中： $C_D$ 、 $C_L$ 、 $C_Y$  分别为阻力系数、升力系数和侧向力系数。当飞行高度与飞行速度一定时，阻力由阻力系数决定，阻力系数可写为以下形式：

$$C_D(x, \delta) = C_{D,0}(x, \delta_0) + \nabla_{\delta} C_D(x, \delta_0) \Delta\delta \quad (11)$$

其中阻力系数梯度向量：

$$\nabla_{\delta} C_D(x, \delta_0) = \left[ \frac{\partial C_D}{\partial \delta_{llef}} \bigg|_{(x, \delta_0)} \quad \dots \quad \frac{\partial C_D}{\partial \delta_{rstd}} \bigg|_{(x, \delta_0)} \right] \quad (12)$$

梯度向量中各项元素可通过以下中心差分法实时获取：

$$\frac{\partial C_D}{\partial \delta_i} \bigg|_{(x, \delta_0)} = \frac{C_D(x, \delta_0, \delta_i^+) - C_D(x, \delta_0, \delta_i^-)}{\delta_i^+ - \delta_i^-} \quad (13)$$

舵面所产生的总阻力系数最小可定义为：

$$\min_{\Delta\delta} J_d = \|C_{D,0}(x, \delta_0) + \nabla_{\delta} C_D(x, \delta_0) \Delta\delta\|_2 \quad (14)$$

##### 3.1.3 气动舵面总升力最小

与舵面总阻力定义类似，TAV 舵面产生的总升力系数最大可定义为：

$$\min_{\Delta\delta} J_l = \|C_{L,0}(x, \delta_0) + \nabla_{\delta} C_L(x, \delta_0) \Delta\delta - C_{L, \max}\|_2 \quad (15)$$

式中： $C_{L, \max}$  为 TAV 气动舵面所能产生的最大升力系数上界，即  $C_{L, \max} \geq C_{L,0}(x, \delta_0) + \nabla_{\delta} C_L(x, \delta_0) \Delta\delta$ 。

#### 3.2 加权形式综合性能指标

为满足不同飞行阶段对 TAV 气动性能指标的需求，采用线性加权组合的方式设计控制分配综合性能指标。由于各性能指标单位与量级不同，在加权组合前，需要进行归一化处理。归一化后的 TAV 控制分配综合性能指标为：

$$\begin{aligned} \min_{\Delta\delta} J_a^* &= c_m J_m^*(\delta) + c_r J_r^*(\delta) + c_d J_d^*(\delta) + c_l J_l^*(\delta) \\ J_m^* &= \frac{J_m}{\|\tau_0 - \tau_c\|_{2, \max}}, J_r^* = \frac{J_r}{\|\delta\|_{2, \max}}, \\ J_d^* &= \frac{J_d}{C_{D, \max}}, J_l^* = \frac{J_l}{C_{L, \max}} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\text{s. t. } \tau = \Phi(x, \delta), \Delta\delta_{i, \min} \leq \Delta\delta_i \leq \Delta\delta_{i, \max}$$

式中： $\|\cdot\|_{2, \max}$  表示变量的 2 范数； $c_m$ 、 $c_r$ 、 $c_d$ 、 $c_l$  为权重系数。为了求解 TAV 多目标增量非线性控

制分配(multi-objective incremental nonlinear control allocation, MINC)问题,结合式(4)、式(8)、式(14)与式(15)将综合性能指标改写为以下二次型:

$$J_a^* = \| \mathbf{A} \Delta \boldsymbol{\delta} + \mathbf{b} \|_2 =$$

$$\left\| \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{c_m}{\|\boldsymbol{\tau}_0 - \boldsymbol{\tau}_c\|_{2,\max}} \mathbf{B}_{\text{inc}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \\ \frac{c_r}{\|\boldsymbol{\delta}\|_{2,\max}} \\ \frac{c_d}{C_{D,\max}} \nabla_{\boldsymbol{\delta}} C_D(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \\ \frac{c_l}{C_{L,\max}} \nabla_{\boldsymbol{\delta}} C_L(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}} \Delta \boldsymbol{\delta} + \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{c_m}{\|\boldsymbol{\tau}_0 - \boldsymbol{\tau}_c\|_{2,\max}} (\boldsymbol{\tau}_0 - \boldsymbol{\tau}_c) \\ \frac{c_r}{\|\boldsymbol{\delta}\|_{2,\max}} \boldsymbol{\delta} \\ \frac{c_d}{C_{D,\max}} C_{D,0}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \\ \frac{c_l}{C_{L,\max}} C_{L,0}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_0) \end{bmatrix}}_{\mathbf{b}} \right\|_2 \quad (17)$$

当权重系数确定,即可结合综合性能指标与执行器约束条件进行求解。

### 3.3 含 MINC 模块的 TAV 姿态控制

将 TAV 姿态控制系统数学模型写成以下“仿

射+非仿射函数”的形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{G}_3 \mathbf{x}_4 + \mathbf{f}_3(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3) \\ \dot{\mathbf{x}}_4 = \mathbf{G}_4 \mathbf{u} + \mathbf{f}_4(\mathbf{x}) \\ \mathbf{u} = \bar{q} S_{\text{ref}} [\mathbf{G}_\tau \boldsymbol{\tau} + \mathbf{f}_\tau(\mathbf{x})] \\ \boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\mathbf{G}_3$ 、 $\mathbf{G}_4$ 、 $\mathbf{G}_\tau$  为转换矩阵; $\mathbf{f}_3(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3)$  与  $\mathbf{f}_4(\mathbf{x})$  为已知非线性函数,具体形式可参见文献[5~6],本文不再赘述。根据文献[22]的非线性动态逆控制方法(nonlinear dynamic inversion, NDI),将姿态环动态逆控制律设计为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{4,c} = \mathbf{G}_3^{-1}(\mathbf{x}_1) [\mathbf{W}_1(\mathbf{x}_{3,d} - \mathbf{x}_3) - \mathbf{f}_3(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3)] \\ \mathbf{u}_c = \mathbf{G}_4^{-1}(\mathbf{x}_2) [\mathbf{W}_2(\mathbf{x}_{4,d} - \mathbf{x}_4) - \mathbf{f}_4(\mathbf{x})] \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\mathbf{W}_1$ 、 $\mathbf{W}_2$  为各元素均为正的对角矩阵。结合上述 NDI 姿态控制律与 MINC 方法,本文设计的控制律与控制分配律结构如图 3 所示。

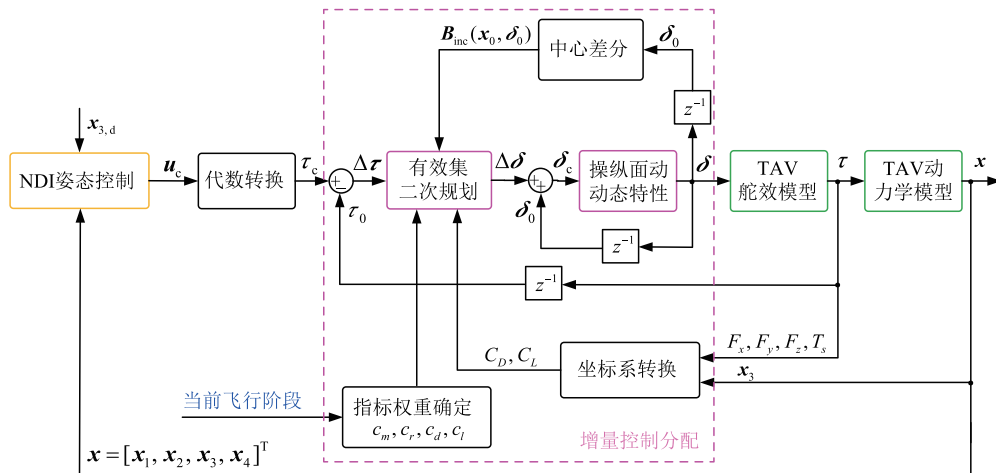


图 3 含 MINC 模块的 TAV 姿态控制方法

## 4 数值仿真与分析

为验证所提出的控制分配方法有效,本节面向突防、巡航与起飞等不同飞行阶段设置 3 个算例, Case 1~Case 3, 依次旨在实现气动舵面总的最小舵偏量、最小阻力与最大升力控制分配。在上述算例中,除性能指标权重不同外,其余参数设置均保持一致。姿态角控制采用 NDI,其中:

$$\begin{cases} \mathbf{W}_1 = \text{diag}(3, 3, 3) \\ \mathbf{W}_2 = \text{diag}(9, 9, 9) \\ \mathbf{W}_3 = \text{diag}(\underbrace{1, 1, \dots, 1}_{11}), c_m = 10 \end{cases} \quad (20)$$

各算例力矩控制分配次级性能指标权重设置如下:

$$\begin{cases} \text{Case 1: } c_r = 0.8, c_d = 0.2, c_l = 0 \\ \text{Case 2: } c_r = 0.2, c_d = 0.8, c_l = 0 \\ \text{Case 3: } c_r = 0.1, c_d = 0.1, c_l = 0.8 \end{cases} \quad (21)$$

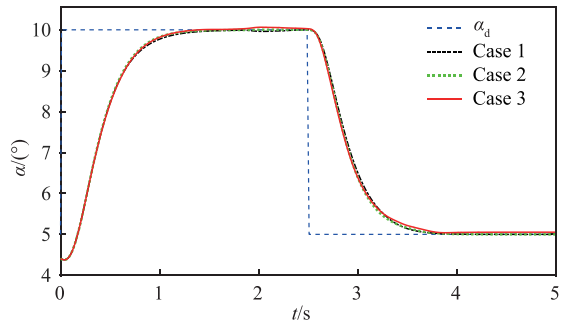
仿真初始条件设置如下:

$$\begin{cases} v(0) = 190.1 \text{ m/s}, \gamma(0) = 0, \chi(0) = 0 \\ \alpha(0) = 3^\circ, \beta(0) = 0, \mu(0) = -0.52^\circ \\ p(0) = 0, q(0) = 0, r(0) = 0 \end{cases} \quad (22)$$

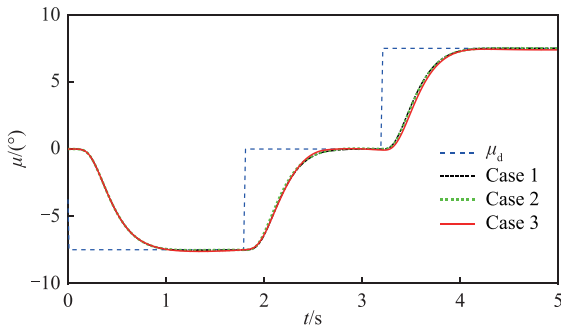
图 4~图 6 为不同次级性能指标权重下的算例仿真结果。从图 4 可知,由于各算例性能指标力矩分配误差权重相同且数值较大,俯仰与滚转通道的姿态角与力矩变化曲线差异较小。从图 5 来看, Case 1 除内侧前引导面与嵌入面外,其余舵面偏转角整体均比 Case 2 与 Case 3 小。在动态阶段,为获



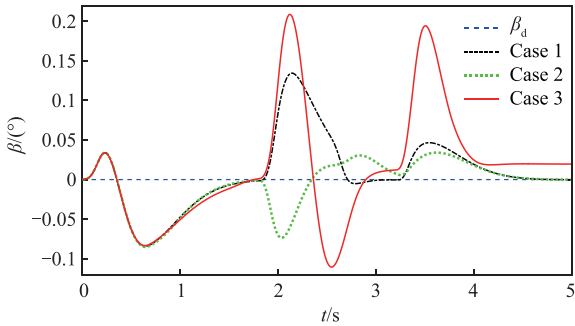
取更大的升力,Case 3 的外侧前引导面、升降副翼与俯仰襟翼偏转角整体上均比 Case 2 大。图 6 显示,与理论设计目标一致,Case 2 舵面偏转带来的气动阻力最小,但产生的升力也最小;Case 3 舵面偏转产生的升力最大,但阻力也最大。Case 1 舵面偏转产生的阻力与升力均介于 Case 2 与 Case 3 之间。因此,当飞行器滑跑起飞时,可采用 Case 3 的控制分配策略以获得最大升力;当飞行器高空巡航时,可采用 Case 2 的控制分配策略;当飞行器高空穿透或低空突防时,可采取 Case 1 的控制分配策略,以确保舵面总偏转量与 RCS 尽可能小。



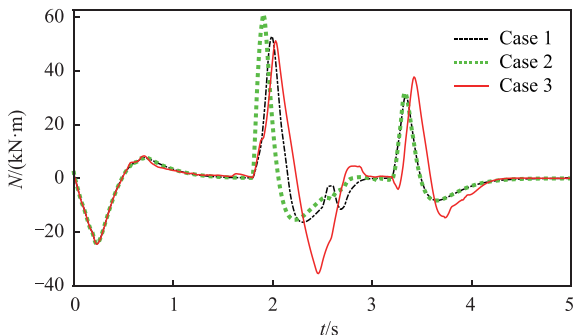
(a) 攻角跟踪曲线



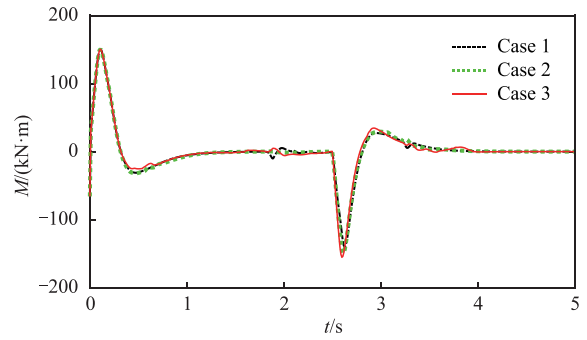
(b) 滚转角跟踪曲线



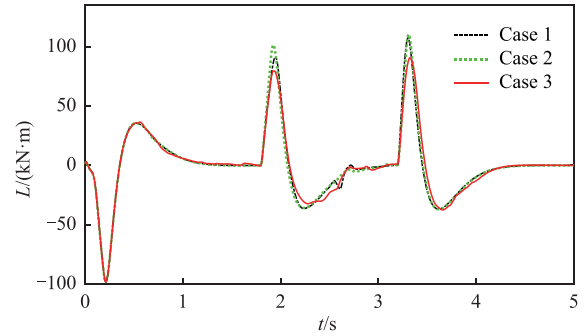
(c) 侧滑角跟踪曲线



(d) 偏航力矩曲线

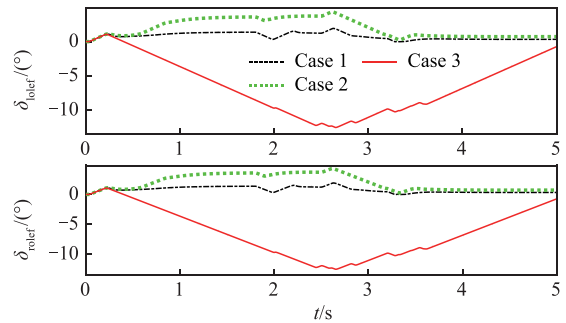


(e) 俯仰力矩曲线

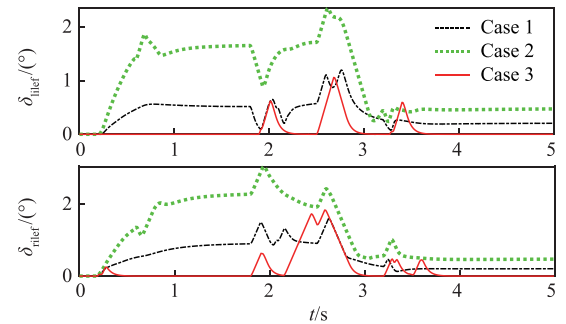


(f) 滚转力矩曲线

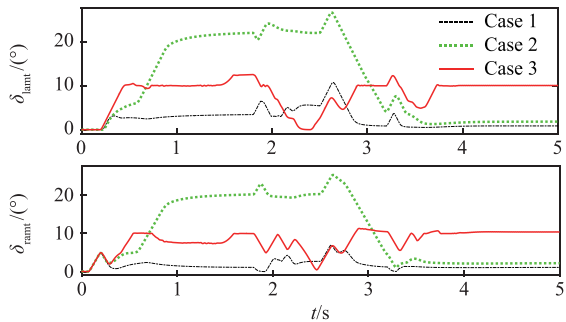
图 4 TAV 各通道姿态角与力矩变化曲线



(a) 外侧前引导面偏转角度



(b) 内侧前引导面偏转角度



(c) 全动翼尖偏转角度

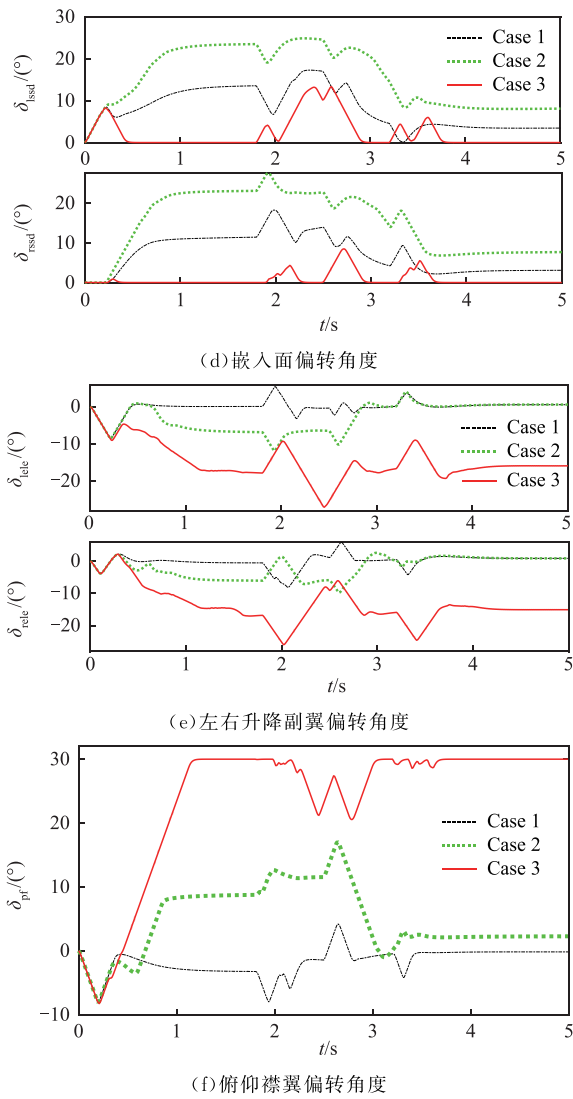


图 5 TAV 舵面偏转角度变化曲线

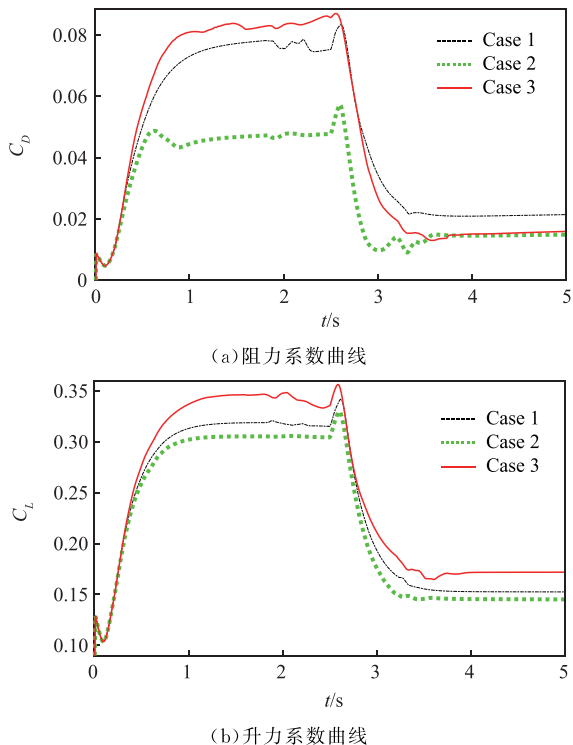


图 6 TAV 阻力系数与升力系数变化曲线

将舵偏量、阻力或升力系数绝对值的积分除以仿真时间定义为平均性能指标。表 2 是相同姿态角指令信号下不同算例的仿真结果,从表中可以看出 Case 1 平均舵偏量最小,但平均阻力系数与升力系数并不占优势;Case 2 平均阻力系数在 3 个算例中最小,但平均升力系数也最小;Case 3 平均升力系数最大,但舵偏量与阻力系数均较大。与最小舵偏算例相比,最小阻力算例平均阻力系数降低了 36.96%,最大升力算例平均升力系数增大了 7.76%。在力矩分配误差最小这一基本性能指标下,各次级性能指标的实现必然会产生相应的代价。在工程实际中,需在不同飞行阶段对控制分配策略进行实时切换,以满足作战任务的需求。

表 2 面向多阶段的 TAV 控制分配方法仿真结果对比

算例	面向阶段	次级主要分配目标	平均舵偏量 / (°)	气动舵平均阻力系数	气动舵平均升力系数
Case 1	突防	最小舵偏	12.300	0.046	0.232
Case 2	巡航	最小阻力	28.736	0.029	0.222
Case 3	起飞	最大升力	36.393	0.047	0.250

## 5 结语

本文针对面向多阶段的 TAV 设计了增量非线性控制分配方法。通过增量非线性控制分配策略解决了舵效非仿射特性问题;利用“NDI+有效集二次规划”解决了仅靠负反馈控制律无法处理的舵面非单调非线性与耦合性问题;通过建立加权形式的综合性能指标,满足了 TAV 不同飞行阶段对其气动特性的不同需求,充分发挥了 TAV 气动布局的优越性。但本文只考虑了气动舵面偏转,未采用矢量推力,后续研究中可设计矢量推力与气动舵的复合控制分配方法。

## 参考文献

- [1] 杨伟. 关于未来战斗机发展的若干讨论[J]. 航空学报, 2020, 41(6):524377.
- [2] 张蓬蓬, 张俊宝, 郭正玉. 第六代战斗机制空武器发展浅析[J]. 飞航导弹, 2021(12): 140-45.
- [3] 史静平, 屈晓波. 多操纵面飞机控制分配理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [4] 陈勇, 支健辉. 多操纵面飞机控制分配理论与容错控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2019.
- [5] NIESTROY M, DORSETT K, MARKSTEIN K. Tailless Fighter Aircraft Model for Control-Related Research and Development[C]//AIAA SciTech Forum. Grapevine, TX: AIAA, 2017:1-13.

- [6] HARRIS J, ELLIOTT C, TALLANT G. Adaptive Nonlinear Dynamic Inversion Control for The Innovative Control Effectors Aircraft [C]//AIAA SciTech Forum. San Diego: AIAA, 2022:1-10.
- [7] WANG Y, HU J, LI J, et al. Improved Prescribed Performance Control for Nonaffine Pure-Feedback Systems with Input Saturation[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2019, 29(6): 769-88.
- [8] BU X, JIANG B, LEI H. Nonfragile Quantitative Prescribed Performance Control of Wave Rider Vehicles with Actuator Saturation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(4): 538-548.
- [9] HANL, HU J, WANG Y, et al. Design of Pseudo-Command Restricted Controller for Tailless Unmanned Aerial Vehicles Based on Attainable Moment Set[J]. Drones, 2024, 8(3): 1-27.
- [10] RAJPUT J, KHAN H. Nonlinear Control Allocation Using a Piecewise Multilinear Representation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2023, 59(5): 314-23.
- [11] SHEARWOOD T, NABAWY M, CROWTHER W, et al. A Novel Control Allocation Method for Yaw Control of Tailless Aircraft[J]. Aerospace, 2020, 7(10):1-21.
- [12] ZHOU Z, HUANG J. Hybrid Deflection of Spoiler Influencing Radar Cross-Section of Tailless Fighter [J]. Sensors, 2021, 21(24): 1-19.
- [13] YANG Y, GAO Z. A New Method for Control Allocation of Aircraft Flight Control System[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 65(4): 1413-1428.
- [14] PFEIFLE O, FICHTER W. Incremental Control Allocation with Axis Prioritization on the Boundary of the Attainable Control Set [C]//AIAA SciTech Forum. National Harbor, MD: AIAA, 2023: 1-11.
- [15] LIU K. Aerodynamics of Seven Modes of Passive Flight [C]//AIAA Aviation Forum. Chicago: AIAA, 2022: 1-12.
- [16] BAKKER J. Benchmark Flight Scenarios for Testing Fault Tolerant Control of High-Performance Aircraft[D]. Holland: Delft University of Technology, 2019.
- [17] VILE L, ALWI H, EDWARDS C. Robust Fault Tolerant Control Allocation for a Modern Over-Actuated Commercial Aircraft [J]. IET Control Theory and Applications, 2021, 15(2): 307-22.
- [18] CONG J, HU J, WANG Y, et al. Fault-Tolerant Attitude Control Incorporating Reconfiguration Control Allocation for Supersonic Tailless Aircraft[J]. Aerospace, 2023, 10(3):1-26.
- [19] 李昌, 赵光银, 于文涛, 等. 不同前缘形状非细长三角翼等离子体流动控制的参数影响实验[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(2): 60-68.
- [20] AN S, YUAN S Z. Relative Position Control Design of Receiver UAV in Flying-Boom Aerial Refueling Phase[J]. ISA Transactions, 2018, 73(4): 40-53.
- [21] PEIJL I. Physical Splines for Aerodynamic Modelling of Innovative Control Effectors[D]. Holland: Delft University of Technology, 2017.
- [22] HE Z, HU J, WANG Y, et al. Incremental Backstepping Sliding-Mode Trajectory Control for Tailless Aircraft with Stability Enhancer[J]. Aerospace, 2022, 9(7): 352-69.

(编辑:陈斐)