

再入飞行器反推力器配置性能评价方法

姚从潮, 王新民, 黄耀, 谢蓉

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘要: 为完善再入飞行复杂反推力器配置的控制性能分析, 提出了新的分析方法. 基于控制指令在空间分布的不均匀特性, 提出了任务可行率指标, 以获得任务可行的最佳完整配置组合; 为有效判断控制指令扰动产生解突变的可能, 引入矩阵条件数, 提出了病态度指标; 为反映配置矩阵抗羽流干扰的鲁棒性, 基于最小奇异值理论提出了羽流抗扰度指标, 并分别给出了各分析方法量化指标的具体实现. 最后通过算例验证了该方法的有效性.

关键词: 反推力器; 配置; 控制能力; 再入飞行器

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Performance evaluation methods research for reentry aircraft reaction thrust configuration

YAO Cong-chao, WANG Xin-min, HUANG Yao, XIE Rong

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China. Correspondent: YAO Cong-chao, E-mail: yaocongchao@126.com)

Abstract: Three new evaluation methods of performance for reentry aircraft reaction thruster configuration are proposed. Firstly, the analysis of the relation between the distribution of control commands and distribution of thruster/torque is done, and task feasible rate indices are proposed to figure out the best combination from all the complete configurations. Then, matrix pathological degree is proposed to analyze the possibility of equation solution mutation caused by perturbation of control command. The plume interference immunity index is proposed based on the minimum singular value, which can reflect the robustness of the thruster configuration. The concrete realization of the quantitative indicators for every method is given. Finally, the instances are given to demonstrate the effectiveness of the proposed method.

Key words: reaction thruster; configuration; control capability; reentry aircraft

0 引言

高超音速飞行器再入飞行时因动压不足导致舵面控制效率低, 需要引入反推力器进行姿态和质心控制^[1]. 反推力器作为一种单向执行机构^[2], 其配置一旦确定, 其性能的好坏将直接影响控制算法的最后执行, 从而影响航空航天任务的顺利完成^[3].

关于反推力器配置性能的研究, Crawford^[4]早在1969年就提出了最小冗余结构, 但在指令维数高和推力器数目多时运算量较大. 随后文献[5]改进了其算法, 用配置矩阵的非奇异变换的可负性来判别能否生成空间任意指向指令. 文献[6]和[7]在配置构型确定后研究了其有界控制能力范围, 但仅依靠数值仿真来确定, 并且任务维数较低. 文献[3]给出了特殊条件下配置控制能力上界的最小值, 但其仅适用于以2-范数

为优化目标的情形. 文献[8]提出了一种优化推力配置的方法, 提高了推力控制最大边界的安全性. 文献[9]针对是否存在推力器故障的情况给出了推力器配置阵对于任意方向指令存在非负解的充要条件. 文献[10-11]对配置性能的分析主要集中在配置对于推力器故障情况下的冗余度分析等方面. 但是这些评价分析方法并不全面.

为了完善评价体系, 本文针对再入飞行空间指令分布密度不均匀, 以及控制指令扰动和再入过程存在大气羽流扰动的情形, 提出3种新的性能评价指标, 以进一步完善对复杂反推力器配置的全面综合评价, 为反推力器配置工程的优化设计提供参考.

1 预备知识

对于配有多个单向执行器的反推力系统^[12], 其

收稿日期: 2013-05-06; 修回日期: 2013-08-19.

基金项目: 西北工业大学新教师基金项目(11GH0322).

作者简介: 姚从潮(1986-), 男, 博士生, 从事高超音速飞行器控制的研究; 王新民(1951-), 男, 教授, 博士生导师, 从事导航、制导与控制等研究.

基本作用关系可用下式描述:

$$U = AT. \quad (1)$$

其中: $U \in R^n$ 为指令向量, n 为指令的维数; $A \in R^{n \times m}$ 为配置矩阵, m 为执行器的数量, 一般情况下 $m > n$, A 的列向量分别为执行器单个作用时产生的指令作用大小; $T \in R_m^m$ 为每个执行器分配的作用向量.

为了叙述方便, 给出如下定义:

定义 1 对于配置矩阵 $A \in R^{n \times m}$, 若可控域 $O_c = \{U | U = AT, T \in R_m^m\}$ 和指令域 $O_a = \{x | \|x\|_p \leq \varepsilon_q, x \in R^n\}$ 满足 $O_a \subseteq O_c$, 则称配置矩阵 A 无约束条件下是完整的.

定义 2 将配置矩阵 A 中某一列去掉后所形成的矩阵 A_i^1 (i 为序号) 称为 A 的一个单失效矩阵. 将 A 中某 r 列去掉后所形成的矩阵 A_i^r (i 为序号) 称为 A 的一个 r 重失效矩阵.

定义 3 如果 A 的所有 r 重失效矩阵都完整, 且存在 $r + 1$ 重失效矩阵不完整, 则称 A 的完整度为 r , 记为 $I(A) = r$.

2 控制指令分布评价

2.1 问题及指标的提出

对于完整度为 r 的配置矩阵 $A \in R^{n \times m}$, 在不考虑约束的情况下, 它的任意 r 重失效矩阵对应的结构都可以完成再入飞行的任务, 即对于任意的控制指令 $U \in R^n$, 方程

$$U = A_i^r T \quad (2)$$

都有解. 控制指令因飞行任务的不同, 其在空间的分布是不均匀的, 因此, 在众多的 r 重失效矩阵对应的反推力器组合中, 必然有些组合更容易使控制任务实现, 有些组合实现任务比较困难. 为此提出任务的可行率概念.

定义 4 完整度为 r 的配置矩阵 $A \in R^{n \times m}$, r 重失效矩阵 A_i^r (i 为序号) 对应的反推力器组合, 对于空间分布的控制指令能够实现的比例程度, 称为该 r 重失效矩阵的相对于任务的可行率 P_i .

由可行率定义可知, 影响可行率主要有两个因素: 一是指令在空间的分布情况; 二是反推力器力/力矩矢量在指令空间的指向和分布情况.

以二维任务为例, 如图 1 所示, T_1 和 T_2 为系统配置的反推力器. T_1 的工作有效范围是与 T_1 夹角在 90° 以内的范围, 即与 T_1 垂直的直线 l 上方的平面 (若是三维空间, 则由 T_1 垂直的平面将空间分为两半, T_1 所在的那一半空间即是 T_1 的有效工作空间).

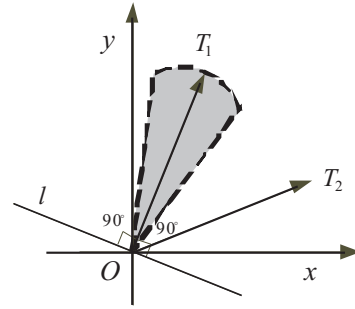


图 1 控制指令分布与反推力器推力矢量分布关系

空间控制指令分布如图 1 中的灰色部分, 即主要集中在 T_1 周围, 因此 T_1 对完成任务的能力较强, 其任务可行率相对较高.

2.2 指标量化的实现

为获得可行率指标量化函数, 考虑实际工程中控制指令分为姿态控制指令和质心 (轨道) 控制指令, 根据不同飞行任务姿态与质心控制指令的比例不同, 取比例系数分别为 k_M 和 k_F ($k_M + k_F = 1$). r 重失效矩阵相对于姿态控制与质心控制指令的任务可行率分别为 P_M 和 P_F . 因此, 总的任务可行率目标量化函数为

$$J = k_M P_M + k_F P_F. \quad (3)$$

函数值越大, 对应的反推力器组合能够完成任务的能力越强, 反之能力越弱.

为计算式 (3), 先定义三维空间的指令矢量方向和反推力器的推力矢量方向, 见图 2.

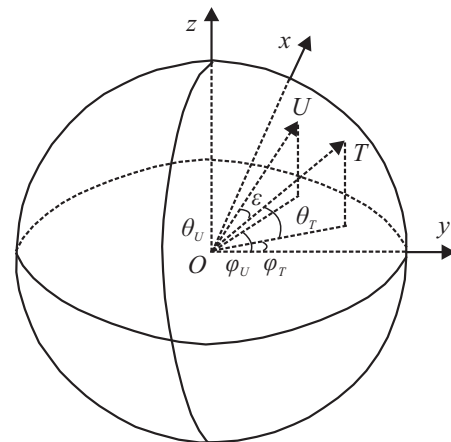


图 2 反推力器及控制指令矢量空间方位角与俯仰角

分别定义反推力器的单位推力/推力距矢量和单位控制指令矢量的方位角为 φ , $\varphi \in [-\pi, \pi]$; 俯仰角为 θ , $\theta \in [-\pi/2, \pi/2]$; 反推力器的推力矢量/推力距和控制指令矢量夹角为 ε . 由此得到指标函数为

$$\begin{aligned}
 J &= k_M P_M + k_F P_F = \\
 &k_M \left(\sum_{i=1}^{m-r} \int_{\varepsilon_i \in [0, \pi/2]} f_M(\varphi, \theta) \cos \varepsilon_i d\Omega \right) + \\
 &k_F \left(\sum_{i=1}^{m-r} \int_{\varepsilon_i \in [0, \pi/2]} f_F(\varphi, \theta) \cos \varepsilon_i d\Omega \right) = \\
 &k_M \left(\sum_{i=1}^{m-r} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \left(\int_{-\pi/2}^{\pi/2} f_M(\varphi_i + \varphi, \theta_i + \theta) \times \right. \right. \\
 &\left. \left. \cos \varepsilon_i d\varphi \right) d\theta \right) + k_F \left(\sum_{i=1}^{m-r} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \left(\int_{-\pi/2}^{\pi/2} f_F(\varphi_i + \right. \right. \\
 &\left. \left. \varphi, \theta_i + \theta) \cos \varepsilon_i d\varphi \right) d\theta \right). \tag{4}
 \end{aligned}$$

其中: φ_i 和 θ_i 分别为第 i 个反推力器 T_i 推力或推力距的方位角和俯仰角; ε_i 为相对于 T_i , 方位角和俯仰角分别变化 φ 和 θ 的控制指令 U 与 T_i 的夹角; $\cos \varepsilon$ 表示单位推力/推力距矢量在控制指令方向上的投影; $f(\varphi, \theta)$ 为反映指令分布情况的函数, 如概率密度函数.

为获得力和力矩相对应的不同 φ_i 和 θ_i 值, 将配置矩阵 A 分为力部分和力矩部分, 即

$$A_i^r = \begin{bmatrix} A_F \\ A_M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_F \\ O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} O \\ A_M \end{bmatrix} = A_F^s + A_M^s, \tag{5}$$

其中 O 为 $3 \times (m - r)$ 的零矩阵. 随后需要分别将配置矩阵 A_F^s 和 A_M^s 标准化归一处理, 即各列向量模值为 1, 得到各反推力器的坐标.

由图 2 可知: T_i 的空间力或力矩矢量坐标为 $(\cos \theta_i \cos \varphi_i, \cos \theta_i \sin \varphi_i, \sin \theta_i)$, U 空间矢量坐标为 $(\cos(\theta + \theta_i) \cos(\varphi + \varphi_i), \cos(\theta + \theta_i) \sin(\varphi + \varphi_i), \sin(\theta + \theta_i))$, 由夹角计算公式可得

$$\begin{aligned}
 \cos \varepsilon_i &= \cos(\theta + \theta_i) \cos \varphi \cos \theta_i + \\
 &\sin(\theta + \theta_i) \sin \theta_i. \tag{6}
 \end{aligned}$$

代入式 (4), 即可计算配置相对于任务的可行率值.

$\cos \varepsilon$ 是反映该推力器在该指令方向上对任务可行率的贡献比率. $f(\varphi, \theta)$ 所体现的控制指令分布情况, 相当于在贡献比率上乘以权值系数. 指令分布密度越大, 相当于权值系数越高, 指令方向与反推力器的作用方向一致, 则对应的指标值越大, 越趋于人们期望的结果.

2.3 算例分析

再入飞行的过程中, 控制指令的分布函数是根据再入飞行任务而确定的, 不同的飞行任务对应于不同的指令分布函数以及相对应的区间. 例如取力矩控制指令分布密度函数形式为

$$f(\varphi, \theta) = \begin{cases} 1/(\varphi_b - \varphi_a), & \varphi \in [\varphi_b, \varphi_a], \theta = 0; \\ 0, & \text{other.} \end{cases}$$

即随 φ 变化而均匀分布. 设有一反推力器, 其力矩方位角为 0, 取值 $\varphi_b = -\varphi_a = \pi/6$, 则单个推力器的任务可行率随该反推力器俯仰角 θ 的变化曲线如图 3 所示.

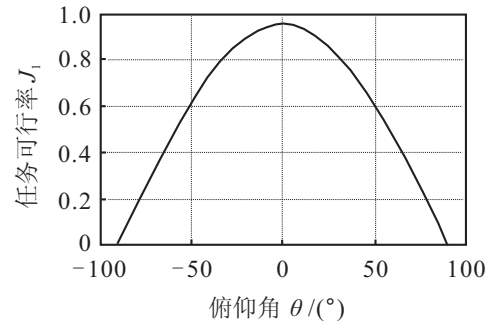


图 3 任务可行率随俯仰角变化的曲线

由图 3 可知: 当俯仰角为 0° 时, 反推力器与控制指令的分布平面重合, 任务可行率最高; 越远离任务指令平面, 可行率越低. 可见任务可行率指标能很好地反映配置情况与控制指令的关系.

3 控制指令扰动评价

3.1 问题及指标的提出

控制指令的扰动大小与控制精度、计算机计算精度以及控制指令分配算法等相关, 因而误差大小很难量定, 误差分布也难以确定.

对于反推力器, 由式 (1) 可知, 给定一个控制指令向量 U , 需要以配置矩阵 A 为基础, 解算出一组反推力器的作用向量 T . 指令向量 U 是通过控制律计算给出的. 但有时控制指令 U 因为计算机的精度舍入误差或指令本身发生扰动等, 解算出的 T 会发生很大的变化. 这种指令的扰动不确定性导致误差的大小以及分布难以确定, 使得潜在的危害更加突出.

根据式 (1) 可写出扰动矩阵方程为

$$U + \Delta U = A(T + \Delta T). \tag{7}$$

其中: ΔU 为控制指令的扰动, $T + \Delta T$ 为扰动方程的解. 下面举例说明.

例 1 考虑飞行器只在 $x - z$ 平面内作二维质心运动以及俯仰、滚转二维姿态运动, 反推力器的配置矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} 10.0 & 7.0 & 8.0 & 7.0 \\ 7.0 & 5.0 & 6.0 & 5.0 \\ 8.0 & 6.0 & 10.0 & 9.0 \\ 7.0 & 5.0 & 9.0 & 10.0 \end{bmatrix}. \tag{8}$$

取一控制指令

$$U = [109.9 \quad 78.5 \quad 100.5 \quad 89.0]^T, \tag{9}$$

则不难得出其解为

$$T = [0.0 \ 13.6 \ 0.0 \ 2.1]^T. \quad (10)$$

如果将控制指令作“小扰动”，即假设

$$\Delta U = [0.1 \ -0.1 \ 0.1 \ -0.1]^T,$$

则有

$$\begin{bmatrix} 10.0 & 7.0 & 8.0 & 7.0 \\ 7.0 & 5.0 & 6.0 & 5.0 \\ 8.0 & 6.0 & 10.0 & 9.0 \\ 7.0 & 5.0 & 9.0 & 10.0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 109.9 \\ 78.5 \\ 100.5 \\ 89.0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.1 \\ -0.1 \\ 0.1 \\ -0.1 \end{bmatrix},$$

其解为

$$T = [8.2 \ 0.0 \ 3.5 \ 0.0]^T. \quad (11)$$

由式(10)和(11)可以看出,控制指令的微小变化,能造成解算结果发生巨大的变化,甚至导致反推力器的喷管选择直接改变.因此,由该配置矩阵得到的方程组(1)是病态的方程组.配置矩阵引起的病态程度越小越好,为此,本文提出了抗指令扰动的性能指标——病态度指标.病态度越大,抗指令扰动能力越弱,反之越强.

3.2 指标量化的实现

为了得到配置矩阵衡量病态度的量化指标,先引入如下定义:

定义 5^[13] 设 $A \in R_r^{n \times m} (r > 0)$, $A^H A$ 的特征值为 $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_r > \lambda_{r+1} = \dots = \lambda_m = 0$, 则称 $\sigma_i = \sqrt{\lambda_i} (i = 1, 2, \dots, m)$ 为 A 的奇异值; 当 A 为零矩阵时, 其奇异值均为零.

如果一个特征值比其他特征值在数量级上小很多, 则 T 在对应特征向量方向上很大的移动才能产生 U 微小的变化. 这正好反映了例 1 中的现象. 因此可取衡量病态度的量化指标为

$$I'_{\text{bad-deep}}(A) = \lambda_{\max} / \lambda_{\min}, \quad (12)$$

其中 λ_{\max} 和 λ_{\min} 分别为矩阵 $A^H A$ 的最大、最小非零特征值.

正规阵在 2-范数下的条件数有如下定义:

定义 6^[13] 若矩阵 $A \in R^{n \times n}$, 则矩阵的谱条件数定义为矩阵的范数与其逆的范数之积, 即

$$\text{cond}_2(A) = \|A\|_2 \|A^{-1}\|_2 = \sqrt{\lambda_{\max}(A^T A) / \lambda_{\min}(A^T A)}, \quad (13)$$

其中 $\lambda_{\max}(A^T A)$ 和 $\lambda_{\min}(A^T A)$ 分别为 $A^T A$ 的最大、最小非零特征值.

由定义 5 可知 $\sigma_i = \sqrt{\lambda_i} (i = 1, 2, \dots, m)$, 根据定义 6, 并推广到长方阵, 有

$$\text{cond}_2(A) = \|A\|_2 \|A^+\|_2 = \sigma_{\max} / \sigma_{\min}.$$

其中: A^+ 是 A 的 Moore-Penrose 广义逆, σ_{\max} 和 σ_{\min} 分别为矩阵 A 的最大、最小非零奇异值. 由此, 将衡量病态度的量化指标(12)进行修正, 可得

$$I_{\text{bad-deep}}(A) = \text{cond}_2(A) = \sigma_{\max} / \sigma_{\min}. \quad (14)$$

从而得到衡量配置矩阵病态程度, 即反映控制指令扰动产生突变解的可能程度量化指标.

3.3 算例分析

由式(14)计算前面的例 1, $\sigma_{\max} = 30.2887$, $\sigma_{\min} = 0.0102$, 数量级上相差 3 个数量级. 计算病态度得 $I_{\text{bad-deep}}(A) = 2.97 \times 10^3$, 数值很大, 从而解释了例 1 中矩阵方程在控制指令微小扰动下, 解变化明显的缘故.

可见, 本文提出的 $I_{\text{bad-deep}}(A)$ 作为衡量配置矩阵抗控制指令小扰动的性能指标, 能很好地反映配置矩阵 A 的病态程度.

4 羽流扰动评价

4.1 问题及指标的提出

反推力器在进入稠密大气层时, 将不能视为理想模型, 需考虑羽流的干扰, 因此, 本文分析配置矩阵相对于羽流的抗干扰能力.

由文献[14]可知, 反推力的推力值应改写为

$$F = F_c + F_i = K_F F_c. \quad (15)$$

其中: F_c 为控制力, F_i 为干扰力增量, K_F 为干扰放大因子. 式(15)可表示为

$$K_F = (F_c + F_i) / F_c = 1 + F_i / F_c = 1 + \Delta. \quad (16)$$

K_F 与喷流的位置、角度和飞行器的速度、高度、攻角等都有关系, 可通过风动实验进行模拟获得.

K_F 直接影响反推力器的推力值, 即影响力矩值, 因此配置矩阵将会改变. 设反推力器的原配置矩阵为 $A \in R^{n \times m} (m > n)$, 即

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & \cdots & a_{1m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{n1} & \cdots & a_{nm} \end{bmatrix}, \quad (17)$$

则在有羽流影响的情况下, 式(17)可改写为

$$A_{\text{new}} = \begin{bmatrix} K_{F11} a_{11} & \cdots & K_{F1m} a_{1m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ K_{Fn1} a_{n1} & \cdots & K_{Fnm} a_{nm} \end{bmatrix} = A + \Delta A.$$

即羽流的影响可以视为在原来配置矩阵 A 的基础上加上扰动阵 ΔA . 于是在配置矩阵行满秩, 即 A 完整配置的情况下, 增加扰动 ΔA 后的新矩阵 A_{new} 的秩

有可能下降,变成不完整的配置,无法完成原来设定的再入飞行任务.如果原来的配置矩阵能够实现三维姿态控制,则羽流扰动使其配置阵秩下降,由三维变为二维.

本文关注的是多大的羽流扰动是原配置矩阵所能够承受的.为衡量这一能力,提出了“羽流抗扰度”的概念.羽流抗扰度越大,所能承受的干扰越大,反之越小.

4.2 指标量化的实现

为了得到羽流抗扰度的量化值 I_{Plume} ,引入如下定理:

定理 1^[13] 令 $A \in C^{n \times m}$ ($m > n$) 的奇异值为 $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_n \geq 0$, 则

$$\sigma_k = \min_{E \in C^{n \times m}} \{ \|E\|_F : \text{rank}(A + E) \leq k - 1 \},$$

$$k = 1, 2, \dots, n, \quad (18)$$

且存在一个满足

$$\|E_k\|_F = \sqrt{\sigma_{E_{k1}}^2 + \sigma_{E_{k2}}^2 + \dots + \sigma_{E_{kn}}^2} = \sigma_k \quad (19)$$

的误差矩阵 E_k , 使得

$$\text{rank}(A + E_k) = k - 1, \quad k = 1, 2, \dots, n. \quad (20)$$

定理 1 表明, 奇异值与使得原矩阵 A 的秩减小 1 的误差矩阵 E_k 的 Frobenius 范数相等.

如果配置矩阵 $A \in C^{n \times m}$ ($m > n$) 完整且行满秩, 则有 $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \dots \geq \sigma_n > 0$. 根据定理 1, 如果将误差矩阵 E_k 视为配置矩阵 A 的羽流扰动矩阵 ΔA , 则 ΔA 使得配置矩阵的秩至少减小 1, 配置矩阵将不完整. 令 A 的最小奇异值为 $\sigma_{\min}(A) = \sigma_n$, 在式 (18) 中取 $k = n$, 则有

$$\sigma_n = \min_{\Delta A \in C^{n \times m}} \{ \|\Delta A\|_F : \text{rank}(A + \Delta A) \leq n - 1 \} = \sigma_{\min}(A). \quad (21)$$

因此可得结论: 对于完整配置矩阵 A , 使其秩至少减小 1 的所有羽流扰动阵 Frobenius 范数的最小值是 A 的最小奇异值. 即在 A 完整配置的情况下, 如果羽流扰动矩阵 ΔA 的 Frobenius 范数比 $\sigma_{\min}(A)$ 小, 则加入羽流扰动矩阵的新配置矩阵 A_{new} 也是完整的.

从上述结论可以看出, $\sigma_{\min}(A)$ 在一定程度上可以反映完整配置阵 A 变成不完整配置所能承受的羽流干扰程度. 故取羽流抗扰度的量化值 I_{Plume} 为

$$I_{\text{Plume}} = \sigma_{\min}(A). \quad (22)$$

I_{Plume} 值越大, 使配置矩阵变为不完整的羽流扰动的最小奇异值就越大, 其抗羽流干扰能力也越强.

4.3 算例分析

设再入飞行器作三维姿态控制, 配有两套反推力器系统, 每套系统有 4 个推力器. 系统 1 和系统 2 的

推力器配置矩阵 A_1 和 A_2 分别为

$$A_1 = \begin{bmatrix} -387 & -387 & 387 & 387 \\ 305 & -305 & 305 & -305 \\ 55 & -55 & -55 & 55 \end{bmatrix},$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} -350 & -350 & 350 & 350 \\ 250 & -250 & 250 & -250 \\ 150 & -150 & -150 & 150 \end{bmatrix}.$$

计算它们的羽流抗扰度分别为

$$I_{\text{Plume}}(A_1) = \sigma_{\min}(A_1) = 110, \quad (23)$$

$$I_{\text{Plume}}(A_2) = \sigma_{\min}(A_2) = 300. \quad (24)$$

现假设存在羽流影响, 羽流引起的干扰矩阵为

$$\Delta A = \begin{bmatrix} -13 & -13 & 13 & 13 \\ 95 & -95 & 95 & -95 \\ -55 & 55 & 55 & -55 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

计算它的 Frobenius 范数得 $\|\Delta A\|_F = 221.0792$, 即有 $\|\Delta A\|_F > I_{\text{Plume}}(A_1)$, $\|\Delta A\|_F < I_{\text{Plume}}(A_2)$. A_1 和 A_2 分别叠加羽流干扰矩阵后的新矩阵 $A_{1\text{new}}$ 和 $A_{2\text{new}}$ 分别为

$$A_{1\text{new}} = \begin{bmatrix} -400 & -400 & 400 & 400 \\ 400 & -400 & 400 & -400 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_{2\text{new}} = \begin{bmatrix} -363 & -363 & 363 & 363 \\ 345 & -345 & 345 & -345 \\ 95 & -95 & -95 & 95 \end{bmatrix}.$$

可以看出, 羽流干扰矩阵的 Frobenius 范数 $\|\Delta A\|_F$ 比 A_1 的羽流抗扰度大, 叠加矩阵 $A_{1\text{new}}$ 的秩减小了 1, 系统 1 变为非完整配置, 已无法完成三维的姿态控制任务; 而 $\|\Delta A\|_F$ 比 A_2 的羽流抗扰度小, 故其干扰不足以使 A_2 的秩减小, 即 $A_{2\text{new}}$ 仍为完整配置. 可见, 羽流抗扰度 I_{Plume} 形象地反映了配置矩阵对羽流干扰的抵抗能力.

5 结 论

本文针对再入飞行复杂反推力器配置的控制性能, 提出了新的分析方法. 针对控制指令分布密度不均匀的特点, 提出了任务可行度分析法, 能够评价出与控制指令重合度最好的反推力器配置, 以便增加该组配置的可靠度; 针对控制指令扰动存在产生突变解的可能, 矩阵病态度分析法能够提前作出判断, 避免这种配置的出现; 羽流抗扰度分析法, 在一定程度上反映了配置矩阵抵抗羽流等外界干扰的鲁棒性. 三者都在不同层面上反映了不同配置控制能力的强弱, 对不同反推力器配置的性能比较和方案的选择以及配置的进一步优化具有一定的理论指导意义和工程应用价值.

参考文献(References)

- [1] Doman D B, Gamble B J, Ngo A D. Quantized control allocation of reaction control jets and aerodynamic control surfaces[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 13-24.
- [2] 张兵, 吴宏鑫. 单向执行器系统配置的完整性[J]. *自动化学报*, 2000, 26(3): 392-395.
(Zhang B, Wu H X. Complete configuration of unidirectional actuator system[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2000, 26(3): 392-395.)
- [3] Peter J W. Minimum control authority plot: A tool for designing thruster systems[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(5): 998-1006.
- [4] Crawford B S. Configuration design and efficient operation of redundant multi-jet systems[C]. *Proc of AIAA Guidance Control and Flight Mechanics Conf.* Princeton: AIAA Press, 1969.
- [5] 张兵. 反应作用控制系统容错控制方法研究及应用[D]. 北京: 中国空间技术研究院, 1998: 42-51.
(Zhang B. Study on the fault-tolerant control method for the reaction control system[D]. Beijing: Doctoral Dissertation of China Academy of Space Technology, 1998: 42-51.)
- [6] Ankersen F, Wu S F. Optimization of spacecraft thruster management function[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2005, 28(6): 1283-1290.
- [7] Pablo A S. Control allocation for gimbaled/fixed thrusters[J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(3/4): 587-594.
- [8] Jin H P, Wiktor P, DeBra D B. An optimal thruster configuration design and evaluation for quick step[J]. *Control Engineering Practice*, 1995, 3(8): 1113-1118.
- [9] Hwang T W. Upper-stage launch vehicle servo controller design considering optimal thruster configuration[C]. *Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit.* Austin: AIAA Press, 2003.
- [10] Bard S C. Configuration design and efficient operation of redundant multi-jet systems[C]. *Proc of AIAA Guidance Control and Flight Mechanics Conf.* Princeton: AIAA Press, 1969.
- [11] Pablo A S, Ricardo S S P. Thruster design for position/attitude control of spacecraft[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(4): 1172-1179.
- [12] 张兵, 吴宏鑫. 单向执行器系统配置的完整性[J]. *控制工程*, 1998, 1(4): 6-13.
(Zhang B, Wu H X. Complete configuration of unidirectional actuator system[J]. *Control Engineering of China*, 1998, 1(4): 6-13.)
- [13] 张贤达. 矩阵分析与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
(Zhang X D. Matrix analysis and application[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004.)
- [14] Richard H S. Control allocation for the next generation of entry vehicle[C]. *Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit.* Monterey: AIAA Press, 2002.
- [15] 郭峰. 升力体式飞行器再入轨迹的快速规划方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学卫星技术研究所, 2008.
(Guo F. The research on fast route planning of lift body-type vehicle for reentry segment[D]. Harbin: Research Center of Satellite Technology, Master Dissertation of Harbin Institute of Technology, 2008.)

(责任编辑: 李君玲)