一种考虑交叉耦合效应的飞翼布局飞机控制分配方法

徐明兴[1]，祝小平[2]，周洲[1]，王怿[1]，张波[1]

(1.西北工业大学 无人机特种技术重点实验室，陕西 西安 710072；2.西北工业大学 无人机所，陕西 西安 710072)

摘 要: 大展弦比飞翼布局飞机采用开裂式方向舵进行航向与阻力控制，开裂式方向舵大张角情况下与临近舵面间存在舵效的交叉耦合。交叉耦合力矩非线性特性突出，采用基于线性模型的控制分配方法会产生一定的分配误差。序列线性规划法可以解决考虑交叉耦合效应的分配问题，但对耦合力矩数学形式要求严格且求解需进行多次线性规划，实时性较差。给出了一种基于补偿的线性规划法，该方法的用舵量要大于序列线性规划法，但实时性要明显好于序列线性规划法且对交叉耦合力矩的数学形式没有固定要求。

关 键 词: 飞翼布局飞机; 开裂式方向舵; 交叉耦合; 控制分配; 序列线性规划

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-2758(2014)01-0069-06

一个舵面对另一个舵面的影响称为交叉耦合效应，常规布局飞机一般具有升降舵、副翼和方向舵 3 组操纵面，3 组操纵面之间交叉耦合效应不大。基于气动布局、隐身设计及安全飞行的考虑，大展弦比飞翼布局飞机一般采用多个操纵面冗余配置的布局方式。多操纵面冗余配置带来了操纵面数量多于需要的操纵舵面和舵面操纵功能不明确的问题[1-2]。多个舵面冗余布局使交叉耦合效应影响变大，为了提高控制指令的分配精度，在控制分配算法中考虑交叉耦合效应十分必要。

解决考虑交叉耦合效应的控制分配问题比较直接的方法是将舵效拟合成非线性函数，采用非线性规划方法直接对舵偏量进行规划。非线性规划法采用迭代的求解形式，计算量非常大，算法实时性很差，难以满足飞控系统对控制分配算法的实时性要求。文献[3]将考虑交叉耦合效应的非线性规划问题转化为序列线性规划问题进行求解，降低了计算量，提高了算法实时性。文献[4]将非线性规划的可行解集合用有限个多胞形取代，在多胞形上极小化了目标函数。但上述算法要求交叉耦合力矩必须拟合成双线性形式且求解须进行多次数学规划，算法实时性仍然较差。

本文针对大展弦比飞翼布局飞机存在的舵效交叉耦合问题，使用序列线性规划方法和基于补偿的线性规划法研究控制分配问题，并对 2 种算法的分配结果以及算法的计算量进行了对比分析。结果表明，基于补偿的线性规划法的实时性要明显好于序列线性规划法且对交叉耦合力矩的数学形式没有固定要求。

1 开裂式方向舵交叉耦合效应分析

本文所研究的大展弦比飞翼布局飞机采用了开裂式方向舵进行航向控制，开裂式方向舵的张角较大会对周围舵面产生干扰，这种交叉耦合效应会对操纵力矩造成较大影响。

该飞翼布局飞机配置多个操纵面，左右各有 4 个舵面，其中最外面的是开裂式方向舵，舵面布置如图 1 所示。将左右舵面分别定义为 δ_{l1}、δ_{l2}、δ_{l3}、δ_{l4} 和 δ_{r1}、δ_{r2}、δ_{r3}、δ_{r4}。除开裂式方向舵外，其他舵面统一规定向下偏转为正。

飞翼布局飞机舵面之间的交叉耦合主要体现在开裂式方向舵与相邻舵面之间。以左侧开裂式方向舵为例对交叉耦合的影响进行简要分析，对比考虑

收稿日期: 2013-04-18 基金项目: 国家自然科学基金(11302178)与西北工业大学基础研究基金(JCT20130110)资助
作者简介: 徐明兴(1986—)，西北工业大学博士研究生，主要从事飞行器飞行动力学、制导与控制的研究。

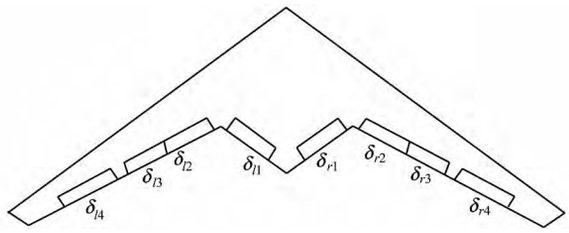


图1 飞翼布局飞机舵面布置示意图

交叉耦合影响前后，开裂式方向舵与临近升降副翼产生的总操纵力矩系数。图2~图4为某状态点下，开裂式方向舵偏转20°和90°时，开裂式方向舵与临近升降副翼产生的总的滚转、俯仰和偏航操纵力矩系数。

由图2~图4分析可知，交叉耦合效应随着开裂式方向舵舵偏量增大而逐渐增大。交叉耦合效应对滚转和俯仰操纵力矩影响较大，对偏航操纵力矩影响非常小，基本可以忽略。交叉耦合效应会降低升降副翼的滚转和俯仰操纵效能，但对开裂式方向舵的偏航操纵效能影响不大。由于交叉耦合的影响，基于线性模型的控制分配[5-7]结果会产生一定的误差。为提高分配精度，有必要在控制分配算法中考虑交叉耦合的影响。

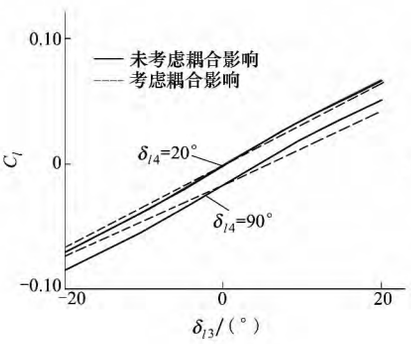


图2 考虑耦合前后的滚转操纵力矩系数对比

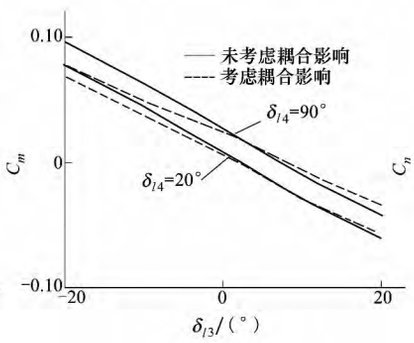


图3 考虑耦合前后的俯仰操纵力矩系数对比

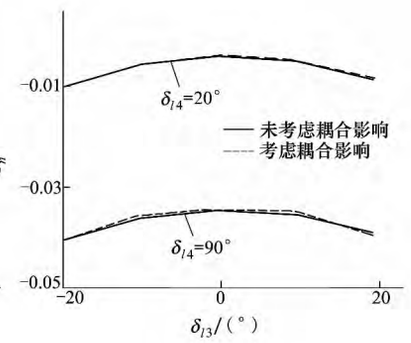


图4 考虑耦合前后的偏航操纵力矩系数对比

2 基于线性模型的控制分配方法

控制分配问题是指如何将控制律给出的期望控制指令分配给冗余的操纵面，并使某些特定指标达到最优。飞控系统中，期望控制指令一般为三个轴上的操纵力矩。仅考虑操纵面的位置约束，假定操纵面舵偏与操纵力矩之间为线性关系，则线性控制分配问题的数学描述如下[8]

$$\begin{cases} \boldsymbol{Bu} = \boldsymbol{M}_d \\ \underline{\boldsymbol{u}} \leqslant \boldsymbol{u} \leqslant \bar{\boldsymbol{u}} \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{B} \in \mathbf{R}^{m\times n}$为控制效率矩阵；$M_d$为期望操纵指令；$\bar{u}$和$\underline{u}$分别为舵偏量的上下限。

选用1范数对分配解的优良性进行度量，得到误差目标最小的控制分配问题如下：

$$\begin{cases} \min J = \| \boldsymbol{Bu} - \boldsymbol{M}_d \|_1 \\ \text{s.t.} \quad \underline{\boldsymbol{u}} \leqslant \boldsymbol{u} \leqslant \bar{\boldsymbol{u}} \end{cases} \tag{2}$$

增加控制量1范数最小为次要目标得到混合目标优化问题

$$\begin{cases} \min J = w \| \boldsymbol{Bu} - \boldsymbol{M}_d \|_1 + \| \boldsymbol{u} - \boldsymbol{u}_p \|_1 \\ \text{s.t.} \quad \underline{\boldsymbol{u}} \leqslant \boldsymbol{u} \leqslant \bar{\boldsymbol{u}} \end{cases} \tag{3}$$

式中：u_p是基准的舵偏量；w为误差最小目标的权重调节系数，增大w可以提高误差最小目标的优先性，一般情况下，$w \gg 1$。可以将上述控制分配问题转化为标准线性规划问题，方便地利用已有的线性规划算法，例如单纯形法和大M法等[9-10]。

3 考虑交叉耦合效应的控制分配

3.1 序列线性规划法

对开裂式方向舵的交叉耦合非线性特性进行分析可知，操纵力矩中除了包含舵面自身偏转所产生的力矩之外，还包含由于交叉耦合效应产生的操纵力矩。以滚转操纵力矩为例，滚转操纵力矩为8个舵面单独偏转产生的操纵力矩与开裂式方向舵产生的交叉耦合力矩之和。

$$\boldsymbol{C}_l = \boldsymbol{C}_l(\delta_{l1}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{l2}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{l3}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{l4}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{r1}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{r2}) + C_l(\delta_{r3}) + C_l(\delta_{r4}) +$$

$$\boldsymbol{C}_l(\delta_{l3},\delta_{l4}) + \boldsymbol{C}_l(\delta_{r3},\delta_{r4}) \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{C}_l$ 表示滚转操纵力矩; $\boldsymbol{C}_l(\delta_i)$ 表示各个舵面单独偏转产生的滚转操纵力矩; $\boldsymbol{C}(\delta_{l3},\delta_{l4})$ 和 $\boldsymbol{C}(\delta_{r3},\delta_{r4})$ 分别表示左右两侧开裂式方向舵的交叉耦合效应产生的滚转力矩。

交叉耦合力矩是不可分离的非线性项，传统的线性控制分配方法无法解决包含交叉耦合的分配问题。在有些情况下，可以将交叉耦合力矩表示成双线性形式，例如

$$\boldsymbol{C}_l(\delta_{l3},\delta_{l4}) = \frac{\partial^2 \boldsymbol{C}_l}{\partial\delta_{l3}\partial\delta_{l4}}\delta_{l3}\delta_{l4} \tag{5}$$

此时，操纵力矩系数与舵偏的关系可以表示成如下形式

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_l\\ \boldsymbol{C}_m\\ \boldsymbol{C}_n\end{bmatrix} = \boldsymbol{B}\boldsymbol{\delta} + \frac{1}{2}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_l\boldsymbol{\delta}\\ \boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_m\boldsymbol{\delta}\\ \boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_n\boldsymbol{\delta}\end{bmatrix} \tag{6}$$

式中: $\boldsymbol{Q}_l$、$\boldsymbol{Q}_m$ 和 $\boldsymbol{Q}_n$ 为交叉耦合系数矩阵，对一个 n 维控制向量来说，$\boldsymbol{Q}_l$ 的具体形式如下:

$$\boldsymbol{Q}_l = \begin{bmatrix}\dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_1^2} & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_1\delta_2} & \cdots & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_1\delta_n}\\ \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_2\delta_1} & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_2^2} & \cdots & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_n\delta_1}\\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots\\ \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_n\delta_1} & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_n\delta_2} & \cdots & \dfrac{\partial^2 C_l}{\partial\delta_n^2}\end{bmatrix}$$

类似地，可以得到 $\boldsymbol{Q}_m$ 和 $\boldsymbol{Q}_n$。对本文研究的大展弦比飞翼布局飞机，$\boldsymbol{Q}_l$、$\boldsymbol{Q}_m$ 和 $\boldsymbol{Q}_n$ 中不存在交叉耦合效应的舵面对应的元素均为零。简便起见，定义

$$\boldsymbol{A}(\delta) = \boldsymbol{B} + \frac{1}{2}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_l\\ \boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_m\\ \boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_n\end{bmatrix} \tag{7}$$

给定考虑交叉耦合的混合目标最优分配问题

$$\begin{cases}\min J = w\,\|\boldsymbol{A}(\boldsymbol{\delta})\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{M}_d\|_1 + \|\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_p\|_1\\ \text{s.t.}\quad \underline{\boldsymbol{\delta}} \leqslant \boldsymbol{\delta} \leqslant \overline{\boldsymbol{\delta}}\end{cases} \tag{8}$$

上述混合目标最优问题本质上是一个非线性规划问题，为了简化处理问题，可将非线性规划问题转化为一个序列线性规划问题。序列线性规划方法求解非线性规划的基本原理是将凸规划的可行解集合用有限个半空间来近似，并求解一系列不断改进的线性规划，它们的最优解收敛于原凸规划的最优解[11]。

已知第 k 步序列线性规划问题的解为 δ_k，则第 $k+1$ 步序列线性规划问题的目标函数为

$$\min J = [0\cdots 0 \quad w\cdots w \quad 1\cdots 1]\begin{bmatrix}\delta_{k+1}\\ u_{s1}\\ u_{s2}\end{bmatrix} \tag{9}$$

不等式约束为

$$\begin{bmatrix}u_{s1}\\ u_{s2}\\ -\delta_{k+1}\\ \delta_{k+1}\\ -A(\delta_k)\delta_{k+1} + u_{s1}\\ A(\delta_k)\delta_{k+1} + u_{s1}\\ \delta_{k+1} - u_{s2}\\ -\delta_{k+1} - u_{s2}\end{bmatrix} \geqslant \begin{bmatrix}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0}\\ -\overline{\boldsymbol{\delta}}\\ \boldsymbol{\delta}\\ -\boldsymbol{M}_d\\ \boldsymbol{M}_d\\ \boldsymbol{\delta}_p\\ -\boldsymbol{\delta}_p\end{bmatrix} \tag{10}$$

序列线性规划法的截止条件为

$$\frac{|\delta_{k+1} - \delta_k|}{|\delta_k|} \leqslant T_{ol} \tag{11}$$

式中: T_{ol} 为容许误差限。

为了使序列规划法的收敛速度更快，可行解的初始值 δ_0 的选择很重要，δ_0 可由以下混合目标优化问题给出

$$\begin{cases}\min J = w\,\|\boldsymbol{B}\boldsymbol{\delta}_0 - \boldsymbol{M}_d\|_1 + \|\boldsymbol{\delta}_0 - \boldsymbol{\delta}_p\|_1\\ \text{s.t.}\quad \underline{\boldsymbol{\delta}} \leqslant \boldsymbol{\delta}_0 \leqslant \overline{\boldsymbol{\delta}}\end{cases} \tag{12}$$

3.2　基于补偿的线性规划法

使用序列规划法可以有效解决考虑交叉耦合效应的控制分配问题，但序列线性规划法本质上仍是非线性规划方法，计算量较大。而且序列线性规划法要求交叉耦合力矩可以拟合成双线性形式，这限制了其应用范围。本文研究对象大展弦比飞翼飞机中，存在交叉耦合的只是部分舵面，考虑使用不存在耦合的舵面来补偿交叉耦合力矩。

将 $\boldsymbol{\delta}$ 分组为

$$\boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\delta}_2^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \tag{13}$$

式中: δ_1 为不存在舵效交叉耦合的舵偏量，δ_2 为存在交叉耦合的舵偏量。对应地，将控制效率分块为

$$\boldsymbol{B} = [\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2] \tag{14}$$

操纵面产生的操纵力矩为

$$\boldsymbol{M}_c(\boldsymbol{\delta}_1,\boldsymbol{\delta}_2) = \boldsymbol{B}_1\boldsymbol{\delta}_1 + \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{\delta}_2 + \Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{\delta}_2) \tag{15}$$

式中: $\Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{\delta}_2)$ 为交叉耦合力矩。

给定操纵力矩指令 $\boldsymbol{M}_d$，令

$$\begin{cases}\boldsymbol{B}_1\boldsymbol{\delta}_1 + \boldsymbol{B}_2\boldsymbol{\delta}_2 = \boldsymbol{M}_d\\ \boldsymbol{B}_1\Delta\boldsymbol{\delta}_1 = -\Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{\delta}_2)\end{cases} \tag{16}$$

将(16)式代入(15)式,可得

$$\boldsymbol{M}_c(\boldsymbol{\delta}_1 + \Delta\boldsymbol{\delta}_1, \boldsymbol{\delta}_2) = \boldsymbol{M}_d \tag{17}$$

由(17)式可知,$\boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}} + \Delta\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{\delta}_2^{\mathrm{T}}]$ 为考虑交叉耦合效应控制分配问题的一个可行解。基于补偿的线性规划法求解控制分配问题的具体步骤如下:

Step1 求解如下混合目标优化问题

$$\begin{cases} \min J = w \| \boldsymbol{B}\boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{M}_d \|_1 + \| \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\delta}_p \|_1 \\ \text{s.t.} \quad \underline{\boldsymbol{\delta}} \leqslant \boldsymbol{\delta} \leqslant \bar{\boldsymbol{\delta}} \end{cases} \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{\delta}_2^{\mathrm{T}}]$,$\boldsymbol{B} = [B_1, B_2]$。

Step2 求解如下混合目标优化问题

$$\begin{cases} \min J = w \| \boldsymbol{B}_2\Delta\boldsymbol{\delta}_1 + \Delta\boldsymbol{C}(\boldsymbol{\delta}_2) \|_1 + \| \Delta\boldsymbol{\delta}_1 \|_1 \\ \text{s.t.} \quad \underline{\boldsymbol{\delta}}_1 - \boldsymbol{\delta}_1 \leqslant \Delta\boldsymbol{\delta}_1 \leqslant \bar{\boldsymbol{\delta}}_1 - \boldsymbol{\delta}_1 \end{cases} \tag{19}$$

Step3 得到控制分配问题的解

$$\boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}} + \Delta\boldsymbol{\delta}_1^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{\delta}_2^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

Step1 和 Step2 中的混合目标优化问题均可以方便地转化为标准线性规划问题,具体过程不再详述。由以上推导过程可知,基于补偿的线性规划法相比序列线性规划法有2个重要特点:①基于补偿的线性规划法对交叉耦合力矩的数学形式没有固定要求;②基于补偿的线性规划法只需进行2次线性规划,序列线性规划法的线性规划次数 n 不固定,但是 $n \geqslant 2$。

4 仿真分析

使用3种方法对考虑交叉耦合效应的控制分配问题进行研究,第一种方法为不考虑交叉耦合影响,基于线性模型的混合目标最优分配;第二种方法为序列线性规划法;第三种方法为基于补偿的线性规划法。舵效模型见(9)式,由于偏航方向交叉耦合力矩非常小,取 $\boldsymbol{Q}_n = \boldsymbol{0}$。开裂式方向舵位置约束为[0°,90°],其它舵面均为[-20°,20°]。将以上3种方法得到的结果与指令进行对比,图5和图6分别为滚转、俯仰操纵力矩系数指令与分配结果的对比图。图7为使用序列线性规划法和基于补偿的线性规划法的分配舵偏的1范数对比图。

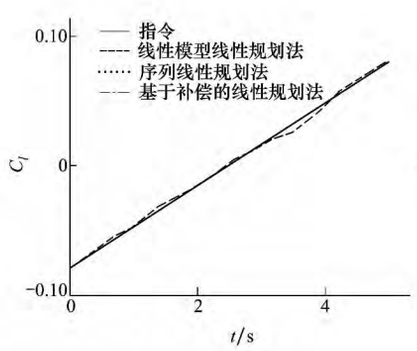


图5 滚转力矩系数指令结果对比

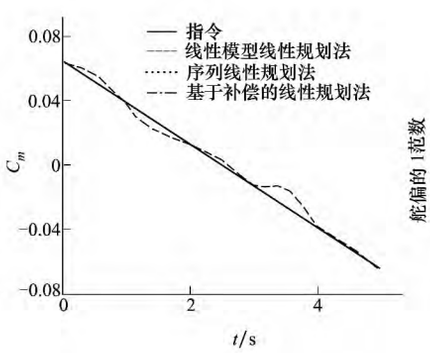


图6 俯仰力矩系数指令结果对比

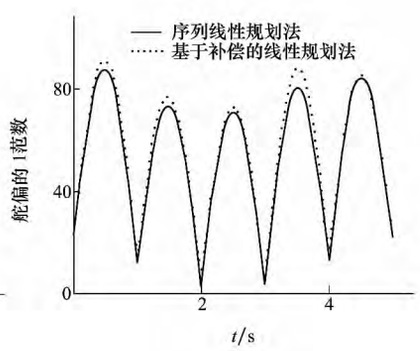


图7 舵偏的1范数对比

对图5~图7分析可知,基于线性模型的控制分配方法,由于未考虑交叉耦合影响,分配结果存在一定的误差。序列线性规划法和基于补偿的线性规划法可以精确地对指令进行分配,分配结果基本没有误差。基于补偿的线性规划法对耦合进行了补偿,破坏了舵偏量最小的最优性,因而基于补偿的线性规划法的用舵量要大于序列线性规划法。

对上述第二、三种方法的单次指令分配计算时间与所进行的标准线性规划次数进行统计。统计点共500个,计算程序使用 Matlab 语言编写,计算时间使用 tic/toc 函数给出。表1与表2分别为标准线性规划次数与计算时间的统计结果。

表1 标准线性规划次数统计

方法	最大次数	平均次数
序列线性规划法	6	4.8
基于补偿的线性规划法	2	2

表2 计算时间统计

方法	最大时间/ms	平均时间/ms
序列线性规划法	122.7	81.1
基于补偿的线性规划法	59.2	32.8

由表1、表2可知,基于补偿的线性规划法的计

算时间的最大值与平均值均小于序列线性规划法的50%。序列线性规划法平均需进行 4.8 次标准线性规划，而基于补偿的线性规划法只需固定 2 次标准线性规划。基于补偿的线性规划法的实时性要明显好于序列线性规划法。

5 结　论

1) 大展弦比飞翼布局飞机上采用的开裂式方向舵与临近舵面之间存在交叉耦合影响，控制分配算法中未考虑耦合效应会使分配结果产生一定误差;

2) 序列线性规划法和基于补偿的线性规划法可以解决考虑交叉耦合效应的控制分配问题，指令分配结果精确;

3) 基于补偿的线性规划法的用舵量要大于序列线性规划法，但基于补偿的线性规划法的实时性要明显好于序列线性规划法且对交叉耦合力矩的数学形式没有固定要求。

参考文献:

[1] 王磊，王立新，贾重任. 多操纵面飞翼布局作战飞机的控制分配方法 [J]. 航空学报，2009，32(4)：571-579
Wang Lei，Wang Lixin，Jia Zhongren. Control Allocation Method for Combat Flying Wing with Multiple Control Surfaces [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2011，32(4)：571-579 (in Chinese)

[2] 王睿，祝小平，周洲，王鹏. 阻力方向舵在飞翼式高空长航时无人机中的应用 [J]. 西北工业大学学报，2008，26(5)：673-677
Wang Rui，Zhu Xiaoping，Zhou Zhou，Wang Peng. Exploring Utilization of Drag Rudder in Stability and Control of Flying Wing High Altitude Long Endurance (HALE) UAV [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University，2008，26(5)：673-677 (in Chinese)

[3] Oppenheimer M W，Doman D B. A Method for Including Control Effector Interactions in the Control Allocation Problem [J]. AIAA Guidance，Navigation and Control Conference，2007

[4] 马建军. 过驱动系统控制分配理论及其应用 [D]. 长沙: 国防科技大学，2009
Ma Jianjun. Research and Application of Control Allocation Theory for Overactuated Systems [D]. Changsha: National University of Defense Technology，2009 (in Chinese)

[5] Durham W C. Constrained Control Allocation [J]. AIAA Journal of Guidance，Control and Dynamics，1993，16(4)：717-725

[6] 李卫琪，魏晨，陈宗基. 受限控制直接分配新算法 [J]. 北京航空航天大学学报，2005，31(11)：1177-1180
Li Weiqi，Wei Chen，Chen Zongji. New Algorithm for Constrained Control Direct Allocation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2005，31(11)：1177-1180 (in Chinese)

[7] Bodson M. Evaluation of Optimization Methods for Control Allocation [J]. AIAA Journal of Guidance，Control and Dynamics，2002，25(4)：703-711

[8] Buffington J M. Tailless Aircraft Control Allocation [C] //AIAA Guidance Navigation and Control Conference，1997

[9] 张干宗. 线性规划 [M]. 武汉: 武汉大学出版社，2004
Zhang Ganzong. Linear Programming [M]. Wuhan: Wuhan University Press，2004 (in Chinese)

[10] 曹卫华，郭正. 最优化技术方法及 MATLAB 的实现 [M]. 北京: 化学工业出版社，2005
Cao Weihua，Guo Zheng. Optimize Technology and MATLAB [M]. Beijing: Chemical Industry Press，2005 (in Chinese)

[11] Chalermkraivuth K C. Sequential-Linear-Programming Alogirithm to Optimize Portfolios [J]. Interfaces，2005，35(5)：370-380

A Control Allocation Method for Flying Wing Aircraft with Control Effector Interactions Considered

Xu Mingxing[1], Zhu Xiaoping[2], Zhou Zhou[1], Wang Yi[1], Zhang Bo[1]

(1.Science and Technology on UAV Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi´an 710072, China
2.UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi´an 710072, China)

Abstract: For flying wing aircraft with large ratio, split-rudder is used for pitch and drag control; this leads to the occurrence of control effector interactions between the split-rudder and adjacent control surface. As the nonlinear characteristics of interaction moment is prominent, control allocation methods based on linear model produce a certain error. Sequential linear programming can solve the problem of considering the control interactions, but its performance highly relies on the mathematical form of interaction moment and the solving process requiring multiple linear programming may lead to a poor real-time performance. In this paper, a method based on compensation and linear programming is given. This method needs a greater control input, but real-time performance is significantly better than Sequential linear programming, and the mathematical form of interaction moment is relaxed.

Key words: aircraft, attitude control, control surfaces, errors, linear programming, matrix algebra, MATLAB, rudders; control allocation, control effector interactions, flying wing aircraft, sequential linear programming, split-rudder

频繁出现的 Ei 主题词也是一个大学学术实力的反映

本简讯摘自西北工业大学学报参考资料 2014-01 期(总 1158 期),第一作者为徐滨,摘录内容如下:

我们曾经阐述过科学论文中 21 世纪出现的 Ei 主题词是反映一个大学科研是否跟得上世界科技发展主流的一个重要标志,这并不是说 20 世纪出现的 Ei 主题词无关重要。事实上频繁出现的普通 Ei 主题词也是一个大学的科研实力的重要象征。例如 algorithms, computer simulation 等这些普通 Ei 主题词。反之 21 世纪的 Ei 主题词在科研论文中出现次数多少也是大学科研实力的反映,出现次数很少的并不重要。

因此我们以后编印的《西北工业大学的 Ei 主题词集》会突出出现次数很多的普通 Ei 主题词和次数较多的 21 世纪的 Ei 主题词。

胡沛泉

2014 年 1 月