

## 考虑功率约束的控制分配方法

高飞<sup>1</sup> 慕春棣<sup>1</sup> 朱纪洪<sup>2</sup>

(1. 清华大学自动化系, 北京, 100084; 2. 清华大学计算机科学与技术系, 北京, 100084)

**摘要:**根据飞机作动系统的工作原理, 针对液压源能量有限的现状, 提出作动系统的功率约束条件。同时考虑操纵面的物理约束, 提出了功率受限的操纵面控制分配问题, 并给出相应的解决方案。功率受限的操纵面控制分配方法将控制律设计与操纵面任务分配分割为两个模块独立运行, 以动态逆控制律为基础, 建立控制指令和操纵面间的动态映射关系, 考虑操纵面的物理约束并以功率最小作为优化指标, 将控制分配问题转化为一个二次规划问题, 通过数值求解实现控制系统功率受限下的控制分配。仿真结果表明, 考虑功率约束的控制分配方法, 可以在系统满足一定稳定性及飞行品质要求的前提下, 分配和管理多个冗余操纵面达到指令要求, 同时实现系统消耗总功率最小, 保证了作动系统的稳定性与安全性。

**关键词:**控制分配; 作动器约束; 功率最优化; 二次规划; 动态逆

**中图分类号:** TP29; V249 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2012)02-0178-06

## Control Allocation Under Power Constraints

Gao Fei<sup>1</sup>, Mu Chundi<sup>1</sup>, Zhu Jihong<sup>2</sup>

(1. Department of Automation, Tsinghua University, Beijing, 100084, China;

2. Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing, 100084, China)

**Abstract:** A control method dealing with allocation problem under both the constraint of actuator system and restricted power situation of hydraulic resources is presented. The control system is divided into control law and control allocation. The former one is based on dynamic inverse law to track the command given to the whole control system. The latter one, aiming at allocating the control efforts between actuators, makes use of mapping from torque variables as output of control law to command given to each actuator or control surface. In this allocation method, the problem is formulated with quadratic programming as a minimal power optimization problem considering position or rate limits of actuators. This kind of numerical method can give a convergence result when allocation is feasible. The experimental result shows that this control allocation method can reach the desired command even with the limitation of actuators, and make the power consume to be minimum, thus guaranteeing the stability and safety of actuator system.

**Key words:** control allocation; actuator constraints; minimal power optimization; quadratic programming; dynamic inversion

与传统飞机相比, 现代先进布局飞机广泛采用多操纵面的配置, 具有多个可独立控制的操纵舵面, 在一定程度上构成飞机的气动冗余, 因此对于同一控制目标, 可以通过不同的操纵面组合协同实现。多操纵面飞机的这一特性, 大大增加了飞机控

制的自由度以及飞机的操纵性能, 并且为飞机的重构控制提供了可能, 可以有效提高飞机的可靠性。

与此同时, 多操纵面布局飞机对飞行控制也带来了新的挑战。由于多个操纵面之间存在耦合, 各个操纵面与控制力矩之间的非线性关系使飞机的

控制更加复杂。另外,除了满足控制系统的指令要求,如何合理地配置多组操纵面以达到更多的优化指标,也是多操纵面冗余特性带来的问题之一。因此近几年来,出现了用于管理多个操纵面分配任务以及完成相应优化目标的技术,即控制分配技术,通过综合利用多操纵面的控制冗余,达到更好的控制效果,实现更高的可靠性要求。

控制分配问题发展至今,根据分配目标和分配原则的不同,有以下几种基本的算法,如直接分配法<sup>[1]</sup>、串接链法、二次规划方法<sup>[2]</sup>等。直接分配法是通过建立操纵面偏转和期望的力矩指令之间的映射关系,在操纵面的物理约束下,求解全部可达转矩集(Attainable moment set, AMS)内的期望运动<sup>[3]</sup>。其最大的计算量来自对AMS边界的计算,文献[3-4]给出了面搜索、对边搜索以及相邻面搜索算法;串接链法采用分级的思想,将操纵面组合预先分为具有优先级的若干组,在分配过程中根据优先级使用操纵面来生成力矩,当上一组操纵面无法产生全部期望力矩时,再利用下一级操纵面组合继续实现剩余的分配任务;二次规划方法主要用于操纵面个数远远多于控制指令个数的情况,通过引入优化指标,如能量最小、阻力最小、升力最大、雷达反射特性最小等,在各种优化目标或几个目标的组合优化下,寻找满足分配要求的唯一可行解,或是近似最优的可行解。

通常来说,对于实际的飞机系统,操纵面存在一定的物理限制,包括位置限制(能量限制)与速率限制(功率限制)。文献[3]说明,在操纵面偏转角度受限的情况下,以操纵面偏转量最小、也就是能量最小作为优化目标,通过最小二乘方法<sup>[5]</sup>可以得到较好的分配解,但是,对于一个动态系统而言, $t$ 时刻的输出不但和 $t$ 时刻的输入有关,往往还和 $t-T$ 时刻的输出值有关。因此,仅根据某一时刻下飞机的状态对操纵面进行分配是不够准确的<sup>[6]</sup>。同时,在飞机的液压操纵过程中,功率限制比总能量限制更为准确和重要,因此以功率最小作为优化指标更接近实际。本文以某型飞机为对象,将操纵面的分配任务从控制律设计中独立出来,利用动态控制分配策略,实现功率受限约束下的优化分配。

## 1 飞控系统中控制分配问题的数学描述

### 1.1 飞机模型

假设飞机动态为

$$\dot{\mathbf{x}} = f_A(\mathbf{x}, \delta)$$

$$\delta = g_A(\delta, \mathbf{u}) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为飞机的状态变量; $\delta$ 为操纵面偏转位置的角度; $\mathbf{u}$ 为作动器输入量; $f_A$ 为飞机的非线性动态; $g_A$ 为作动器动态,一般为二阶响应。

一般地,作动器动态远快于飞机的动态,因此可以假设作动器的带宽无限大,即 $\delta = \mathbf{u}$ 。

操纵面的偏转可以产生俯仰、滚转以及偏航3个方向上的力矩,在某一飞行状态下,操纵面偏转角度和产生的力矩之间有确定的映射关系 $h: M = h(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ ,因此,飞机动态可以表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = f_h(\mathbf{x}, h(\mathbf{x}, \mathbf{u})) \quad (2)$$

根据飞机的状态变量,将系统动态分为快动态和慢动态,慢动态的状态变量为 $[\alpha \ \beta \ \mu]^T$ ,分别是俯仰角、侧滑角、航迹滚转角,相应的动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) + [(-L + Mg\cos\gamma\cos\mu) - T\sin\alpha]/(MV\cos\beta) \\ \dot{\beta} &= p\sin\alpha - r\cos\alpha - [T\sin\beta\cos\alpha - (Mg\cos\gamma\sin\mu + Y\cos\beta)]/(MV) \\ \dot{\mu} &= \sec\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) - (g\cos\gamma\cos\mu\tan\beta)/V + T\{[\sin\alpha(\tan\gamma\sin\mu + \tan\beta)] - \cos\alpha\tan\gamma \cdot \cos\mu\sin\beta\}/(MV) + [L(\tan\gamma\sin\mu + \tan\beta) + Y\tan\gamma\cos\mu\cos\beta]/(MV) \end{aligned}$$

快动态的状态变量为 $[p \ q \ r]^T$ ,分别是滚转角速率、俯仰角速率以及偏航角速率,相应的动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{p}I_x &= (I_y - I_z)qr + (C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\bar{p} + C_{l_r}\bar{r} + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r)QSc \\ \dot{q}I_y &= (I_z - I_x)pr + (C_{m_0} + C_{m_q}\bar{q} + C_{l_{\delta_e}}\delta_e)QSc \\ \dot{r}I_z &= (I_x - I_y)pq + (C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}\bar{p} + C_{n_r}\bar{r} + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r)QSc \end{aligned}$$

### 1.2 带控制分配的动态逆控制律设计

#### 1.2.1 控制律设计

以往采用PID控制律设计控制系统时,控制器的输出指令直接到达各个操纵面,控制律也更关心对操纵面偏转量的控制。但是在动态逆设计方法中<sup>[7]</sup>,控制律可以根据飞行员的控制指令得到3个轴向上期望产生的控制力矩,因此需要进一步计算得出各个操纵面的控制指令,即采用某种控制分配方法,实现伪指令到操纵面真实指令的配置和转换。

带有控制分配器的控制系统框图如图1所示。对于这样一类控制系统而言,控制律设计可划分为

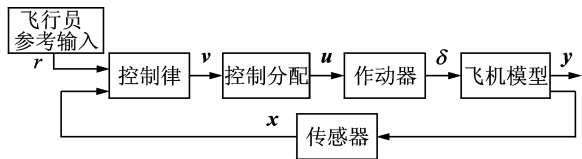


图1 带控制分配器的控制系统模型框图

两个步骤。首先,根据飞行员给定的参考指令,设计满足一定闭环性能的控制律,其输出是期望产生的控制力矩,即满足如下等式

$$k(r, x) = h(x, u)$$

其中  $r$  为飞行员的输入指令。

在这里,采用动态逆的设计方法实现飞行员指令跟踪控制。假设系统慢动态的运动学模型可以表示为一个仿射模型

$$\dot{x} = f_1(x) + g_1(x) \omega_c$$

$$x = [\alpha \quad \beta \quad \mu]^T$$

$$\omega_c = [p \quad q \quad r]^T$$

令  $\omega_c = g_1^{-1}(x)[V - f_1(x)]$ ,同时定义控制指令  $V = \dot{x}_c - K(x - x_c)$ ,其中  $x_c$  是飞行员指令,  $K$  取  $2 \times 3$ ,则快回路实现指令的跟踪,其闭环动态为

$$\dot{x} = \dot{x}_c - 2I_{3 \times 3}(x - x_c)$$

在确定了控制律后,根据参考输入可以得到期望的角加速度  $\omega_c$ ,进而可以得到与飞行员指令相对应的期望力矩

$$h(x, u) = I \omega_c = \begin{bmatrix} I_x \dot{p} \\ I_y \dot{q} \\ I_z \dot{r} \end{bmatrix}$$

其次,根据快动态的动力学模型,将力矩和操纵面偏转量写成如下仿射形式

$$h(x, u) = f_2(x) + g_2(x)u$$

其中  $u = [\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r]^T$ 。

可以看出,气动力矩包含两部分:(1)由当前飞机状态所决定的,即  $f_2(x)$ ;(2)由操纵面偏转产生的力矩分量,称为伪指令,即  $g_2(x)u = v$ 。在控制系统中,伪指令由  $k(r, x) - f_2(x)$  得到,即

$$k(r, x) - f_2(x) = g_2(x)u \quad (3)$$

进而通过控制分配技术对伪指令进行优化配置,得到各个操纵面的控制指令。

### 1.2.2 控制分配

$g_2(x)$  是操纵面偏转角度和其产生力矩之间的映射矩阵,由一系列气动系数组成,表示了在某状态点,各操纵面在 3 个轴向产生力矩的气动效率,称为效率矩阵。当  $g_2(x)$  不是满秩矩阵时,其逆矩阵  $g_2^{-1}(x)$  不存在,因此不能直接得到分配解,需

要对  $g_2(x)$  进行修正,加入小扰动量,消除奇异点。同时,由于多操纵面飞机的操纵面个数远远多于伪控制量的个数,所以式(3)的解并不唯一。因此,需要在已知效率矩阵  $g_2(x)$  的前提下,通过分配策略及算法,得到满足等式约束,即式(3),同时也满足一定的优化指标的唯一的一组操纵面偏转指令。

由此可见,在带有控制分配器的控制系统设计过程中,控制律的设计目标是在飞行员指令要求下,给出满足系统动态要求的力矩指令,也就是伪指令,而控制分配器则以某种策略将力矩指令分配到各个操纵面上。

### 1.3 控制分配问题的数学描述

控制分配问题要解决的是如何管理各个操纵面,使其偏转达到期望的力矩或角加速度。对多操纵面飞机而言,操纵面的个数远远超过需要控制的变量个数,因此,对于可达转矩集内的一个指令,可能存在满足要求的多种操纵面的组合方式,因此控制分配也需要在某些优化指标下,寻求最优的一组解作为其输出的结果。对于可达转矩集之外的指令,通过控制分配技术可以找到某种意义上的次优解。

假设操纵面有如下约束

$$\begin{cases} \delta_{\min} \leq \delta(t) \leq \delta_{\max} \\ |\dot{\delta}(t)| \leq \delta_{\text{rate}} \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\delta_{\min}$  和  $\delta_{\max}$  分别为操纵面偏转的最小和最大角度;  $\delta_{\text{rate}}$  为操纵面偏转的最大速率。

由于采用数字飞控计算机,若每个计算周期为  $T$ ,则操纵面在时刻  $t$  的速率可由离散形式表示为

$$\dot{\delta}(t) \approx \frac{\delta(t) - \delta(t - T)}{T} \quad (5)$$

于是可将速率限制转化为广义操纵面在时刻  $t$  的完全位置约束

$$\underline{\delta} \leq \delta(t) \leq \bar{\delta}$$

其中

$$\underline{\delta} = \max(\delta(t - T) - \delta_{\text{rate}}T, \delta_{\min})$$

$$\bar{\delta} = \min(\delta(t - T) + \delta_{\text{rate}}T, \delta_{\max})$$

至此,线性控制分配问题可以用一个带不等式约束的线性方程组描述,将各个操作面的偏转量和偏转约束写成向量形式有

$$\begin{cases} B \delta = v \\ \text{s. t. } \underline{\delta} \leq \delta \leq \bar{\delta} \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $v$  为期望的力矩指令,为伪控制量,一般为三轴力矩指令或角速度指令;在不考虑作动器动态的情况下,  $\delta$  为实际舵面偏转的角度,也可看作是作动器的输入指令,其范围在  $[\underline{\delta}, \bar{\delta}]$  之间;  $B$  为飞机的舵

面效率矩阵,在某一状态下为常值矩阵。

## 2 功率受限下的动态分配策略

在上述方法中,大多采用的是静态的分配方式,即 $\mathbf{v}=\mathbf{B}\mathbf{u}$ , $\mathbf{u}$ 为操纵面的偏转量,和力矩指令 $\mathbf{v}$ 成线性映射关系。对于一个实际系统而言, $t$ 时刻的输出不但和 $t$ 时刻的输入有关,往往还和前面时刻的输出值有关<sup>[8]</sup>,对于一阶的动态系统可以描述为

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{f}_D(\mathbf{v}(t), \mathbf{u}(t-T)) \quad (7)$$

因此,仅根据某一时刻下飞机的状态对操纵面进行分配是不够准确的,文献[9]中给出了作动器动态对分配性能的影响,并针对系统的动态提出了非线性映射下的动态分配方法。因此,在控制分配技术中需要将系统动态特性考虑在内,研究动态的控制分配方法,以得到更精确的分配解。

在以往的控制分配算法中,往往选取能量最小作为分配的优化指标。但是对于实际飞机而言,如引言所述,功率受限比总能量受限更有意义。

从飞机液压操纵的特性来看,某时刻输出的液压油是一定的,而操纵面偏转速率同功率的关系如下

$$FV = PS\dot{\mathbf{u}} \quad (8)$$

式中: $F$ 为油压; $V$ 为液压油的流速; $P$ 为功率; $S$ 为面积; $\dot{\mathbf{u}}$ 为舵面偏转速率。

因此,对于控制分配而言,各操纵面的偏转速率除了受到操纵面自身物理约束的限制外,还包括飞机最大输出功率的限制。于是,功率受限的优化指标可以表示为

$$\min \|\mathbf{u}(t) - \mathbf{u}(t-T)\| \quad (9)$$

控制分配问题可以归结为一个受限二次规划问题,其数学描述如下

$$\begin{cases} \min \{ \|\mathbf{W}_1(\mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{u}(t) - \mathbf{v}_d(t))\|_2^2 + \\ \|\mathbf{W}_2(\mathbf{u}(t) - \mathbf{u}(t-T))\|_2^2 \} \\ \mathbf{u}(t) = \mathbf{f}_D(\mathbf{v}(t), \mathbf{u}(t-T)) \\ \mathbf{lb} \leq \mathbf{u}(t) \leq \mathbf{ub} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{v}_d$ 为期望力矩; $\mathbf{lb}$ , $\mathbf{ub}$ 为控制量的上下限;, $\mathbf{W}_1$ , $\mathbf{W}_2$ 为权值矩阵,用以调整各操纵面的分配效果。 $\mathbf{W}_1$ 起到调整收敛速度的作用,其中较大数值所对应的操纵面,其收敛到期望偏转量的速度快,反之则收敛速度小; $\mathbf{W}_2$ 起到调整操纵面工作范围的作用,直观地看,在采样周期的两拍之间,较小数值对应的操纵面允许有较大的偏转量,意味着该操纵面允许有较大的偏转速度,换句话说,该操纵面工作在系统响应的高频段。

令 $\mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{u}_s = \mathbf{v}_d$ ,则式(10)所表示的代价函数可

以等价为

$$J = \min \{ \|\mathbf{W}_1(\mathbf{u}(t) - \mathbf{u}_s)\|_2^2 + \|\mathbf{W}_2(\mathbf{u}(t) - \mathbf{u}(t-T))\|_2^2 \} \quad (11)$$

进一步合并两个分量,可以得到

$$J = \min \{ \|\mathbf{W}(\mathbf{u}(t) - \mathbf{u}_0)\|_2^2 \} \quad (12)$$

式中

$$\mathbf{W} = (\mathbf{W}_1^2 + \mathbf{W}_2^2)^{1/2}$$

$$\mathbf{u}_0 = \mathbf{W}^{-2}(\mathbf{W}_1^2\mathbf{u}_s + \mathbf{W}_2^2\mathbf{u}(t-T))$$

这样动态控制分配问题可以采用最小二乘法求解,对于一次和二次形式的优化指标,最小二乘法都有良好的收敛效果<sup>[10]</sup>。控制律一般采用的是伪逆法<sup>[11]</sup>,对于传统的三组操纵面飞机而言,操纵面个数和控制力矩个数都为3,因此存在唯一解。

根据最小二乘解的伪逆算法,可以得到式(12)的解析解为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(t) &= \mathbf{E}\mathbf{u}_s(t) + \mathbf{F}\mathbf{u}(t-T) + \mathbf{G}\mathbf{v}(t) \\ \mathbf{E} &= (\mathbf{I} - \mathbf{GB})\mathbf{W}_1^2/(\mathbf{W}_1^2 + \mathbf{W}_2^2) \\ \mathbf{F} &= (\mathbf{I} - \mathbf{GB})\mathbf{W}_2^2/(\mathbf{W}_1^2 + \mathbf{W}_2^2) \\ \mathbf{G} &= \mathbf{W}^{-1}(\mathbf{B}\mathbf{W}^{-1}) \end{aligned} \quad (13)$$

式中 $\mathbf{B}$ 为某个飞行状态下 $\mathbf{g}_2(\mathbf{x})$ 的值,是一个常值矩阵。

## 3 仿真验证

采取传统的操纵面配置模型建立非线性飞机模型,即包含一组副翼、一组升降舵以及一个方向舵,不失一般性,其结论可扩展到多操纵面配置的飞机。

控制律采用基于动态逆的设计方法,通过构建快回路和慢回路控制,得到稳定飞机的三轴力矩,从而作为控制分配模块的指令输入。对算法进行仿真验证,各舵面的偏转量记作 $\mathbf{u}$ ,即 $\mathbf{u} = (\text{ail}, \text{elv}, \text{rdr})$ ,其约束分别为

$$\mathbf{u}_{\min} = (-35, -25, -30)$$

$$\mathbf{u}_{\max} = (35, 25, 30)$$

$$\mathbf{u}_{\text{rate}} = (100, 40, 80)$$

伪控制量为滚转、俯仰以及偏航角速率,记作 $\mathbf{v}$ ,即 $\mathbf{v} = (l, m, n)$ 。

系统状态方程可以表示为如下仿射模型

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_c \\ \dot{\beta}_c \\ \dot{\mu}_c \end{bmatrix} = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}) \begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix}$$

而 $\begin{bmatrix} I_x \dot{p}_c \\ I_y \dot{q}_c \\ I_z \dot{r}_c \end{bmatrix} = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}) + \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{u}$ ,则控制分配模型为

$$\mathbf{v} = \mathbf{g}_2(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (14)$$

控制效率矩阵包含了俯仰、滚转以及偏航力矩的气动系数偏导数。设飞机初始平衡状态下的飞行速度为 200 m/s, 高度为 5 000 m, 此时控制效率矩阵为

$$\mathbf{B} = 10^{-4} \times \begin{pmatrix} 1.8829 & 0 & 0.1915 \\ 0 & -2.7869 & 0 \\ 0.1271 & 0 & -0.9382 \end{pmatrix}$$

可以看出, 副翼和方向舵对滚转通道及偏航通道都能产生影响, 其中副翼对滚转通道起主要作用, 而方向舵对偏航通道其主要作用, 另外升降舵主要影响俯仰通道。

之后, 对效率矩阵在每个采样周期进行全局线性化, 即  $t$  时刻时, 有  $\mathbf{v}_t = \mathbf{B}_t \mathbf{u}_t$ ,  $\mathbf{B}_t$  在每个  $T$  时刻内为常值矩阵。

选取权值矩阵

$$\mathbf{W}_1 = \text{diag}(2, 2, 2)$$

$$\mathbf{W}_2 = \text{diag}(2, 2, 10)$$

在前述仿真初始条件下, 令侧滑角偏转指令  $\beta_c$  为 0.3 rad, 对系统进行仿真。

飞机迎角及侧滑角变化的动态过程如图 2 所示。由图中可以看出, 飞机迎角在经过 3 s 左右的动态后, 仍保持初始配平点的数值, 而侧滑角则跟踪了偏转指令  $\beta_c$  达到期望的角度并很快收敛。另外, 图 3 所示为飞机各轴的角速度, 即控制分配模块的输入指令。由图中可以看出为实现偏转指令, 飞机需要三轴的协调运动, 对于传统飞机而言, 这种运动的组合模式是唯一的, 而对于多操纵面飞机而言, 可能存在多种运动组合。图 4 所示为各操纵面的偏转角度, 可以看出升降舵有一定的动态过程, 但稳定后与配平点的初始数值相等。另外, 由图中可以看出副翼响应最快, 这与  $\mathbf{W}_2$  的选取有关, 即副翼对应的分量较小, 允许较快的偏转速度, 而方向

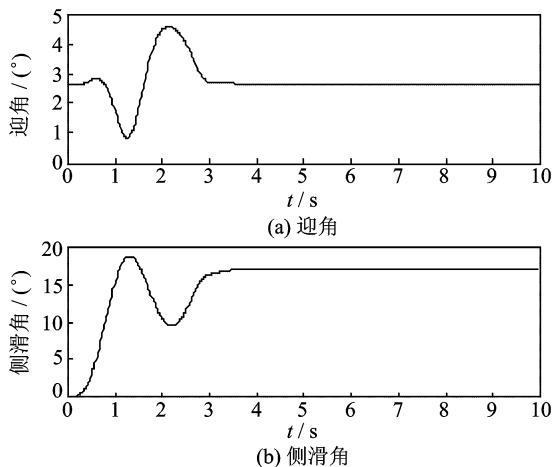


图 2 飞机迎角和侧滑角响应曲线

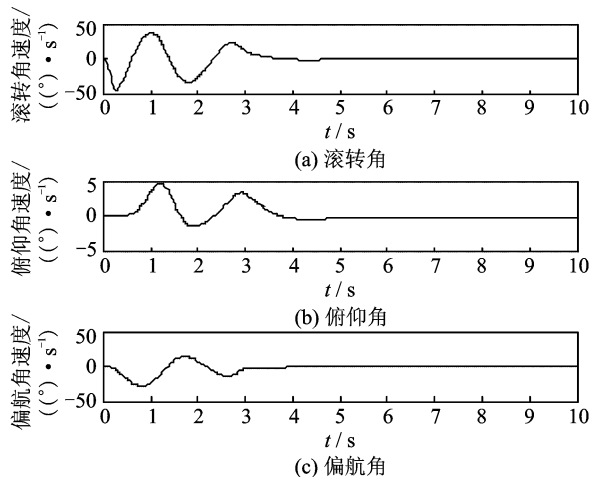


图 3 飞机的滚转、俯仰、偏航角速度变化曲线

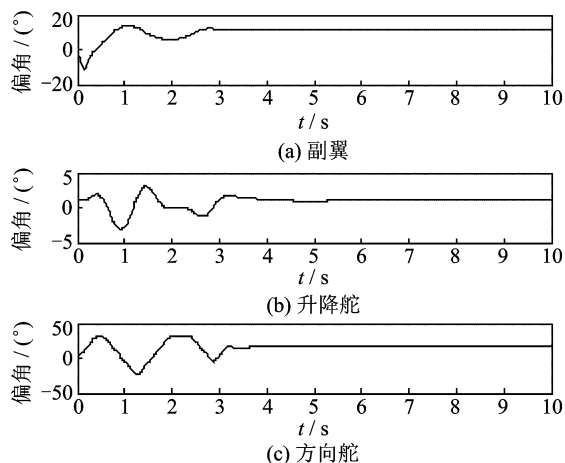


图 4 飞机副翼、升降舵以及方向舵偏角响应曲线

舵偏转相对平缓一些, 对偏航运动起到协调作用。由于方向舵偏转角度受到一定范围的限制, 因此在正偏方向有轻微饱和现象。同样的, 对于多操纵面飞机来说, 对于同一偏转指令, 可能存在多组操纵面的偏转组合。

## 4 结束语

本文基于控制分配的思想, 将操纵面的分配管理独立于控制律设计, 上层控制律完成力矩伪指令的解算, 并保证系统的稳定性, 下层控制分配模块进行各个操纵面的分配管理, 并实现一定的优化目标。以功率最小作为目标进行控制分配, 给出了相应的最小二乘解, 实现了偏航指令下飞机的稳定控制。在飞机功率受限的情况下, 该方法可以有效限制操纵面的偏转速率, 在达到控制目标的同时, 也使得整个系统的功率达到一个相对小的值。最后本文以某基本布局飞机为模型进行了仿真, 取得了较好的效果。

未来的研究将基于多操纵面布局飞机模型进行研究,同时选用多个优化指标作为分配问题的优化目标,实现多操纵面飞机的多目标动态控制分配。该方法也可以结合其他优化算法,在多操纵面控制分配技术中实现考虑操纵面偏转速率约束的分配算法以及在功率受限下对多操纵面飞机的控制分配问题进行求解。

#### 参考文献:

- [1] Durham W C. Constrained control allocation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, 16(4):363-370.
- [2] Bodson M. Evaluation of optimization methods for control allocation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(4): 703-711.
- [3] Durham W C. Attainable moments for the constrained control allocation problem [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(6): 1371-1373.
- [4] 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. Constrained new direct control allocation method[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 31(11):1177-1180.
- [5] Zhou Qingli, Zhang Youmin. Reconfigurable control allocation technology using weighted least squares for nonlinear system in unmanned aerial vehicle[C] // 48 th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Florida: AIAA, 2010:1138.
- [6] Doman D B, Oppenheimer M W. Improving control allocation accuracy for nonlinear aircraft dynamics [C] // *Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Monterey: AIAA, 2002:4667.
- [7] Mehrtashl M, Xie W F, Zhang Y M. Fault tolerant flight control system design by dual-loop control strategy[C] // 48 th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2010:944.
- [8] Harkegard O. Dynamic control allocation using constrained quadratic programming[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 1028-1034.
- [9] Venkataraman R, Oppenheimer M, Doman D. A new control allocation method that accounts for effector dynamics [C] // *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*. Montana: IEEE, 2004: 2710-2715.
- [10] Frost S A. Sensitivity analysis of linear programming and quadratic programming algorithms for control allocation[C] // *AIAA Infotech@Aerospace Conference*. Washington: AIAA, 2009:3.
- [11] Peterson J A M, Bodson M. Constrained quadratic programming techniques for control allocation [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(1):91-98.