

7-2-2020

Control Allocation Method for Split-Drag-Rudders with Asymmetrical Deflection

Xiaobo Qu

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

Weiguo Zhang

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

Jingping Shi

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Control Allocation Method for Split-Drag-Rudders with Asymmetrical Deflection

Abstract

Abstract: The split drag rudders (SDRs) were usually used for the yaw control of tailless flying wing aircraft with the symmetric deflection mode. This approach was simple and effective, but the upper and lower deflectors of the SDRs were constrained to deflect symmetrically, limiting the distribution and control mode of the deflectors, reducing the maximum available moment in pitch axis and roll axis, affecting the handling performance of the aircraft flying at low speed. A certain flying wing UAV was used as the study model. The CFD method was adopted to investigate the aerodynamic characteristic of SDRs operating in either symmetrical or asymmetrical fashion. *An allocation scheme based on convex coordinate rotation and optimization was proposed. The allocation efficiency of the method was studied. Simulation results show that the scheme has a high allocation efficiency, which can significantly improve the reachable moment subset of flying wing aircraft with the SDR asymmetrical deflection mode, enhance the controlling ability in pitch axis and yaw axis, and improve the maneuverability of the aircraft.*

Keywords

tailless flying wing aircraft, split drag rudders, control allocation, reachable moment subset

Recommended Citation

Qu Xiaobo, Zhang Weiguo, Shi Jingping. Control Allocation Method for Split-Drag-Rudders with Asymmetrical Deflection[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(3): 627-633.

开裂式方向舵非对称偏转控制分配方法研究

屈晓波, 章卫国, 史静平

(西北工业大学自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 无尾飞翼通常利用开裂式阻力方向舵(SDR)对称偏转方式控制其偏航, 该方式简单有效, 但约束了 SDR 上下舵面只做对称偏转, 限制了舵面的分配与控制模式, 降低了飞机在俯仰轴和滚转轴上的最大可用力矩, 影响了飞机低速飞行时的操纵性能。针对此问题, 利用 CFD 方法分析了某无尾飞翼 SDR 对称/非对称偏转方式的舵面操纵特性, 提出了一种基于包络体坐标变换的优化控制分配方法, 研究了其分配效率。仿真结果表明, 该方法分配效率较高, 可以拓展 SDR 非对称偏转时的可达转矩集, 增强对俯仰轴和滚转轴的控制能力, 改善飞机的机动性。

关键词: 无尾飞翼; 开裂式阻力方向舵; 控制分配; 可达转矩集

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2016) 03-0627-08

Control Allocation Method for Split-Drag-Rudders with Asymmetrical Deflection

Qu Xiaobo, Zhang Weiguo, Shi Jingping

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The split drag rudders (SDRs) were usually used for the yaw control of tailless flying wing aircraft with the symmetric deflection mode. This approach was simple and effective, but the upper and lower deflectors of the SDRs were constrained to deflect symmetrically, limiting the distribution and control mode of the deflectors, reducing the maximum available moment in pitch axis and roll axis, affecting the handling performance of the aircraft flying at low speed. A certain flying wing UAV was used as the study model. The CFD method was adopted to investigate the aerodynamic characteristic of SDRs operating in either symmetrical or asymmetrical fashion. An allocation scheme based on convex coordinate rotation and optimization was proposed. The allocation efficiency of the method was studied. Simulation results show that the scheme has a high allocation efficiency, which can significantly improve the reachable moment subset of flying wing aircraft with the SDR asymmetrical deflection mode, enhance the controlling ability in pitch axis and yaw axis, and improve the maneuverability of the aircraft.

Keywords: tailless flying wing aircraft; split drag rudders; control allocation; reachable moment subset

引言

现代无尾飞翼飞机一般采用无垂直尾翼和水

平尾翼的翼身融合设计, 与传统飞机相比具有高升阻比、低翼载荷、高升限及低可探测性等优点。但是这类飞机也存在一些不足, 比如纵向与横航向静稳定性较差甚至不稳定, 飞机的航向控制困难等。随着计算机技术与飞行控制技术的飞速发展, 一些被用来控制飞机航向的新型操纵面得到成功应用^[1-2], 例如: 美国服役中的 B-2 隐形轰炸机、波音公式在研的 X-48B/C 翼身融合未来大型宽体客



收稿日期: 2014-10-28 修回日期: 2015-03-18;
基金项目: 国家自然科学基金(61374032, 61573286);
陕西省自然科学基金(2013JQ8026);
作者简介: 屈晓波(1982-), 男, 湖北枝江, 博士生,
研究方向为新概念无人飞行器设计, 飞行控制技术;
章卫国(1956-), 男, 安徽南陵, 博士, 教授, 博导,
研究方向为现代飞行控制技术, 容错技术。

<http://www.china-simulation.com>

机验证机均采用开裂式阻力方向舵(Split Drag Rudder, SDR)控制飞机的航向;美国海军的 X-47b 无人作战飞机则使用嵌入式操纵面(Spoiler Slot Deflector, SSD)控制飞机滚转与偏航运动,并在降落阶段亦可作为减速板使用^[2-3],改善飞机的起降性能。传统 SDR 上下舵面以偏转角大小相等、极性相反的对称偏转方式产生偏航力矩,起到对飞机偏航控制的作用^[4-5]。这种控制虽然方式简单有效,但是却约束了阻力方向舵的上下舵面只能以对称方式进行偏转,极大地限制了操纵面的分配与控制模式,降低了飞机在俯仰轴、滚转轴上的最大可用力矩,影响了飞机低速飞行时的操纵性能。

本文以某小型无尾飞翼飞机(XQ-6B)为研究对象,利用 CFD 方法分析了 SDR 对称/非对称偏转方式的舵面操纵效率。提出了一种基于包络体坐标变化的优化控制分配方法及其分配效率计算方法。利用 XQ-6B 无人机巡航状态下的舵面控制效能转矩对比分析了 SDR 对称/非对称的系统转矩可达集,并进行了非线性数值仿真。结果表明,本文提出的控制分配方法分配效率较高,能充分发挥 SDR 非对称偏转时的舵面效能,提高对俯仰和滚转轴的控制能力,改善无尾飞翼的机动性能。

1 研究对象

1.1 气动布局

XQ-6B 无人验证机采用无尾飞翼气动布局,机体后缘布置 10 个可独立偏转的操纵面,如图 1 所示。由机身对称面到翼尖分别为: $\delta_{1R}(\delta_{1L})$, $\delta_{2R}(\delta_{2L})$, $\delta_{3R}(\delta_{3L})$, $\delta_{4R}(\delta_{4L})$, $\delta_{5R}(\delta_{5L})$ 。飞机左、右两侧开裂式方向舵分别由 δ_{4L} 与 δ_{5L} , δ_{4R} 与 δ_{5R} 构成,对称布置在靠近翼尖的同一展向位置。其中, δ_{4R} 位于 δ_{5R} 下方, δ_{4L} 位于 δ_{5L} 下方。XQ-6B 无尾飞翼飞机的各个操纵面的偏转角度约束分别为: $-25^\circ \leq \delta_{iR/L} \leq 25^\circ (i=1,2,3)$, $0^\circ \leq \delta_{4R/L} \leq 40^\circ$, $-40^\circ \leq \delta_{5R/L} \leq 0^\circ$ 。

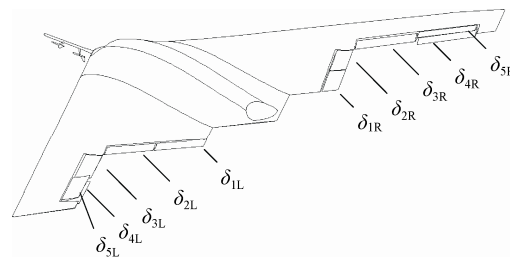


图 1 XQ-6B 无尾飞翼操纵面布置图

1.2 SDR 舵效分析

本文采用数值计算软件 ANSYS-CFX 对该飞机的开裂式阻力方向舵的气动特性进行了计算模拟。CFD 计算中的控制方程为 Navier-Stokes, 湍流模型采用 SST 模型, 利用基于有限元的有限体积法对控制方程进行离散, 对流项为二阶迎风差分格式推进求解。计算工况: 马赫数 $Ma = 0.074$, 雷诺数 $Re = 1.06 \times 10^6$, 迎角范围: $\alpha = -2^\circ \sim 12^\circ$ 。SDR 上下舵面偏转角范围: $\delta_4 = 0 \sim 40^\circ$ (间隔 5°), $\delta_5 = -40 \sim 0^\circ$ (间隔 5°)。计算网格由 ICEM CFD 软件生成, 并利用“O”型网格技术对近壁面进行加密处理。计算边界条件: 物面为无滑移, 远场为自由流动条件^[6], 计算残差收敛精度为 10^{-5} 。

在迎角 $\alpha = 4^\circ$ 的典型巡航状态下, XQ-6B 飞机右侧 SDR 的舵上下舵面 δ_{5R} 与 δ_{4R} 对称/非对称偏转时产生的全机滚转力矩系数 ΔC_l 、俯仰力矩系数 ΔC_m 、偏航力矩系数 ΔC_n 分别如图 2~4 所示。图中的三维曲面对应于 SDR 非对称偏转方式, 即 SDR 的上下舵面以非对称的角度偏转; 而贯穿曲面的红色线为 δ_{4R} 和 δ_{5R} 以对称偏转(传统 SDR 偏转构型)方式工作时的舵效曲线。观察可知, 传统 SDR 对称偏转方式对飞机的滚转力矩、俯仰力矩影响较小, 当飞机以小迎角巡航飞行时, 一般可以忽略不计^[7], 因此可以降低飞行控制系统的设计难度。但是, 当 SDR 的上下舵面以非对称方式偏转时, 产生了明显的三轴气动力矩, 且滚转力矩系数与俯仰力矩系数的量级已经达到或者超过了其余舵面对相应轴的操纵效率。因此, 结合多操纵面控制分配技术, SDR 的非对称偏转控制方式将有利于增强对飞机的俯仰运动与滚转运动的控制力矩, 从而改善其操纵性能。

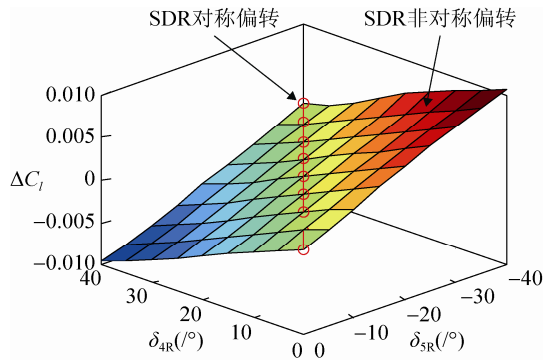


图 2 滚转力矩系数

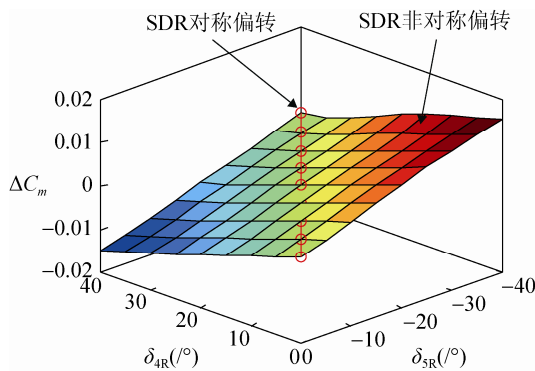


图 3 俯仰力矩系数

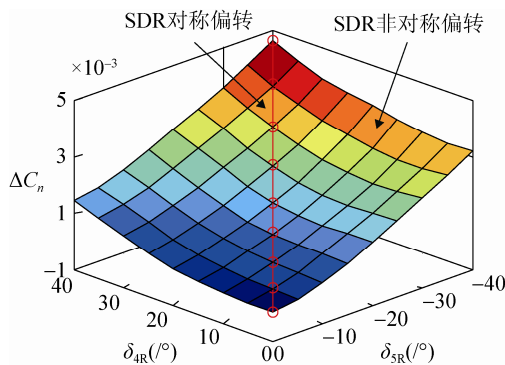


图 4 偏航力矩系数

2 控制分配方法

近年来,国内外科研工作者对控制分配方法的研究取得了较多成果,概括起来主要分为 2 大类,即基于优化的控制分配方法和非优化的控制分配方法。广义逆分配法、串接链(DaisyChaining)分配法、直接分配法(DirectAllocation)等均属于非优化的控制分配方法,这类分配算法虽然不能充分利用操纵面的控制效率,但是其计算量小,实时性好,具有工程可实现性好的优点。线性规划和二次规划

等数学规划方法为优化类的控制分配方法,此类方法综合考虑了舵面的位置约束和速率约束,能够合理地将控制指令分配到各个操纵面上去,但因其计算量较大,实时性较差,影响了该算法在工程上的应用。总之,目前已有的控制分配算法各有优缺点,具体选用哪一种控制分配算法主要取决于研究对象的操纵面的气动特性^[8]。因此,为了将控制分配算法成功的应用于飞控系统中,并设计出满足飞行品质的控制分配律,需要综合考虑理论设计问题和工程实际情况等诸多因素^[9]。

3 包络体坐标变换的优化方法

3.1 基本思路

基于包络体坐标转换的控制分配方法的基本思路如下:引入三维空间坐标变换矩阵 T ,先后进行两次坐标旋转后,使转矩向量 $\bar{M}$ 与新坐标系 S_{xyz}^* 的 ox 轴重合,即:

$$\bar{M}^* = T \times \bar{M} = T \times \begin{bmatrix} \Delta C_l \\ \Delta C_m \\ \Delta C_n \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$T = R_y \cdot R_x = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & -\sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: θ_x 和 θ_y 分别绕 x 轴和 y 轴旋转的角度,如图 5 所示。

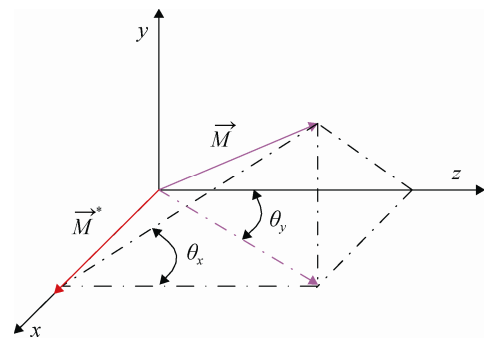


图 5 坐标变换示意图

对于已知的期望力矩矢量 $\mathbf{v}$ ，可得：

$$\theta_x = \begin{cases} \arctan(v_y / v_z) & v_z \geq 0 \\ \arctan(v_y / v_z) + \pi & v_z < 0 \end{cases}$$

$$\theta_y = \arccos(v_x / \rho)$$

$$\rho = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$$

转换后的力矩矢量 $\bar{\mathbf{M}}^*$ 为：

$$\bar{\mathbf{M}}^* = [\bar{\mathbf{M}}_x^* \ 0 \ 0]^T \quad (4)$$

于是，为了达到期望力矩矢量，其优化目标转化为：

$$J = \min |\bar{\mathbf{M}}_x^* - \mathbf{v}| \quad (5)$$

对于求解系统转矩可达集 AMS 而言，其优化目标为：

$$J = \min |\bar{\mathbf{M}}_x^*| \quad (6)$$

同时，为了保证待优化的转矩向量与期望向量 $\mathbf{v}$ 重合，考虑到舵面位置限制，上述优化目标需要满足如下等式和不等式约束条件：

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{M}} = k \cdot \mathbf{v} \\ \mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u} \leq \mathbf{u}_{\max} \end{cases} \quad (7)$$

采用非线性约束条件的优化算法，例如：序列二次规划(SQP)方法优化得到 $\bar{\mathbf{M}}_x^*$ 的最大幅值，然后在将其旋转至期望向量 $\mathbf{v}$ 方向上去，即可得到实际可达到的三轴气动矩。

3.2 分配效率计算

基于包络体坐标变换的优化控制分配方法的转矩可达空间是一个包含原点的非凸多面体 Ψ 。因此，可利用 Matlab 中的 $[X, Y, Z] = \text{sphere}(N)$ 函数获得一个由 $N \times N$ 个四边形近似逼近的球体，其中 X, Y, Z 为返回的网格上各点的坐标值。图 6 为一个 20×20 的近似逼近球体，由 400 个四边形组成，网格上第 (i, j) 个点的坐标记为 $X(i, j)$ ， $Y(i, j)$ ， $Z(i, j)$ 。

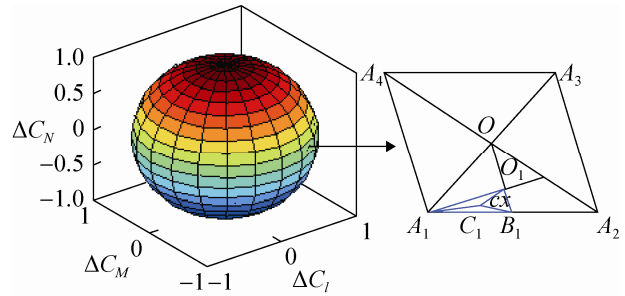


图 6 近似逼近球体 Φ

如图 6 所示，设面 S_i 为球上的第 i 个面。四边形 S_i 的 2 个对角线 A_1A_3 和 A_2A_4 将其划分为 4 个三角形；对于每个三角形，以其重心为公共顶点可将每个三角形划分为 3 个小的三角形，同理依次对每个小三角形再做类似划分，那么 n 次划分后，球体的外壳 $\partial(\Phi)$ 将由 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个小的三角形构成。因此 Φ 可以视作一个由 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个三棱锥构成的凸体。

设第 i 个三角形 Δ_i 的顶点坐标分别为 $A_1^i \tilde{\mathbf{v}}_1^i$ ， $A_2^i \tilde{\mathbf{v}}_2^i$ ， $A_3^i \tilde{\mathbf{v}}_3^i$ 其中 A 为顶点的幅值， $\tilde{\mathbf{v}}$ 为该方向上的单位转矩向量。利用 3.1 节中介绍的方法分别求得 $\tilde{\mathbf{v}}_1^i$ ， $\tilde{\mathbf{v}}_2^i$ ， $\tilde{\mathbf{v}}_3^i$ 方向上所能达到的最大转矩的幅值为 $A_{1\max}^i$ ， $A_{2\max}^i$ ， $A_{3\max}^i$ ，于是原点 O ， $A_{1\max}^i \tilde{\mathbf{v}}_1^i$ ， $A_{2\max}^i \tilde{\mathbf{v}}_2^i$ ， $A_{3\max}^i \tilde{\mathbf{v}}_3^i$ 将构成一个以原点为公共顶点的三棱锥，那么这 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个小的三棱锥的体积之和近似为 Ψ 的体积。

具体算法流程如下^[10]：

Step 1: 利用函数 $[X, Y, Z] = \text{sphere}(N)$ 获取一个由 N^2 个四边形构成的球体，得到各个顶点坐标 $[X_i, Y_i, Z_i]$ ；

Step 2: 对球体上的每个四边形按照上述方法划分， n 次划分后凸体 Φ 由 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个小三棱锥构成；

Step 3: 设第 i 个三棱锥底面上的顶点分别为 $A_1^i \tilde{\mathbf{v}}_1^i$ ， $A_2^i \tilde{\mathbf{v}}_2^i$ ， $A_3^i \tilde{\mathbf{v}}_3^i$ 。对于每个单位转矩向量 $\tilde{\mathbf{v}}^i$ ，利用 3.1 节所描述的方法确定它在该单位向量方向上所能取得的最大幅值 $A_{\max}^i$ ；

Step 4: 对 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个小的三棱锥反复重复步骤 3。设 O ， $A_1^i \tilde{\mathbf{v}}_1^i$ ， ΔC_1 ， ΔC_n 构成的三棱锥体积

为 V_i , 那么 Ψ 的体积近似为这 $4 \cdot 3^n \cdot N^2$ 个三棱锥的体积之和, 当划分次数趋于无穷时:

$$V_{\Psi} = \lim_{n \rightarrow \infty} \sum_{i=1}^{4 \cdot 3^n \cdot N^2} V_i \quad (8)$$

因此, 分配效率为:

$$\eta = \frac{V_{\Psi}}{V_{AMS}} \times 100\% \quad (9)$$

其中: V_{AMS} 为系统可达集的体积。

4 SDR 非对称偏转分配效率

为了对比分析, XQ-6B 飞机采用 SDR 对称/非对称偏转方式时的配平状态保持一致, 即高度 $H = 1000 \text{ m}$, 空速 $V = 25 \text{ m/s}$ 。配平计算中仅使用 δ_{3R} 与 δ_{3L} , 即保持 $\delta_{1R} = \delta_{1L} = \delta_{2R} = \delta_{2L} = 0^\circ$ 。线性化处理后得到该飞机的纵向与横侧向非解耦的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (10)$$

其中, 状态变量: $X = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ 。

SDR 采用对称/非对称偏转方式的控制输入量分别为:

$$U_{\text{sym}} = [\delta_{1R} \ \delta_{1L} \ \delta_{2R} \ \delta_{2L} \ \delta_{3R} \ \delta_{3L} \ \delta_{RSDR} \ \delta_{LSDR}]^T$$

$$U_{\text{asym}} = [\delta_{1R} \ \delta_{1L} \ \delta_{2R} \ \delta_{2L} \ \delta_{3R} \ \delta_{3L} \ \delta_{4R} \ \delta_{4L} \ \delta_{5R} \ \delta_{5L}]^T$$

相应的操纵面位置约束条件为:

$$\begin{cases} \delta_{iR} = \delta_{iL} \in [-25^\circ \ 25^\circ] \\ \delta_{RSDR} \in [-80^\circ \ 0^\circ] \\ \delta_{LSDR} \in [0^\circ \ 80^\circ] \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \delta_{iR} = \delta_{iL} \in [-25^\circ \ 25^\circ] \\ \delta_{4R} = \delta_{4L} \in [0^\circ \ 40^\circ] \\ \delta_{5R} = \delta_{5L} \in [-40^\circ \ 0^\circ] \end{cases} \quad (12)$$

式中, $i = 1, 2, 3$ 。舵面对应的控制效能矩阵分别为:

$$B_{\text{sym}} = \begin{bmatrix} -6.1 & 6.1 & -11.2 & 11.2 \\ -16.4 & -16.4 & -16.5 & -16.5 \\ -0.2 & 0.2 & -0.5 & 0.5 \\ -18.3 & 18.3 & 0.5 & 0.5 \\ -30.8 & -30.8 & 1.9 & 1.9 \\ -0.1 & 0.1 & -6.6 & -6.6 \end{bmatrix} \times 10^{-3}$$

$$B_{\text{asym}} = \begin{bmatrix} -6.1 & -6.1 & -11.2 & -11.2 & -18.3 \\ -16.4 & -16.4 & -16.5 & -16.5 & -30.8 \\ -0.2 & -0.2 & -0.5 & -0.5 & -0.1 \\ -18.3 & -15.6 & 15.6 & -15.1 & 15.1 \\ -30.8 & -24.0 & -24.0 & -22.1 & -22.1 \\ 0.1 & 2.1 & -2.1 & -4.4 & 4.4 \end{bmatrix} \times 10^{-3}$$

XQ-6B 飞机的 SDR 以对称/非对称偏转方式偏转时的系统转矩可达集 AMS 几何图形如图 7 所示。图中内部的几何体为 SDR 以对称偏转方式偏转时的 AMS, 其体积为 $V_{\text{sym}} = 3.826 \times 10^{-5}$; 外部几何体为 SDR 采用非对称偏转时的 AMS, 其体积为 $V_{\text{asym}} = 7.453 \times 10^{-5}$ 。

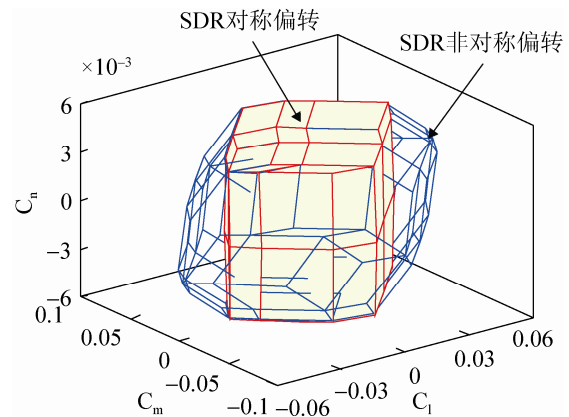


图 7 系统转矩可达集对比

显然, SDR 采用非对称偏转方式时系统转矩可达集体积明显增大, 约为 SDR 对称偏转时的系统可达集体积的 1.95 倍, 其主要表现在对飞机俯仰力矩、滚转力矩的拓展。这将给飞翼飞机带来一些优势, 如: 提高飞翼飞机在起降等低速飞行阶段的俯仰配平和操纵能力; 通过重心前移来改善飞翼飞机的纵向静稳定性; 降低因燃油消耗及机载设备位置变动对飞机稳定性的影响; 改善飞翼飞机俯仰和滚转轴的控制能力, 提高飞机的机动性。

本文针对 SDR 非对称偏转构型分别利用加权伪逆法(WPINV)、基于 SQP 的包络体坐标变换方法(SQP-CT)对可达转矩集进行了求解, 所得到的可达转矩集构成的凸体 Ψ 的三维几何体分别如图 8 和图 9 所示。其中, 加权伪逆法中的加权矩阵 W_u 利用遗传算法优化得到, 即:

$$W_u = \begin{bmatrix} 0.346 & 0.346 & 0.384 & 0.384 & 0.498 \\ 0.498 & 0.545 & 0.545 & 0.660 & 0.660 \end{bmatrix}$$

采用 WPINV 分配方法得到的可达转矩集的体积为 $V = 3.355 \times 10^{-5}$ ，其分配效率为 45.02%。

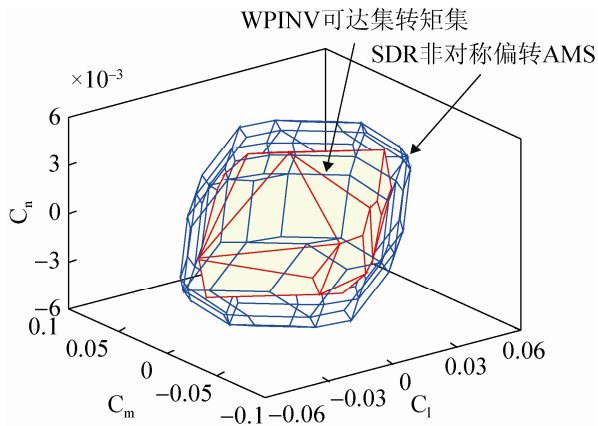


图 8 可达分配转矩集 Ψ (加权伪逆法)

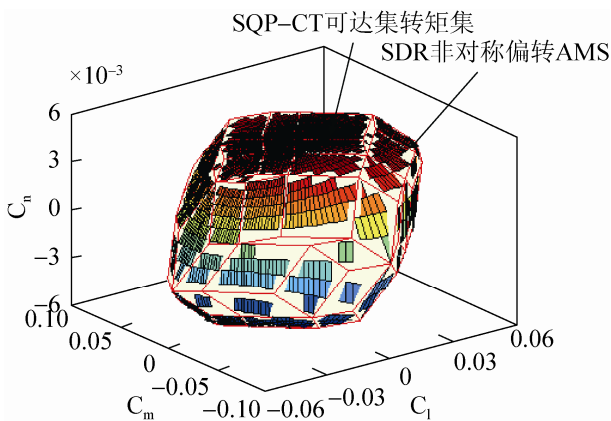


图 9 可达分配转矩集 Ψ (SQP-CT)

基于 SQP 的包络体坐标变换优化分配方法的求解精度主要取决于球体的拆分次数 N 。当 $N=50$ 时，可达转矩集的体积为 $V_{50} = 6.89 \times 10^{-5}$ ，其分配效率为 92.43%；当 $N=100$ 时，可达转矩集的体积为 $V_{100} = 7.28 \times 10^{-5}$ ，分配效率为 97.68%；当 $N=200$ 时， $V_{200} = 7.413 \times 10^{-5}$ ，分配效率为 99.46%。

5 仿真分析

飞翼飞机通常采用多操纵面设计，其主要目的是为了提高控制冗余，改善低速飞行和大迎角飞行状态对飞机滚转、俯仰和偏航运动的操纵能力。作

者借鉴了美国 MIL-STD-1797A 文件中关于分配器的分配能力的描述：“分配器分配能力和飞机的机动性息息相关，对于 CLASS IV A 类飞行器，其低速情况下的品质评价如下：在时间常量为 1 s 的最大稳定滚转角速率作用下，如果飞机能够在 1.1 s 时间内完成 30° 的滚转运动，则飞机满足 1 级飞行品质要求”^[11]。并结合多操纵面无尾飞翼飞机气动特性和舵面操纵性能，本文采用同时考察分配器对飞机的滚转轴、俯仰轴的控制能力来验证本文提出的控制分配方法的有效性。

经典的飞行控制系统设计都是基于三个传统的操纵面，即副翼、升降舵和方向舵。飞机三轴旋转自由度分别对应于三个操纵面，对于可达的期望力矩控制而言，操纵面的偏转角是唯一确定的。而多操纵面飞翼飞机则不同，它更多的气动控制冗余使得操纵面之间的控制方式和组合方式都不再唯一。本文利用模块化飞行控制系统设计方案^[12]。其中，控制律采用文献[12]中经典 PID 方法设计，控制分配算法采用基于 SQP 的包络体坐标变换方法。对于 SDR 对称/非对称偏转方式的非线性仿真分析，保持控制器的参数不变，同时控制飞机的滚转角速率与俯仰角速率，且保持两者幅值相等并逐渐增大，直到某一操纵面出现偏转角饱和。仿真结果如图 10~11 所示。

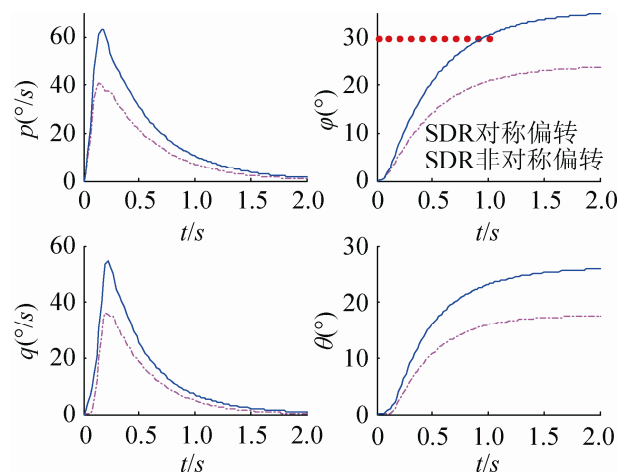


图 10 飞机姿态角/姿态角速率响应曲线

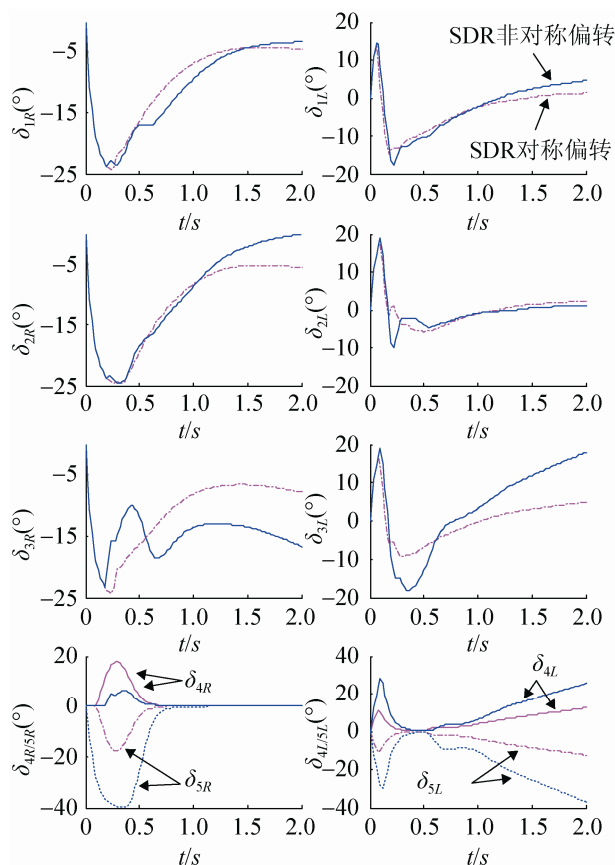


图 11 各个操纵面响应曲线

对于 SDR 对称偏转构型, 当滚转角速率 p 和俯仰角速率 q 增加至 $54^\circ/\text{s}$ 时, 舵面 δ_{2R} 刚好出现饱和。因此, 以 $p_{\max} = q_{\max} = 54^\circ/\text{s}$ 作为滚转角速率、俯仰角速率的控制输入, XQ-6B 无人机无法在 1.1 s 内完成 30° 滚转角, 在 $t=1.1\text{ s}$ 时刻飞机俯仰角为 $\theta = 16.3^\circ$ 。

对于 SDR 非对称偏转构型, 当滚转角速率 p 和俯仰角速率 q 增加至 $76^\circ/\text{s}$ 时, 舵面 δ_{5R} 刚好出现饱和。故以 $p_{\max} = q_{\max} = 76^\circ/\text{s}$ 作为滚转角速率和俯仰角速率的控制输入信号, 飞机以定速运动完成 30° 滚转角过渡时间为 0.97 s , 在 $t=1.1\text{ s}$ 时刻飞机俯仰角为 23.8° 。SDR 采取对称/非对称偏转方式仿真的飞机响应参数如表 1 所示。

表 1 SDR 对称/非对称偏转时飞机响应参数

偏转方式	$p_{\max} = q_{\max} / (^\circ/\text{s})$	T / s	$\theta / ^\circ$
对称	54	—	16.3
非对称	79	0.97	23.8

由图 11 可知, 当 SDR 以非对称偏转进行控制时, 飞机在响应初期左右 5 号舵面 δ_{5L} 与 δ_{5R} 的出舵量均很大, 因此对 XQ-6B 飞机的滚转角速率和俯仰角速率产生了较大贡献。而当 SDR 采用对称偏转方式控制时, 左右 SDR 上下舵面的偏转角均较小, 滚转、俯仰力矩主要由其它舵面产生。

对比分析可知, SDR 非对称偏转方式比对称偏转方式更具优势, XQ-6B 无尾飞翼飞机的最大稳定滚转角速率 $p_{\max}$ 和俯仰角速率 $q_{\max}$ 均较大, 完成 30° 滚转角的时间也明显缩短, 所能达到的俯仰角也较大。这进一步说明了在相同飞行状态下, 飞机的可达转矩集的体积越大, 其机动性能越强。

6 结论

本文以 XQ-6B 多操纵面无尾飞翼飞机为研究对象, 利用 CFD 方法分析了 SDR 对称/非对称偏转时的舵效, 提出了一种基于包络体坐标变换的优化控制分配算法, 并进行了非线性仿真。结果表明, 该方法具有较高的分配效率, 利用 SDR 非对称偏转方式可以大幅提高无尾飞翼飞机在俯仰轴与滚转轴上的控制力矩, 增强了对飞机俯仰和滚转运动的控制能力, 改善飞机的机动性能。

参考文献:

- [1] Hamilton S L. UAVs: Unmanned Aerial Vehicles [M]. USA: ABDO Publishing Company, 2012.
- [2] Goldthorpe S H, Rossitto K F, Hyde D C, et al. X-48B Blended Wing Body Flight Test Performance of Maximum Sideslip and High to Post Stall Angle-of-Attack Command Tracking [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. USA: AIAA, 2010: 1-17.
- [3] John R Whittengury. Configuration Design Development of the Navy UCAS-D X-47B [M]. USA: AIAA 2011-7041.
- [4] 王旭, 于冲, 苏新兵, 等. 开裂式方向舵在变前掠翼布局中的操纵性能研究 [J]. 航空学报, 2013, 34(4): 741-749.
- [5] 孙静, 张彬乾, 杨广珺. 无尾布局嵌入式舵面的大迎角纵向操纵能力研究 [J]. 航空学报, 2012, 33(3): 430-437.

(下转第 639 页)