

基于转矩可达集的多操纵面飞机机动性 适航快速评价方法

杨士斌¹, 宋瑞昕¹, 陈宇金²

(1.中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300; 2.中国民用航空江西航空器适航审定中心, 江西 南昌 330200)

摘要:针对多操纵面飞机概念设计阶段操纵面适航性设计问题,提出一种基于转矩可达集(AMS)的多操纵面飞机机动性适航快速评价方法。法将相关适航要求转化为三轴AMS的约束,通过操纵面正常与故障状态的AMS覆盖性对比,进行机动性适航快速评价,对符合AMS适航约束的操纵面设计方案进行时域仿真。结果表明,所提出的基于AMS机动性适航评价方法能够对多操纵面概念设计方案完成快速的适航要求初步评估,为多操纵面适航性设计以及系统功能危害性评估提供技术支撑。

关键词:多操纵面飞机;转矩可达集;机动性;适航

中图分类号:V249

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2026)01-0134-09

随着航空技术的发展,非常规布局诸如翼身融合、联翼布局、倾转旋翼等逐渐应用于民用航空器领域,这些新布局普遍具有高冗余操纵效应器/操纵面的新颖特征。

如何在概念设计阶段就充分考虑安全性和适航性的要求成为非常规布局成功进入民用领域的关键问题之一。虽然当前有效的适航规章针对的是传统布局航空器,但其对航空器操纵面设计提出约束的底层安全逻辑不会改变。多操纵面适航性评估的传统方法依赖大量时域仿真,导致计算成本高、迭代周期长,且难以在早期识别物理层设计缺陷(如操纵力矩冗余不足),导致后期设计迭代的风险增加^[1]。转矩可达集(attainable moment subset, AMS)^[2-7]能直观展示操纵力矩,在飞行控制领域得到广泛应用。然而,现有研究尚未建立AMS与适航设计的联系,特别是缺乏面向飞机概念设计阶段的快速评价方法。

针对上述问题,本文提出一种基于AMS的多操纵面飞机机动性适航快速评价方法,通过AMS进行飞机物理架构的筛选,构建“设计-评价-迭代-仿

真”的评价流程。该方法首先将适航条款对机动性的要求(滚转、俯仰、偏航)转化为适航约束AMS并作为基准;对比初始设计的AMS,若其覆盖适航约束则进一步评价典型故障模式(如舵面卡阻、丧失等)的剩余AMS覆盖性;任一阶段不满足要求则对操纵面进行迭代设计,通过评价则进行时域仿真。本文以多操纵面翼身融合飞机为算例,仿真实验表明,本方法较传统方法其优势体现在:通过AMS进行正常与故障状态机动性适航评价,从力矩角度快速评价当前设计是否满足适航要求,提升了设计与评估的效率。研究成果为多控制效应器/多操纵面民用航空器在概念设计阶段的适航考虑提供了支撑。

1 转矩可达集

转矩可达集的概念最早由Durham在1993年首先提出^[8-10]。最初是为了研究多操纵面设计下,针对控制分配问题如何确定控制边界,他将飞机的操纵面 $\mathbf{u}(t)$ ($u_{\min}(t) \leq \mathbf{u}(t) \leq u_{\max}(t)$) 在控制效率矩阵 $\mathbf{B}_e: \mathbf{R}^m \rightarrow \mathbf{R}^k$ ($m > k$) 映射下形成的几何体 Φ 称为转矩可达集。具体而言,AMS是由滚转、俯仰和偏航力矩构成的凸多面体,分配系统只能对AMS内的转矩向量进行有效分配和控制。

1.1 转矩可达集的求解方法

转矩可达集是由操纵面的物理约束和控制效率矩阵共同确定,设 \mathbf{b}_k 为 \mathbf{u}_k 的效率向量,那么控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 改写为: $\mathbf{B}_e = [\mathbf{b}_1 \ \mathbf{b}_2 \ \cdots \ \mathbf{b}_m]$ 。求解 Φ 时,首先调整控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 的任意一轴与一个面垂直,这里引入变换矩阵 \mathbf{T} ,控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 中的第 i 行和第 j 列为 \mathbf{b}_i 和 \mathbf{b}_j 。

$$\mathbf{T} = [t_{11} \ t_{12} \ t_{13}] \quad (1)$$

$$\mathbf{b}_i = [b_{1i} \ b_{2i} \ b_{3i}]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{b}_j = [b_{1j} \ b_{2j} \ b_{3j}]^T \quad (3)$$

求出 \mathbf{T} 使其满足

$$\mathbf{T}[\mathbf{b}_i \ \mathbf{b}_j] = [\mathbf{0} \ \mathbf{0}] \quad (4)$$

$$\begin{cases} t_{11}b_{1i} + t_{12}b_{2i} + t_{13}b_{3i} = 0 \\ t_{11}b_{1j} + t_{12}b_{2j} + t_{13}b_{3j} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

求解该不定方程即可求出变换矩阵 \mathbf{T} ,令 t_{13} 为任意非 0 值,即可求解 \mathbf{T} 的另外 2 个元素,令 $t_{13} = 1$,则(5)式变为

$$\begin{cases} t_{11}b_{1i} + t_{12}b_{2i} = -b_{3i} \\ t_{11}b_{1j} + t_{12}b_{2j} = -b_{3j} \end{cases} \quad (6)$$

将(6)式转换为矩阵形式

$$\begin{bmatrix} b_{1i} & b_{2i} \\ b_{1j} & b_{2j} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} t_{11} \\ t_{12} \end{Bmatrix} = - \begin{Bmatrix} b_{3i} \\ b_{3j} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

若满足

$$\det \begin{bmatrix} b_{1i} & b_{2i} \\ b_{1j} & b_{2j} \end{bmatrix} \neq 0 \quad (8)$$

则

$$\begin{Bmatrix} t_{11} \\ t_{12} \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} b_{1i} & b_{2i} \\ b_{1j} & b_{2j} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} b_{3i} \\ b_{3j} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

若

$$\det \begin{bmatrix} b_{1i} & b_{2i} \\ b_{1j} & b_{2j} \end{bmatrix} = 0 \quad (10)$$

则说明控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 不满足任意 3×3 矩阵满秩,则(9)式的求解方法失效,这种情况可在 \mathbf{B}_e 中添加小扰动量,破坏向量的相关性,从而使用(9)式求解。

此时已经求得 $\mathbf{T} = [t_{11} \ t_{12} \ t_{13}]$ 的值,将 \mathbf{T} 与 \mathbf{B} 相乘后, $\mathbf{B}(1, i)$ 和 $\mathbf{B}(1, j)$ 中将有 1 个元素为 0,而 \mathbf{B} 的第一行中其他元素的符号决定了其他操纵面的设置方式:若该元素为正,则对应的操纵面应设置为最大值;若该元素为负,则设置为最小值。通过这种方式,可以生成一个转矩可达集 Φ 的边界面。反

之,若将正元素对应的操纵面设置为最小值,负元素对应的操纵面设置为最大值,则可生成另一个边界面。为了完整计算 Φ 的所有边界面,需对每 2 个控制执行机构的组合重复上述计算。对于 m 个控制执行机构和 3 个力矩轴,所需计算次数为

$$n_{\text{Calcs}} = \frac{m!}{2! (m-2)!} = \frac{1}{2} m(m-1) \quad (11)$$

式中, m 是控制执行机构的数目^[11]。

1.2 操纵面故障情况的转矩可达集求解

对于操纵面故障情况,常见的故障模式包括操纵面卡阻、操纵面松浮和操纵面损伤^[12]。

操纵面卡阻是指操纵面固定在某一位置,无法产生预期的控制效果,同时可能引入额外的附加力和力矩。在求解转矩可达集时,操纵面卡阻的情况可视作控制效率不变,若卡阻在 δ 位置,则操纵面位置限制变为 $u_{\min} = u_{\max} = \delta$ 。

操纵面松浮是指操纵面失效,也就是操纵面的控制效率为 0,可以简化看作松浮的操纵面不会对飞机产生任何气动力和气动力矩,即飞机的控制输入产生的作用为 0。求解转矩可达集时,假设第 i 片操纵面松浮,控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 对应的故障位置变为

$$\mathbf{B}_e^f = [b_1 \ b_2 \ \cdots \ b_i = 0 \ \cdots \ b_m] \quad (12)$$

操纵面损伤,会导致飞机质量、质心、转动惯量以及飞机气动系数等参数的变化,假设操纵面质量远远小于整个飞机的质量,则可以视为上述参数的变化可忽略。此时,操纵面产生的控制效率会降低,假设第 i 片操纵面正常状态下控制效能为 δ ,操纵面损伤 $d\%$ 时,实际有效的控制效能为 $\delta' = (1 - d\%) \delta$,求解转矩可达集时,控制效率矩阵 \mathbf{B}_e 对应的故障位置变为

$$\mathbf{B}_e^f = [b_1 \ b_2 \ \cdots \ (1 - d\%) b_i \ \cdots \ b_m] \quad (13)$$

2 机动性快速评价方法

2.1 评价流程

根据以上内容,建立下述评价流程:

- 1) 初始构型设计:获取设计方案的相关数据,如:质量、气动外型、动力装置、操纵面设计等;
- 2) 适航约束建模:将适航条款的机动性要求转化为力矩约束,建立适航约束的 AMS;
- 3) 正常状态评价:计算飞机初始设计 AMS,评价其是否覆盖适航约束 AMS;
- 4) 故障状态评价:确定需要评价的故障清单,

分别计算故障状态剩余 AMS 并评价其是否覆盖适航约束 AMS;

5) AMS 机动性适航评价:若步骤 3)~4) 中任一评价未通过,则说明飞机设计方案不符合适航要求并修改设计方案;全部通过则进入步骤 6);

6) 时域仿真:对通过 AMS 评价的设计方案进行时域仿真,通过可得到符合适航要求的飞机设计方案。

评价流程图如图 1 所示。

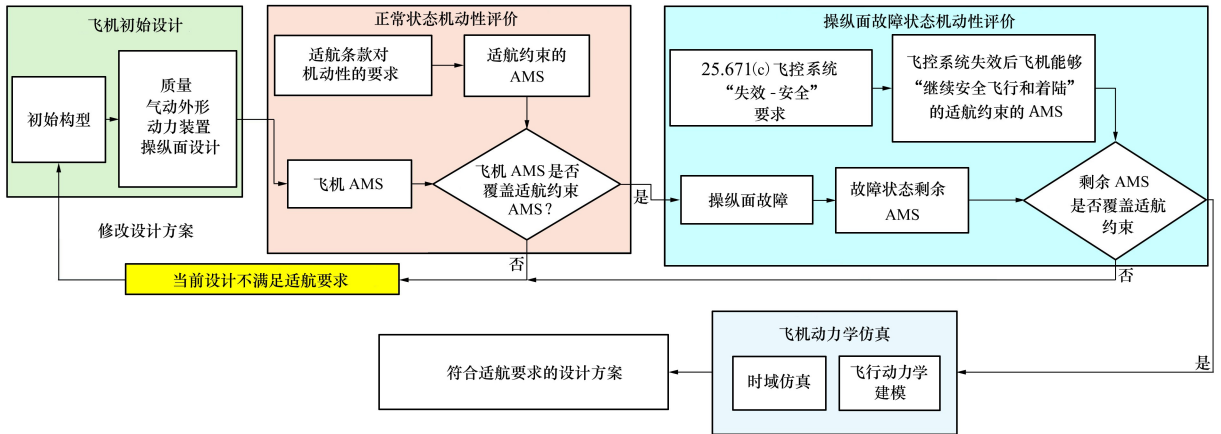


图 1 评价流程图

2.2 机动性适航要求

根据《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)^[13] 分析得出:正常状态下,飞机纵向能产生 $-1.0g \sim 2.5g$ 过载,横向操纵性要求飞机在 7 s 内完成 60° 的滚转,航向操纵性要求临界发动机失效后,可以左/右航向改变 15° ;操纵面故障状态下,飞机纵向能产生 $0.8g \sim 1.3g$ 过载,横向操纵性要求飞机 11 s 内完成 60° 的滚转,并且能够 30° 坡度定常左转弯或右转弯。将上述适航要求转化为操纵力矩要求,转化到 AMS 的坐标系中,定量评价飞机的机动能力是否满足适航要求。

2.3 适航约束的转矩可采集

根据 2.2 节中适航要求,将三轴机动性要求转化为 AMS。计算适航要求规定动作所需的最小三轴力矩,并通过力矩映射至 AMS 坐标系,构建适航约束 AMS 作为基准,实现适航要求与操纵能力的可视化对比分析。

1) 俯仰力矩

假设在目标过载的保持期间,飞机的状态量不再随时间快速变化,并且是纯纵向平面的机动,无侧滑,气动力和力矩是线性的。所需俯仰力矩 $C_{m_{req}}$ 为

$$C_{m_{req}} = - \underbrace{(C_{m0} + C_{ma} \alpha_n)}_{\text{纵向静稳定}} - \underbrace{C_{mq} \frac{q_n \bar{c}}{2V}}_{\text{俯仰阻尼}} - \underbrace{\frac{Tz_T}{QSc}}_{\text{发动机}} \quad (14)$$

$$\alpha_n = \frac{C_{L_{req}} - C_{L0}}{C_{L\alpha}} \quad (15)$$

式中: C_{m0} 为零升力俯仰力矩系数; C_{ma} 为纵向静稳定导数; α_n 为目标 n 过载下需要的迎角; C_{mq} 为俯仰阻尼导数; q_n 为目标过载机动时的俯仰角速率; \bar{c} 为平均几何弦长; V 为速度; T 为发动机推力; z_T 为发动机安装位置到飞机水平面的距离; S 为机翼参考面积; Q 为动压。

2) 滚转力矩

横向操纵要求将操纵时间和偏转角度转化为滚转力矩,假设该过程为匀速,滚转角加速度 $\dot{p} = 0$,因此仅考虑滚转阻尼项,则所需滚转力矩系数 $C_{l_{req}}$ 为

$$C_{l_{req}} = - C_{lp} \cdot \frac{pb}{2V} \quad (16)$$

式中: p 为滚转角速率; C_{lp} 为滚转阻尼导数。

3) 偏航力矩

偏航操纵需满足单发失效时平衡非对称推力偏航力矩的基本要求,同时保持航向操纵能力,则所需偏航力矩系数 $C_{nr_{req}}$ 为

$$C_{nr_{req}} = \underbrace{\left| \frac{T \cdot y_T}{QSc} \right|}_{\text{推力不对称}} + \underbrace{\left| C_{n\beta} \frac{mVr}{QSc C_{Y\beta}} \right|}_{\text{侧滑静稳定}} + \underbrace{\left| C_{nr} \frac{rb}{2V} \right|}_{\text{偏航阻尼}} \quad (17)$$

式中: T 为正常工作的发动机推力; y_T 为发动机到机体 y 轴的距离; b 为翼展; $C_{n\beta}$ 为偏航静稳定导数; $C_{Y\beta}$ 为侧力对侧滑角的导数; r 为偏航角速率。

3 仿真实验与分析

3.1 飞机模型介绍

本文采用多操纵面翼身融合 (blended wing body, BWB) 飞机模型作为初始构型,如图 2 所示。

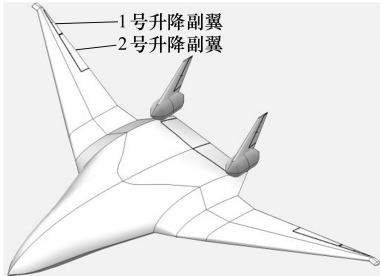


图 2 BWB 飞机模型

BWB 飞机由升降舵、机翼两侧 2 对升降副翼以及 1 对垂尾构成^[14]。

3.2 正常状态机动性评价

选取飞机在 3 000 m 高度, $Ma = 0.3$ 时的控制效率矩阵 B_{e1} 为

$$B_{e1} = \begin{bmatrix} 0 & -0.126\ 6 & 0 \\ -0.034\ 38 & -0.028\ 2 & -0.003\ 1 \\ 0.034\ 38 & -0.028\ 2 & 0.003\ 1 \\ -0.028\ 5 & -0.020\ 4 & -0.002\ 5 \\ 0.028\ 5 & -0.020\ 4 & 0.002\ 5 \\ -0.002\ 3 & 0 & -0.017\ 4 \\ 0.002\ 3 & 0 & -0.017\ 4 \end{bmatrix}^T \quad (18)$$

操纵面位置限制如表 1 所示。

表 1 位置限制

执行构	位置限制
升降舵	$-30^\circ \sim 30^\circ$
1 号升降副翼	$-30^\circ \sim 30^\circ$
2 号升降副翼	$-30^\circ \sim 30^\circ$
方向舵	$-25^\circ \sim 25^\circ$

根据 1.1 节的方法,通过初始设计飞机的控制效率矩阵 B_{e1} 和操纵面位置限制,求解初始设计 AMS,采用 2.3 节的方法,计算出适航要求下的转矩可达集。三轴力矩系数的区间结果为

$$C_l \in [-0.013\ 7, 0.013\ 7];$$

$$C_m \in [-0.096\ 3, 0.128\ 2];$$

$$C_n \in [-0.004\ 6, 0.004\ 6];$$

将三轴操纵面力矩系数的约束区间绘制在转矩可达集坐标系中。在正常状态下,判断飞机初始设计 AMS 是否覆盖正常适航约束 AMS。如图 3~4 所示。

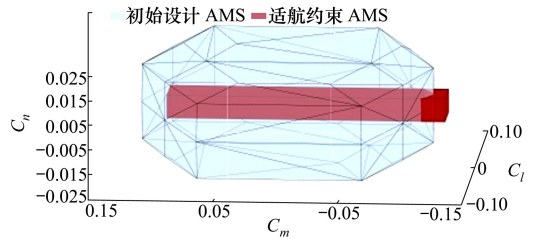


图 3 初始构型 AMS 与适航约束覆盖性

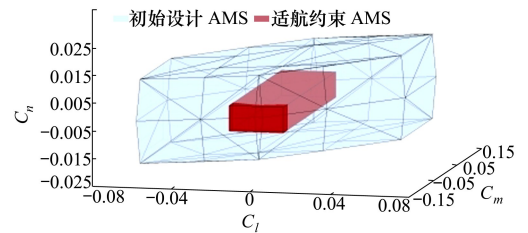


图 4 初始构型 AMS 与适航约束覆盖性

图 3~4 表明,初始设计 AMS 在 C_m 轴未能覆盖适航约束 AMS,说明初始设计在纵向机动上不满足适航要求,需要对操纵面进行修改。

3.3 操纵面设计修改

由 3.2 节分析可知,BWB 飞机因该构型纵向操纵力矩臂较短,导致初始构型的纵向机动能力未满足适航要求;而滚转与偏航方向的操纵能力存在明显冗余。

在操纵面优化设计中,现有升降舵布局已完全饱和,但机翼后缘内侧区域仍存在未利用的气动面。为提高纵向操纵效能,本研究参考主流 BWB 机型及传统民机的舵面布局^[15-17],提出改进方案:

1) 操纵面面积与数量修改:增加 3 号升降副翼,并延长原有 1~2 号升降副翼展向长度,如图 5 所示;

2) 气动模型简化:将舵效简化为与偏转角呈线性关系;

3) 耦合效应简化:忽略操纵面数量和面积改变对飞行力学耦合的影响。

气动分析得到迭代设计的控制效率矩阵 B_{e2} 为

$$B_{e2} = \begin{bmatrix} 0 & -0.1266 & 0 \\ -0.0629 & -0.0487 & -0.0056 \\ 0.0629 & -0.0487 & 0.0056 \\ -0.0494 & -0.0344 & -0.0087 \\ 0.0494 & -0.0344 & 0.0087 \\ -0.0139 & -0.0235 & -0.0034 \\ 0.0139 & -0.0235 & 0.0034 \\ 0.0023 & 0 & -0.0174 \\ 0.0023 & 0 & -0.0174 \end{bmatrix}^T \quad (19)$$

根据 B_{e2} 进行迭代设计后的机动性评价。

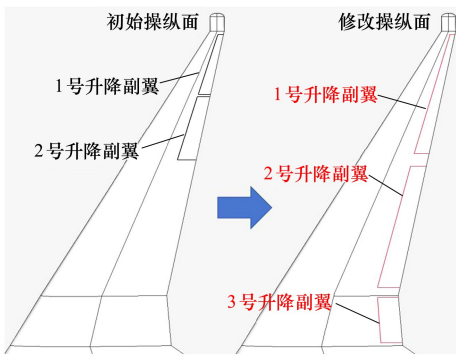


图 5 操纵面设计修改

图 6 表明,迭代设计后纵向 AMS 体积较初始设计扩大 1.52 倍,完整覆盖适航约束 AMS,且保持滚转与偏航操纵能力的冗余。

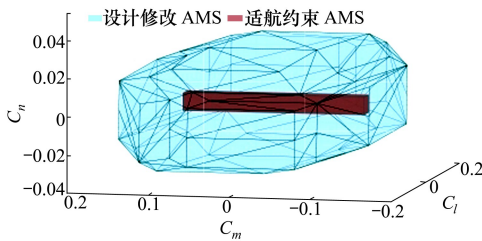


图 6 设计修改 AMS 与适航约束覆盖性

3.4 正常状态机动性评价

AMS 评价正常状态符合适航要求,进行时域仿真,首先进行控制律与分配律设计。基本控制律如图 7a)~7b) 所示,其中各个增益参数设定依据飞行品质要求,采用经典控制律方法设计。纵向为俯仰通道和发动机通道,俯仰通道采取 C^* 控制增稳设计,发动机通道输入为油门开度;滚转通道使用滚转角速率反馈降低滚转角振荡,侧向过载反馈来消除侧滑角;偏航通道采用偏航角速率以及侧滑角反馈改善荷兰滚模态的阻尼比、消除侧滑角,并提高航向稳定性^[19],控制分配方法选用全操纵面伪逆法。

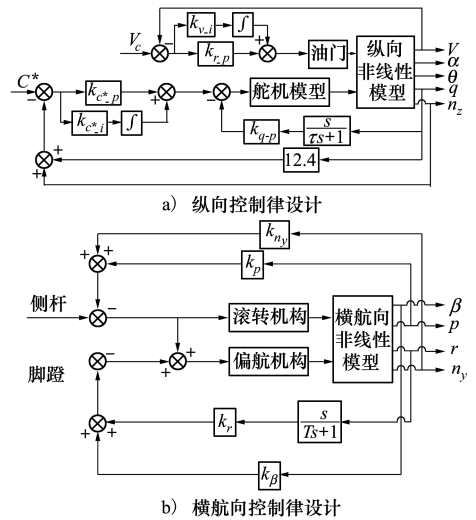


图 7 BWB 飞机飞行控制律示意图

根据 2.2 节中的机动性适航要求,正常状态纵向产生 $-1.0g \sim 2.5g$ 的法向过载,横航向 $7s$ 滚转 60° ,选定在高度 $3000m$ 、 $Ma=0.3$ 时相应的指令信号,图 8a)~8b) 分别为飞机拉 $-1g$ 与 $2.5g$ 过载的机动动作,图 8c) 为过载 $-1g$ 时的操纵面响应。

图 9a) 为飞机做 $7s$ 滚转 60° 机动动作的滚转角响应图,图 9b) 为操纵面响应图。

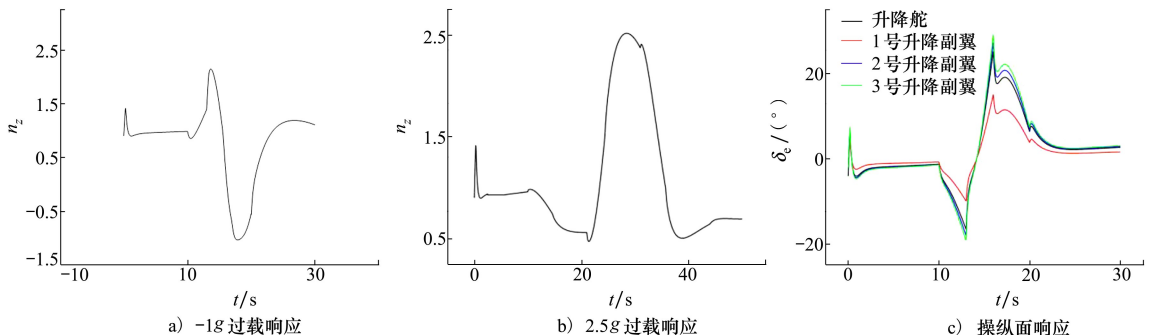


图 8 纵向仿真结果图

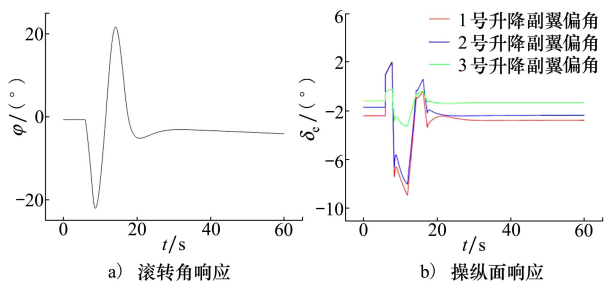


图 9 横向仿真结果图

由仿真结果可得,该设计方案在正常状态下的 AMS 与时域仿真评价结果均符合适航要求。

3.5 操纵面故障状态机动性评价

采用 2.3 节的方法,计算得到操纵面故障后适航条款所规定的三轴力矩系数范围为

$$C_l \in [-0.008\ 8, 0.000\ 9];$$

$$C_m \in [-0.024\ 9, 0.038\ 3];$$

$$C_n \in [-0.003\ 2, 0.003\ 2]$$

1) 纵向评价

在高度 3 000 m、 $Ma = 0.3$ 的条件下,对操纵面卡阻的适航规定:根据 $0.8g \sim 1.3g$ 过载量的操纵杆机动位置对应的升降舵偏转最大位置,经仿真后选取升降舵急偏后的卡阻位置为下偏 9° 。

首先进行 AMS 评价,图 10a) 为正常状态 AMS 与升降舵故障后剩余 AMS 的对比,剩余 AMS 缩小至 48%,图 10b) 表明升降舵故障剩余 AMS 覆盖适航约束 AMS,符合要求并进行时域仿真。

本文分别构建升降舵、升降副翼、方向舵故障情况,进行 AMS 评价与时域仿真。仿真条件设置为:①推杆机动至 $0.8g$ 的注入故障,在正常平飞状态下,在 15 s 升降舵突然急偏,并朝下卡阻在 8.9° 位置处,之后在第 20 s 进行推杆机动;②拉杆机动至 $1.3g$ 的注入故障流程与 $0.8g$ 相同。

图 10c) ~ 10f) 分别为推杆机动 $0.8g$,拉杆机动至 $1.3g$ 时的过载变化及单侧的各个升降副翼的偏角响应。

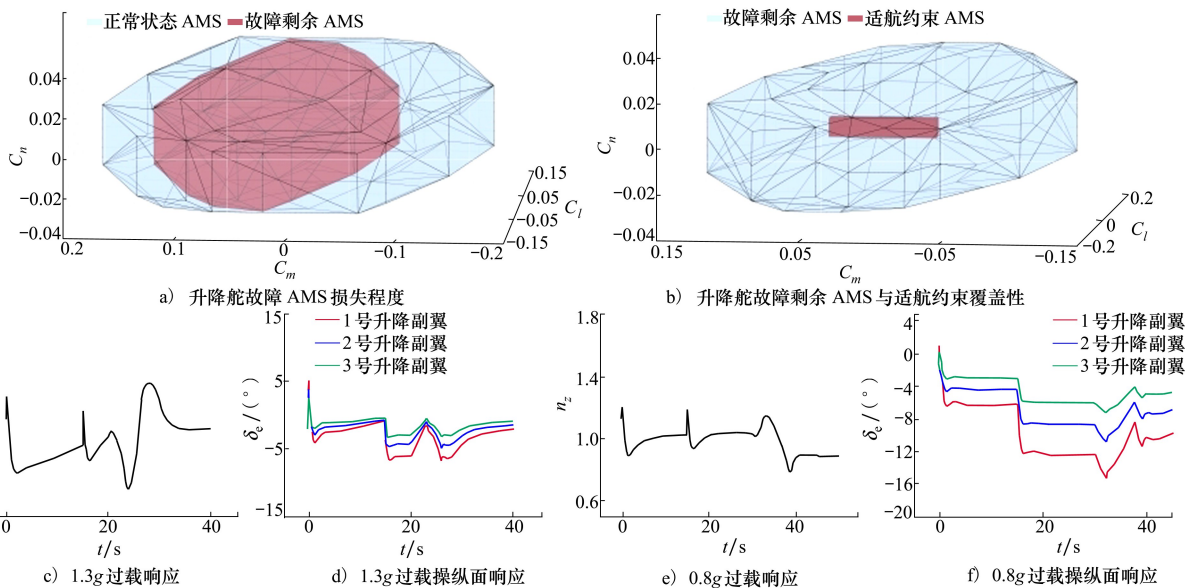


图 10 升降舵故障适航评价

2) 横向评价

在高度 3 000 m、 $Ma = 0.3$ 的条件下,根据操纵面卡阻的适航规定,飞机的仿真评估飞行条件可选取 1 号升降副翼故障和单侧方向舵故障,经仿真可确定最外侧单侧升降副翼卡阻位置为向下(上)偏 7° (方向舵正常),单片方向舵卡阻位置为左(右)偏 8° (1 号升降副翼正常)。

(1) 1 号升降副翼下偏 7° 卡阻,首先进行 AMS

评价。由图 11a) 为正常状态 AMS 与升降舵故障后剩余 AMS 的对比,剩余 AMS 缩小至 60%,图 11b) 表明升降舵故障剩余 AMS 覆盖适航约束 AMS,符合要求并进行时域仿真。

在 5 s 时飞机左侧 1 号升降副翼下偏 7° ,然后在 20 s 时飞机建立左滚 30° 的坡度转弯。图 11c) ~ 11d) 为 1 号升降副翼故障的飞机滚转角和另一侧正常的升降副翼响应。

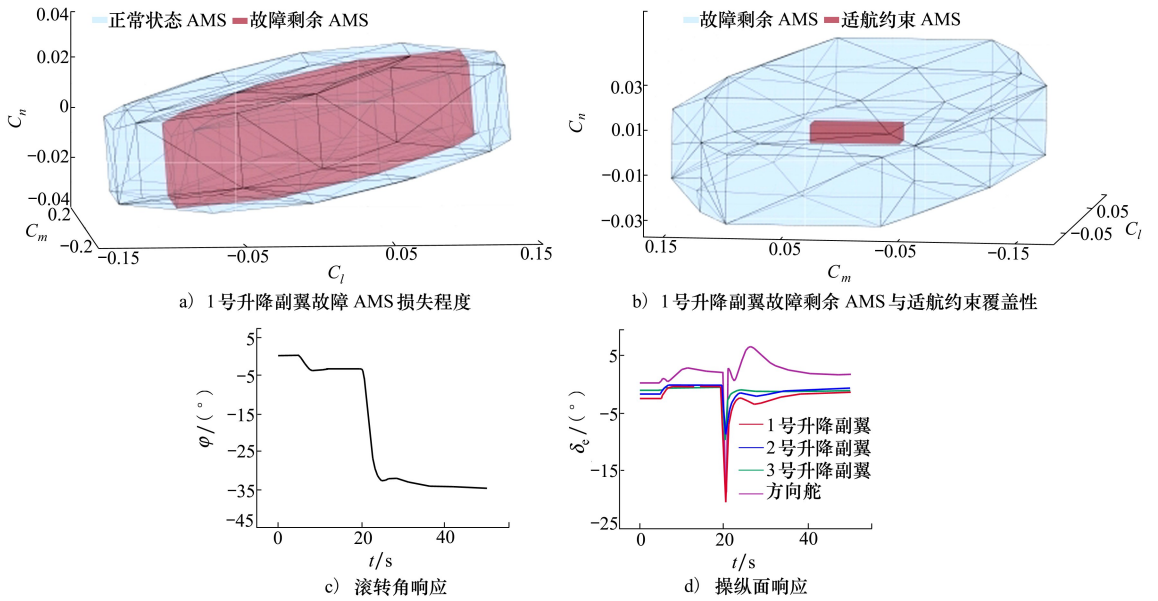


图 11 1号升降副翼故障适航评价

(2) 单片方向舵左偏 8°卡阻, 首先进行 AMS 评价。由图 12a) 为正常状态 AMS 与升降舵故障后剩余 AMS 的对比, 剩余 AMS 缩小至 61%, 图 12b) 表明方向舵故障剩余 AMS 覆盖适航约束 AMS, 符合要

求并进行时域仿真。

单侧方向舵的故障, 其故障注入与升降副翼一致。图 12c) ~ 12d) 为单侧方向舵故障时的飞机滚转角和另一侧正常的升降副翼和方向舵偏角响应。

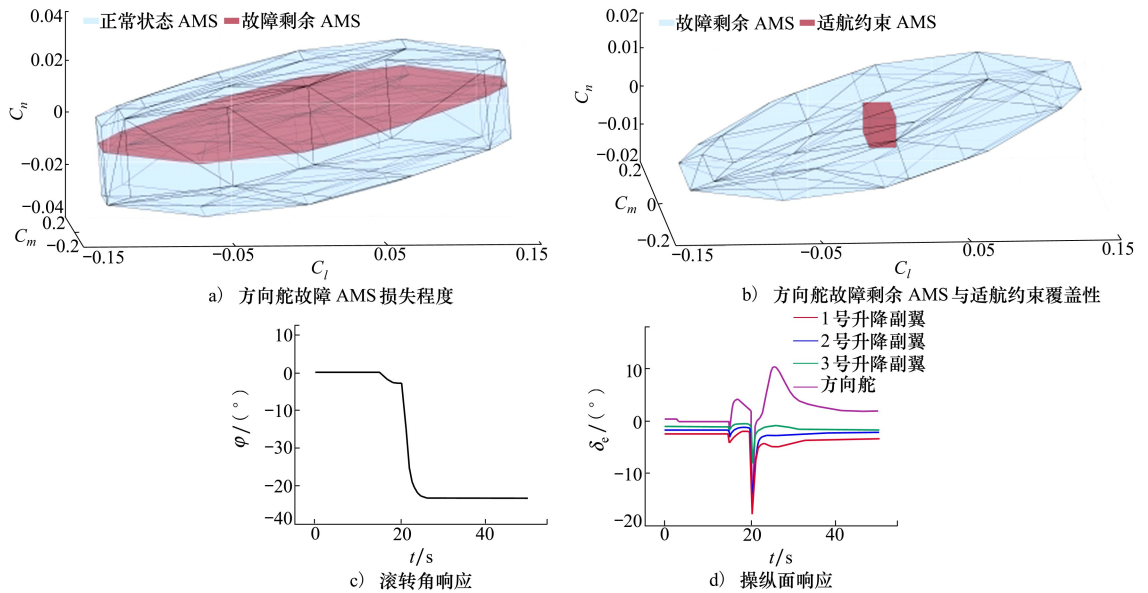


图 12 方向舵故障适航评价

3.6 实验结果分析

正常状态下, AMS 与时域仿真结果均符合适航要求, 故障状态下, 分别验证了 3 种操纵面卡阻情况, 分析如下:

机过载和舵偏量均较小, 此时飞机为了保持稳定飞行, 利用其他升降副翼进行配平, 20 s 推拉杆进行机动完成过载指令, 符合适航要求。

由图 11c) 可知, 左侧 1 号升降副翼卡阻后, 滚转角大约发生了 3.5° 的变化, 20 s 给定 30° 坡度定常

由图 10c) ~ 10f) 可知, 升降舵急偏后卡阻后, 飞

转弯指令后完成滚转指令,符合适航要求。

由图 12c)可知,单侧方向舵卡阻后,滚转角大约发生了 2.6° 的变化,20 s 给定 30° 坡度定常转弯指令后完成滚转指令,符合适航要求。

通过 AMS 评价操纵面正常与故障情况和时域仿真结果均符合适航条件,说明改进后的设计方案满足机动性适航要求。

4 结 论

本研究将转矩可达集理论与适航要求相结合,

研究了飞机在正常和故障状态下的机动性适航快速评价方法,飞行仿真表明了本文提出的方法对于机动性适航评价的有效性。得出以下结论:①本方法改进了传统依赖大量仿真的试错模式,减少冗余的仿真实验;②通过 AMS 直观展示并量化飞机的三轴操纵能力和操纵面故障后的剩余飞行能力,为设计优化提供依据;③建立了“设计-评价-迭代-仿真”的闭环评价流程,在飞机概念设计阶段为多操纵面飞机的机动性适航评价提供了新的思路,具有工程应用价值。

参考文献:

- [1] 张帅,夏明,钟伯文. 民用飞机气动布局发展演变及其技术影响因素[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 30-44.
Zhang Shuai, Xia Ming, Zhong Bowen. Evolution and technical factors influencing civil aircraft aerodynamic configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 30-44. (in Chinese)
- [2] 申晓明,吕新波,黄振威. 多操纵面飞机控制分配方法研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(9): 8-11.
Shen Xiaoming, Lü Xinbo, Huang Zhenwei. Research on the control allocation for aircrafts with multi-control surfaces[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(9): 8-11. (in Chinese)
- [3] 范伟强,李健,张冲,等. 新构型倾转四旋翼飞行器总体初步设计[J]. 飞行力学, 2024, 42(3): 26-32.
Fan Weiqiang, Li Jian, Zhang Chong, et al. Overall preliminary design of new configuration quadtiltrotor aircraft[J]. Flight Dynamics, 2024, 42(3): 26-32. (in Chinese)
- [4] 仓宇. 混合翼身融合构型飞行器气动外形一体化设计与优化[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
Cang Yu. Integrated design and optimization of the aerodynamic shape for aircraft under hybrid-wing-body configuration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [5] Durham W C. Attainable moments for the constrained control allocation problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(6): 1371-1373.
- [6] Durham W C. Constrained control allocation-three-moment problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1994, 17(2): 330-336.
- [7] Bordignon K A, Durham W C. Closed-form solutions to constrained control allocation problem[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(5): 1000-1007.
- [8] 史静平,屈晓波,毕可军. 一种基于转矩可达集的操纵面组合分配设计方法[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(1): 123-130.
Shi Jingping, Qu Xiaobo, Bi Kejun. Multiple effector control allocation method based on attainable moment subset[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(1): 123-130. (in Chinese)
- [9] 史静平,屈晓波,李广文. 一种基于转矩可达集裁剪设计的广义逆分配方法[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(1): 8-13.
Shi Jingping, Qu Xiaobo, Li Guangwen. An effective design of tailored generalized inverse control allocation method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(1): 8-13. (in Chinese)
- [10] 史静平,章卫国. 基于 AMS 结构分析的串接链可达集求解与优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 582-588.
Shi Jingping, Zhang Weiguo. Efficient optimization method of daisy chain control allocation based on genetic algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(4): 582-588. (in Chinese)
- [11] Durham W, Bordignon K A, Beck R. Aircraft control allocation[M]. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2017.
- [12] 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.
Shi Jingping, Qu Xiaobo. Control allocation theory and its application for aircraft with multiple control surfaces[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2017. (in Chinese)

- [13] 中国民用航空局. 中国民用航空规章-第 25 部-运输类飞机适航标准[S]. CCAR-25-R4, 2016.
- [14] 杨建忠, 阴竹雨, 杨士斌. 翼身融合飞机横航向操稳特性适航评估[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(2): 19-26.
Yang Jianzhong, Yin Zhuyu, Yang Shibin. Airworthiness assessment of lateral-directional stability characteristics for blended wing body aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2024(2): 19-26. (in Chinese)
- [15] Garmendia D C, Chakraborty I, Trawick D R, et al. Assessment of electrically actuated redundant control surface layouts for a hybrid wing body concept[C]//14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2014
- [16] Hileman J I, Spakovszky Z S, Drela M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 956-969.
- [17] Risch T, Cosentino G, Regan C, et al. X-48B flight test progress overview[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009
- [18] 阴竹雨. BWB 飞机控制分配设计及适航操稳特性研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2024.
Yin Zhuyu. Control allocation design of BWB aircraft and airworthiness stability and handling characteristics evaluation[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2024. (in Chinese)

A rapid evaluation method for maneuverability and airworthiness of multi-control surface aircraft based on torque AMS

Yang Shibin¹, Song Ruixin¹, Chen Yujin²

(1. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;)
(2. Jiangxi Aircraft Airworthiness Certification Center, CAAC, Nanchang 330200, China)

Abstract: To address the airworthiness design challenges of multi-control-surface aircraft during the conceptual design phase, a rapid maneuverability airworthiness evaluation method based on the torque attainable moment set (AMS) is proposed in this paper. The method translates relevant airworthiness requirements into constraints on the three-axis AMS and conducts rapid maneuverability airworthiness assessment by comparing the AMS coverage under normal and fault conditions of control surfaces. Time-domain simulations are performed for control surface design schemes that satisfy the AMS airworthiness constraints. The results demonstrate that the proposed AMS-based maneuverability airworthiness evaluation method can efficiently conduct preliminary assessments of airworthiness requirements for multi-control-surface conceptual designs, providing technical support for airworthiness design and functional hazard assessment of multi-control-surface systems.

Keywords: multi-control-surface aircraft; torque attainable moment set(AMS); maneuverability; airworthiness

引用格式: 杨士斌, 宋瑞昕, 陈宇金. 基于转矩可达集的多操纵面飞机机动性适航快速评价方法[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(1): 134-142.

Yang Shibin, Song Ruixin, Chen Yujin. A rapid evaluation method for maneuverability and airworthiness of multi-control surface aircraft based on torque AMS[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(1): 134-142. (in Chinese)