

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.02.004

翼身融合飞机横航向操稳特性适航评估

杨建忠* 阴竹雨 杨士斌

(中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300)

摘要: 翼身融合(blended wing body, 简称 BWB)飞机是未来民机的重要发展方向之一。分析了 BWB 飞机飞行特性并根据相关规章提出适航操稳特性要求, 针对典型背撑式双发 BWB 布局飞机建立了六自由度飞行动力学模型, 设计了反馈增稳控制律以满足飞行品质要求; 并采用伪逆法设计了控制分配以完成多操纵面偏转的指令, 基于系统仿真的方法对临界发动机失效情况下横航向操纵性和机动性开展了适航评估。仿真结果表明, 该布局飞机在临界发动机失效情况下仍具有足够的剩余操纵性和机动性。

关键词: 翼身融合飞机; 适航; 操稳特性; 临界发动机失效

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

对于世界各国提出的航空运输碳排放减少的目标, 传统布局飞机的技术发展难以满足其以“绿色航空”为核心的运输发展要求, 翼身融合(blended wing body, 简称 BWB)飞机在装载空间、气动效率和环境友好性方面相较于传统飞机有巨大优势, 是实现“绿色航空”最有潜力的构型之一^[1]。

从目前提出的一系列 BWB 布局飞机来看^[2-8], 该布局飞机纵向俯仰通道操纵效率较低, 静稳定裕度较低; 横航向通道小垂尾甚至无垂尾的设计使横航向操纵性和稳定性都较差, 且容易诱发荷兰滚模态的恶化; 发动机布局一般有嵌入式和背撑式两种, 临界发动机失效仍然是飞行安全必须考虑的情况。从操纵方式来看, BWB 飞机与传统民机也有很大的不同, BWB 飞机后缘通常有多对升降副翼, 俯仰和滚转操纵由其中的一对或者几对完成, 偏航操纵一般由全动 V 尾、翼梢小翼方向舵或布置在后缘的阻力方向舵^[9]完成。

近年来, 国内外对 BWB 布局飞机飞行动力学特性和操纵面控制方式展开了广泛的研究, 文献[10]提出了一种开裂式方向舵和开裂式升降舵用

于航向增稳和操纵; 文献[11]设计了一种无缝变形后缘装置用于解决 BWB 飞机单发失效后的偏航稳定性问题; 文献[12]设计了腹部扰流板来增强 BWB 飞机起飞和着陆时的升力和俯仰力矩; 文献[13]利用特征结构配置法完成了对无尾 BWB 布局飞机的控制增稳系统设计; 文献[14]对背撑式发动机布局的 BWB 飞机进行了详细的纵向稳定性和配平研究, 给出了起飞特征速度的适航建议。上述研究多聚焦在新颖的飞机操纵面设计和控制律设计。然而, 民机的设计必须考虑适航要求, BWB 布局飞机由于表现出诸多独特特征, 对适航性设计和符合性验证甚至适航规章提出了巨大挑战。

本文在分析运输类飞机适航标准中横航向操稳特性适航要求的基础上, 基于背撑式发动机的 BWB 布局, 建立飞机六自由度模型、设计横航向飞行控制律以及控制分配, 考虑临界发动机失效场景, 通过仿真给出适航性设计考虑的建议。

1 布局和横航向操稳特性

1.1 布局方案和开环特性分析

本文采用的 BWB 飞机尺寸设计和舵面布置方

* 通信作者。E-mail: jzyang@cauc.edu.cn

引用格式: 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 J Z, YIN Z Y, YANG S B. Airworthiness assessment of lateral-directional stability characteristics for blended wing body aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(2): 19-26(in Chinese).

案参考了文献[13]和空客 BWB 验证机^[15]。采用 OpenVsp 进行建模并使用涡格法计算其气动数据,图 1 为其示意图,设计机长为 34.5 m,翼展为 63 m,采用背撑式双发布局,共计 9 片可独立控制的舵面;飞机中央体后面布置了单独的升降舵,机翼后缘布置了 3 对升降副翼,可用于俯仰和滚转,从机翼最外侧到内侧分别编号为 1、2、3,发动机两侧布置了双垂尾和 2 片方向舵。升降舵和升降副翼的偏转角度设置为 $\pm 30^\circ$,方向舵的偏转角度设置为 $\pm 25^\circ$ 。

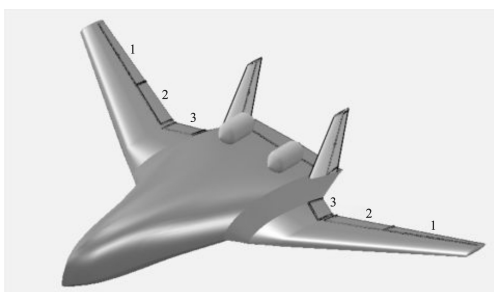


图 1 BWB 飞机构型及舵面设计

表 1 为该布局 BWB 飞机和波音 747 飞机在巡航状态(10 000 m, 0.8 Ma)下横航向的一些气动数据对比。在滚转通道,由于 BWB 飞机的机身较宽且机翼和传统民机无明显区别,使其能够达到较为接近波音 747 的横向稳定性导数,且滚转阻尼导数几乎相同,说明横向的稳定性只是略低于常规布局的大型客机。在偏航通道,该布局的 BWB 飞机虽然设置了双垂尾,但出于气动效率垂尾面积设计较小,距离重心较近,提供的静稳定力矩较小,所以不能达到常规客机的航向静稳定导数和偏航阻尼系数,而小面积的方向舵也导致其侧力系数远低于波音 747。

表 1 横航向巡航状态气动导数

参 数	BWB	波音 747
横向稳定性导数 $C_{l\beta}$	-0.16	-0.22
航向静稳定导数 $C_{n\beta}$	0.06	0.16
滚转阻尼导数 C_{l_p}	-0.32	-0.33
偏航阻尼系数 C_{n_r}	-0.07	-0.28
侧力系数 $C_{y\beta}$	-0.35	-0.86

结合巡航状态的运动模态,如表 2 所示,该布局 BWB 飞机横航向的滚转和螺旋模态特征根都在负半轴,两种模态的稳定性可以保证,但荷兰滚模态

的频率和阻尼比都远远低于一般民机飞行品质要求所容许的最低频率和阻尼比,所以横航向通道必须考虑荷兰滚模态导致的飞行品质恶化问题。综上,为获得良好的动态特性,需进行反馈增稳系统设计。

表 2 横航向模态参数

模 态	特征根	频率/ $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$	阻尼比
滚 转	-1.192 8	1.192 8	1
螺 旋	-0.000 8	0.000 8	1
荷兰滚	$-0.87 \pm 0.77i$	0.78	0.11

1.2 横航向操稳适航要求

对飞机横航向操稳特性进行研究时,根据运输类飞机适航标准,一般从横航向静稳定性、横航向动稳定性、横向操纵性和航向操纵性四个角度进行分析,考虑到搭建仿真模型粒度,由于重点不在于所有构型的完整评估,而是新布局 BWB 飞机对现行适航条款的适用性评估的流程,故忽略起落架收上放下,襟翼放下等构型问题,根据适航操稳特性条款提出了该布局 BWB 飞机横航向操稳特性分析及要求,如表 3 所示。对稳定性提出的要求参考了有人驾驶飞机飞行品质(MIL-F-8785C)和电传飞机飞行品质(GJB-2874-97),对操纵性的要求参考了运输类飞机合格审定飞行试验指南。

表 3 横航向操稳特性分析及要求

操稳特性	参考条款	分 析	要 求
横向静稳定性	§ 25.177	飞机在稳定的直线侧滑飞行中,方向舵固定而副翼松浮,下沉一侧机翼有回到水平的趋势	一般从飞行力学角度考虑,需满足 $C_{l\beta} < 0$
航向静稳定性	§ 25.177	在要求的飞行工况下进行两个方向的缓慢偏航,使用副翼使机翼水平,松浮方向舵的情况下飞机有回到直线飞行的趋势	一般从飞行力学角度考虑,需满足 $C_{n\beta} > 0$

表3(续)

操纵特性	参考条款	分 析	要 求
横航向动稳定性	§ 25.181(b) 及飞行品质要求	飞机在松杆状态下荷兰滚震荡受到正阻尼,应当参考 MIL-F-8785C 规定的荷兰滚阻尼比大小	荷兰滚模态阻尼比大于 0.6,频率大于 0.8 rad/s,滚转模态时间常数大于 1/3 s 且小于 1 s,螺旋模态时间常数大于 20 s
横向操纵性	§ 25.147(c)	飞机在临界发动机失效情况下,且工作发动机处于最大连续推力运行状态下的飞机滚转能力	临界发动机失效,飞机在 1.3V _{sr} 配平且处于爬升状态,能够向不工作发动机和相反一侧做 20° 滚转角转弯,且无任何危险特性出现
横向操纵性	§ 25.147(d)(f)	飞机在临界发动机失效和全发工作情况下的定量飞机滚转速率要求	全发运行时,验证飞机先建立滚转 30° 的姿态,然后 7 s 内能够向相反一侧滚转 60°;当临界发动机失效时,该时间延长为 11 s,且应在最不利方向上验证
航向操纵性	§ 25.147(a)	飞机在临界发动机失效之后的航向操纵能力	临界发动机停车后配平,突然向左或向右改变航向 15°,用副翼保持机翼水平,飞机不得出现危险特性

2 数学模型建立及控制系统设计

2.1 数学模型建立

该 BWB 飞机受力包括:气动力、发动机推力以及重力,所受力矩包括气动力矩、气动中心和重心不重合的补偿力矩及发动机推力对于重心带来的力矩,其力与力矩表达式如下所示:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_x \\ 0 \\ T_z \end{bmatrix} + S_{\alpha\beta}^T \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} S_{\theta/\phi} \begin{bmatrix} G \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_A \\ m_A \\ n_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l_x \\ l_y \\ l_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_y(T_r \sin(\theta_r) - T_l \sin(\theta_r)) \\ p_x(T_r \sin(\theta_r) + T_l \sin(\theta_r)) - p_z(T_r \cos(\theta_r) + T_l \cos(\theta_r)) \\ p_y(T_r \cos(\theta_r) - T_l \cos(\theta_r)) \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, F_x, F_y, F_z 为飞机机体坐标系三轴力分量, T_x, T_z 为发动机在机体轴的分量推力, $S_{\alpha\beta}^T$ 为机体坐标系到速度坐标系的转换, D, Y, L 为飞机阻力、侧力和升力, $S_{\theta/\phi}$ 为机体坐标系到地面坐标系的转换, G 为飞机重力, l, m, n 为飞机机体坐标系三轴力矩, l_A, m_A, n_A 分别为飞机所受的气动力矩, l_x, l_y, l_z 为气动参考重心在机体坐标系上的矢量坐标, p_x, p_y, p_z 分别为发动机参考重心在机体坐标系上的坐标, θ_r 为发动机安装角, T_r 为右发推力, T_l 为左发推力。

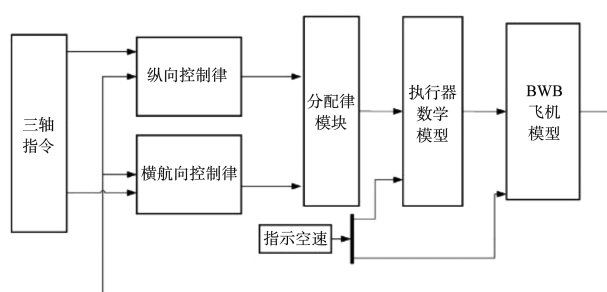
将所得力和力矩方程式(1)和公式(2)带入飞机动力学和运动学方程组中,可得到以飞机十二个状态变量为向量 $X^T = [u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r, x, y, z]$ 和控制输入 $U^T = [C_{l\delta}, C_{m\delta}, C_{n\delta}, \delta_r]$ 的非线性关系,其中 $C_{l\delta}, C_{m\delta}, C_{n\delta}$ 为所需的由操纵面偏转产生的三轴力矩系数, δ_r 代表油门开度。

2.2 舵面功能分配及控制律设计

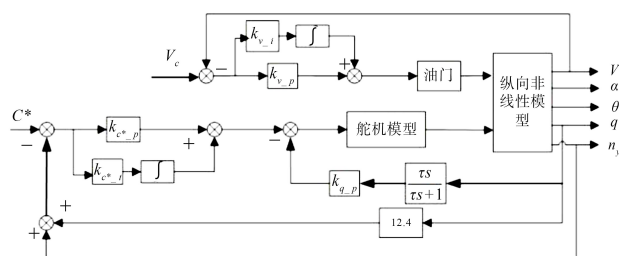
对后缘升降副翼进行功能分配,由该布局 BWB 飞机开环特性可知,纵向的稳定性较差且操纵效能相对不足,而滚转特性与传统民机差异不大,结合升降副翼舵效,可令最外侧的 1 号升降副翼用于滚转控制,两片方向舵用于偏航控制,中央体后缘的升降舵和机翼内侧 2、3 号升降副翼用于俯仰配平和机动。

考虑该布局 BWB 飞机为多操纵面飞机,飞机控制律设计分为纵向和横航向控制律设计及控制分配设计,其控制框图结构及纵向横航向控制律示意图如图 2 所示,图 2(a) 为 BWB 飞机整体飞行控制律结构,三轴指令通过纵向横航向控制律和控制分配的解算,通过执行器数学模型传递给 BWB 飞机模型,其中分配律模块采用伪逆法^[16]。基本控制律见图 2(b) 和图 2(c),图 2(b) 中 $V, \alpha, \theta, q, n_z$ 分别为速度、迎角、俯仰角、俯仰角速率及法向过载,图 2(c) 中 β, p, r, n_y 分别为侧滑角、滚转角速率、偏航角速率和侧向过载。使用了经典控制律方法设计,以获得满意的操纵特性。

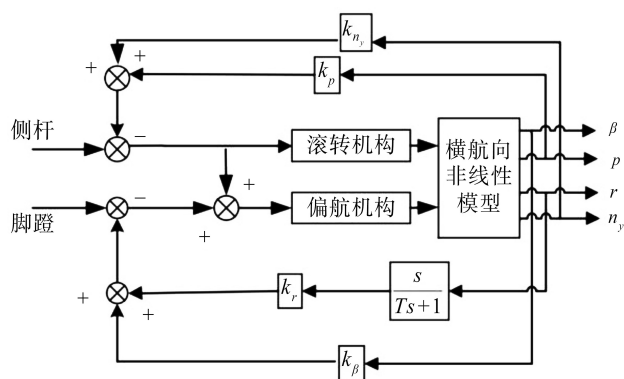
纵向分为俯仰通道和发动机通道,俯仰通道采取 C^* 控制增稳设计,也是大型客机常用的纵向控制增稳方法;发动机通道以油门开度为输入,指示



(a) BWB 飞机控制律结构



(b) 纵向控制律设计



(c) 横航向控制律设计

图 2 BWB 飞机飞行控制律示意图

空速为被控量。其中 k_{v_p}, k_{v_i} 分别为速度通道的增益和积分参数, $k_{C^*_{-p}}, k_{C^*_{-i}}$ 为 C^* 反馈的增益和积分参数, k_{q_p} 为俯仰角速率的增益参数。根据上述的横航向开环特性和提出的适航要求对该布局 BWB 飞机进行横航向控制律设计。对于滚转通道, 使用滚转角速率反馈改善和消除滚转角振荡, 同时引入侧向过载反馈来消除侧滑角; 对于偏航通道, 采用偏航角速率和侧滑角反馈, 同时引入滚转通道的交联反馈, 来改善荷兰滚模态的阻尼比、消除侧滑角以及提高航向稳定性。其中 k_{n_y}, k_p, k_r 和 k_{β} 分别为侧向过载、滚转角速率、偏航角速率和侧滑角反馈增益。

同时考虑到提出的适航要求均在低速条件下

进行验证, 控制框图中增益参数均在低速状态下依据飞行品质要求确定。

2.3 等效拟配

对于横航向静稳定性 § 25. 177 条款提出的要求, 飞机设计时已经满足; 对于横航向动稳定性 § 25. 181(b) 条款提出的要求, 该布局 BWB 飞机为高增稳飞机, 飞机动力学模型阶次较高, 飞行品质的评价一般使用低阶系统等效拟配的方法。完成了螺旋、滚转模态时间常数和荷兰滚模态阻尼比和频率的拟配, 其拟配结果如表 4 所示, 满足 MIL-F-8785C 标准的要求, 符合一级飞行品质, 同时满足了上述对于横航向动稳定性的要求。

表 4 等效拟配结果

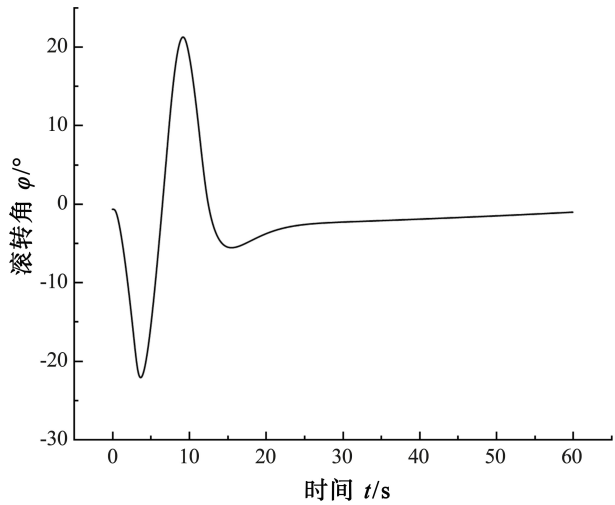
阻尼比	频率 /rad · s ⁻¹	滚转模态 时间常数/s	螺旋模态 时间常数/s
0.822 9	0.992 4	0.492 9	4 041 300

3 指标分析和评价

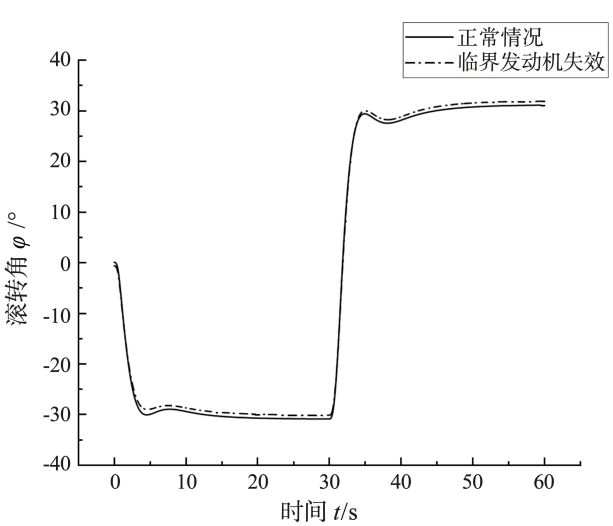
3.1 横向操纵性和机动性

对于横向操纵性 § 25. 147(c) 提出的要求, 飞机速度为 $1.3 V_{sr}$ 且处于爬升, 临界发动机失效后配平: 工作发动机以最大连续推力运行, 偏转方向舵, 用于平衡飞机向失效发动机一侧侧滑飞行带来的偏航力矩, 压舵使机体向工作发动机一侧滚转, 以平衡舵面和机体侧滑带来的气动力(因为该布局发动机距离较近, 且方向舵的偏转能够平衡临界发动机失效带来的偏航力矩, 本文配平算例滚转角和偏航角均小于 1°), 配平后的飞机能够先左(右)转 20° , 再右(左)转 20° 。给定左右压盘指令后, 飞机滚转角响应升降副翼和方向舵偏角响应如图 3 所示, 可见其滚转角响应速度良好、升降副翼及方向舵的偏角变化都较小, 剩余舵量较大, 表明了其对该条款的符合性。

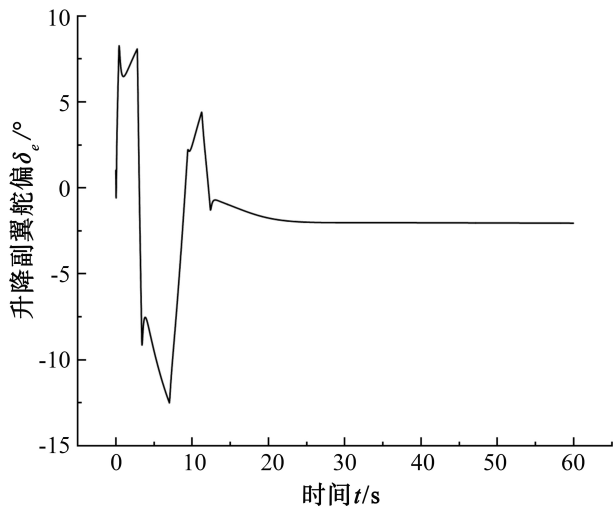
对于横向操纵性 § 25. 147(d)(f) 条款提出的对滚转速率的要求, 在接近 V_2 速度, 分别在正常平飞和临界发动机失效且使用最不利方向的情况下, 首先建立稳定的 30° 滚转姿态, 再朝反方向滚转 60° , 该布局飞机的滚转角响应、升降副翼和方向舵的偏角变化如图 4 所示。



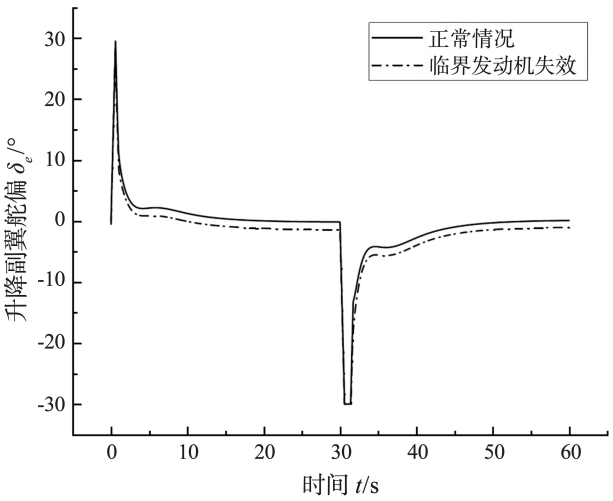
(a) 滚转角响应



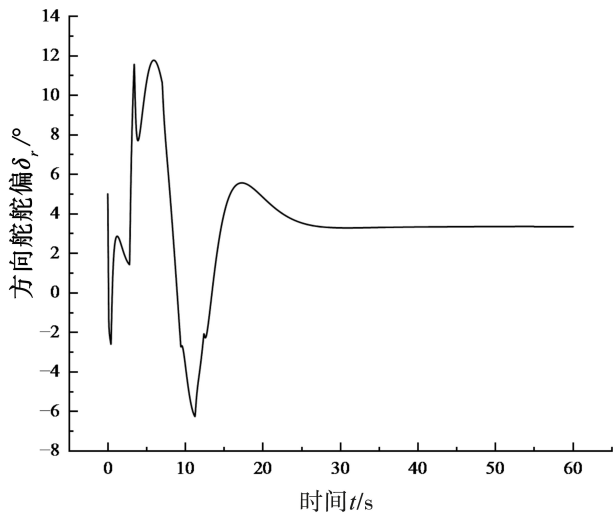
(a) 滚转角响应



(b) 1号升降副翼偏角

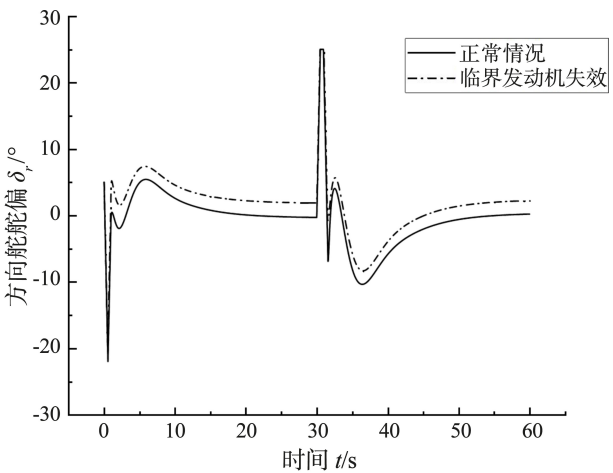


(b) 1号升降副翼偏角



(c) 方向舵偏角

图3 BWB飞机响应图1



(c) 方向舵偏角

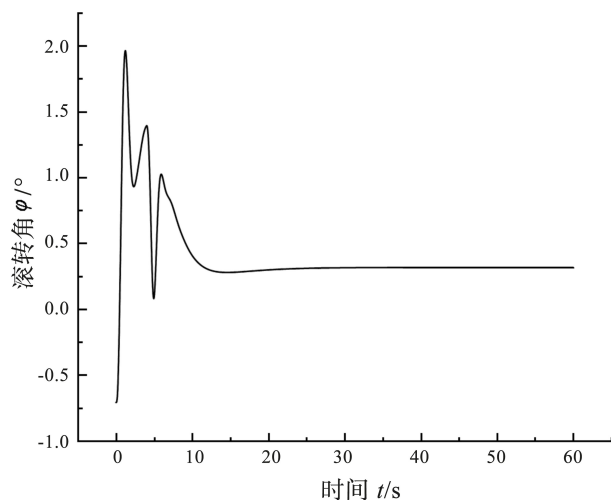
图4 BWB飞机响应图2

从滚转角的响应可知,在正常平飞和临界发动机失效两种情况下,该布局 BWB 飞机都能在大约 6 s 内完成滚转 60° 的响应,说明操纵性几乎没有下降。临界发动机失效后,升降副翼进入满偏区域的时间比正常平飞情况下长 0.16 s,方向舵进入满偏区域的时间比正常平飞情况下长 0.3 s。从以上性能分析可以看出,首先,最外侧升降副翼用于滚转的分配方案在单发失效后虽然进入了短暂的满偏区域,但依然符合适航要求,同时表明内侧其余升降副翼的滚转潜力有待发掘,可为故障重构提供相应的容错能力。其次,临界发动机失效对于该布局飞机的滚转性能影响十分有限,是由于背撑式布局发动机离飞机纵轴较近,在临界发动机失效后带来的偏航力矩和侧力相较于传统飞机都较小。

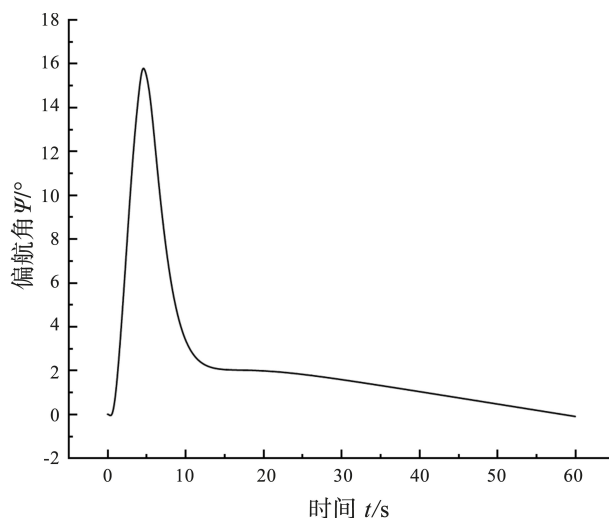
3.2 航向操纵性和机动性

对于航向操纵性 § 25.147(a) 提出左右偏航 15° 、机翼保持水平的要求,可通过向最不利方向的研究来表明符合性。临界发动机失效配平后向最不利方向改变航向 15° (向工作发动机同侧偏航),控制滚转角的同时踩舵,利用方向舵来控制偏航角,该布局飞机滚转角响应、偏航角响应和方向舵偏角变化如图 5 所示。

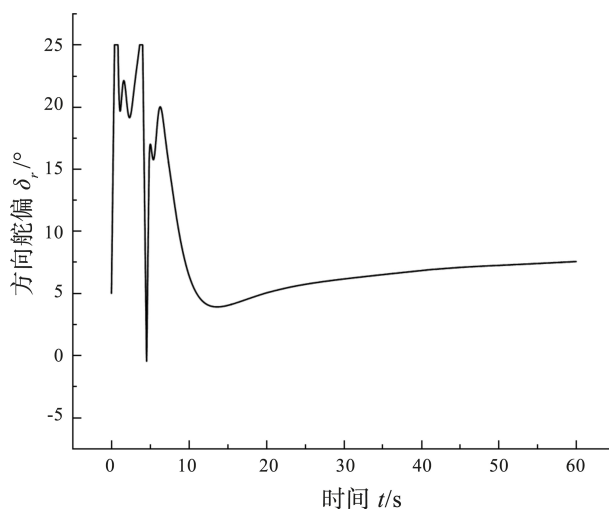
相较于另一方向,向不利方向偏航之后滚转角大约增大了 1.3° ,虽然方向舵轻微触及满偏约 0.2 s (另一方向方向舵出舵量约 3/5),但无危险特性出现。该科目表明该布局 BWB 飞机的航向操纵能力略低,但也依然符合适航规章的要求,同时可以给出一定的适航性设计建议:民用 BWB 飞机适航设计时应该注意分配偏航操纵面的研究。



(a) 滚转角响应



(b) 偏航角响应



(c) 方向舵偏角

图 5 BWB 飞机响应图 3

4 结论

本文提出了一种基于仿真的翼身融合布局飞机飞行特性研究方法。在分析运输类飞机横航向操稳特性的适航要求的基础上,针对背撑式发动机双垂尾 BWB 布局飞机进行了六自由度动力学建模,通过数值仿真研究该设计方案的横航向操稳特性适航符合性。研究结果表明:

1) 相较于无垂尾 BWB 飞机构型,BWB 布局飞机的小垂尾设计同样存在飞机荷兰滚模态特性恶化的问题,必须通过增稳、增阻尼的设计满足飞行品质要求,合理的控制律设计方案能够使 BWB 飞机拥有良好的飞行品质;

2) 对于本文选取的背撑式双发 BWB 布局飞机,在特定假设下,如未考虑起落架和襟翼等构型问题,表明了其对运输类飞机横航向操稳特性适航标准的符合性,所设计的控制方案满足横航向操稳要求;

3) BWB 布局飞机与传统布局飞机相比具有更多冗余的后缘操纵面,合理设计控制分配可提高临界发动机失效或舵面故障的容错能力。

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.
- [2] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [3] 朱自强,王晓璐,吴宗成,等.民机的一种新型布局形式——翼身融合体飞机[J].航空学报,2008(1): 49-59.
- [4] BENAD J. The flying V: a new aircraft configuration for commercial passenger transport [C]//Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015. Rostock: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt,2015:1-8.
- [5] GARMENDIA D, CHAKRABORTY I, TRAWICK D, 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, June 16-20, 2014, Atlanta, Georgia. Reston Virginia: AIAA, 2014: 2428.
- [6] HILEMAN J I, SPAKOVSKY Z S, DRELA M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft [J]. Journal of aircraft, 2010, 47(3): 956-969.
- [7] RISCH T, COSENTINO G, REGAN C D, et al. X-48B flight test progress overview [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 5-8, 2009, Orlando, Florida. [S. l.]: AIAA, 2009: 934.
- [8] MORRIS A. Mob a European distributed multi-disciplinary design and optimisation project [C]//9th AIAA/ISSMO symposium on multidisciplinary analysis and optimization, September 04-06, 2002, Atlanta, Georgia. Reston Virginia: AIAA, 2002: 5444.
- [9] 王刚,张彬乾,张明辉,等.翼身融合民机总体气动技术研究进展与展望[J].航空学报.2019,40(9): 7-35.
- [10] HAGEMAN R. Rudder incorporated winglet design for blended wing body aircraft [D]. Delft: Delft University of Technology, 2016.
- [11] WILDSCHKE A, HAVAR T, PLOTNER K. An all-composite, all-electric, morphing trailing edge device for flight control on a blended-wing-body airliner [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224(1): 1-9.
- [12] STAELENS Y D, BLACKWELDER R F. Novel pitch control effectors for a blended wing body airplane in takeoff and landing configuration: AIAA-2007-0068 [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 08-11, 2007, Reno, Nevada. Reston, VA: AIAA, 2007.
- [13] 张曙光,陆艳辉,巩磊,等.250座级翼身融合无尾布局客机操稳特性设计研究[J].航空学报,2011,32(10):1761-1769.
- [14] WANG L X, ZHANG N, LIU H L, et al. Stability characteristics and airworthiness requirements of blended wing body aircraft with podded engines [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022(6): 77-86.
- [15] 夏明,巩文秀,郑建强,等.欧美翼身融合大型民机方案综述[J].民用飞机设计与研究,2021(3):123-134.
- [16] 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.

作者简介

杨建忠 男,硕士,教授。主要研究方向:航空器适航技术。
E-mail: jzyang@cauc.edu.cn

阴竹雨 男,硕士。主要研究方向:飞行动力学控制与适航。
E-mail: cauc_yzy@163.com

杨士斌 男,博士,副教授。主要研究方向:航空器适航技术。
E-mail: sbyang@cauc.edu.cn

Airworthiness assessment of lateral-directional stability characteristics for blended wing body aircraft

YANG Jianzhong* YIN Zhuyu YANG Shibin

(College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Blended wing body (BWB) aircraft is one of the important development directions for future civil “green aviation” goal. In this paper, the open-loop flight characteristics of BWB aircraft are analyzed, and the requirements for airworthiness stability characteristics are proposed according to relevant regulations. A six-degree-of-freedom flight model for a typical BWB aircraft with back-supported engines was established. Feedback stabilization control laws were designed to meet the flight quality requirements, and control allocation was designed using the pseudo-inverse method to achieve commands of multiple control surfaces. Based on system simulation, an airworthiness evaluation was conducted for lateral-directional controllability and maneuverability under critical engine inoperative conditions. The simulation results demonstrate that the BWB aircraft still maintains sufficient residual controllability and maneuverability in the event of critical engine inoperative.

Keywords: blend wing body aircraft; airworthiness; stability characteristics; critical engine inoperative

* Corresponding author. E-mail: jzyang@cauc.edu.cn