

250 座级翼身融合无尾布局客机操稳特性设计研究

张曙光^{*}, 陆艳辉, 巩磊, 刘晓静

北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191

摘要: 翼身融合(BWB)飞翼布局是未来新一代客机的热点方案之一,然而由于没有常规尾翼,面临着稳定性和操纵性方面的困难。为此,在一架 250 座级 BWB 客机布局设计研究基础上,根据平衡、增稳和机动等要求,设计了操纵面配置方案;根据适航要求和电传飞机飞行品质要求设定增稳目标,并将其直接纳入特征结构配置要求中,通过前向通道修正响应类型,保证获得与飞行阶段相适应的响应特征和满意的飞行品质参数;为了提高安全性,在增稳控制设计基础上,在指令回路增设了姿态保护和限制模块。研究结果表明,该设计方案能够提供较合适的稳定性和操纵性,控制增稳后具有满意的飞行品质,保护模块可达到预期效果。

关键词: 翼身融合; 操纵面; 响应类型; 飞行品质; 姿态保护

中图分类号: V212.1 **文献标识码:** A

翼身融合(Blended Wing Body, BWB)无尾飞翼布局飞机由于在气动、结构和探测性等方面具有综合潜在优势,在历史上曾为航空探索的兴趣点^[1]。随着现代飞机综合设计和制造技术的快速发展,特别是 B-2 飞机的成功应用,近年来飞翼布局又重新成为国际广泛关注的焦点。在民用领域,Liebeck 在 BWB 飞翼布局方面进行了开创性研究^[2],俄、法等国随后也提出了类似的方案^[3]。

对于民机应用,除了关心其气动、制造、内部装载和经济性等潜在优势外,可以减少对环境的影响也是其被关注的重要原因^[4]。剑桥大学和麻省理工大学以 BWB 布局为飞机平台,开展了著名的静音飞机(Silent Aircraft Initiative, SAI)研究计划^[5]。尽管有多重潜在好处,但 BWB 布局蕴含的气动、结构、推进和控制等多学科紧耦合问题需要首先关注,为此欧洲开展了以翼身融合多

学科优化(Multidisciplinary Optimization of a Blended Wing Body, MOB)和高效大型航空器(Very Efficient Large Aircraft, VELA)项目为标志的 BWB 多学科优化设计研究^[3, 6],而飞机-发动机耦合问题更成为近期热点^[7]。

国内对 BWB 民机布局也开展了一系列研究,涉及到客舱布局设计、气动设计和优化、非圆形增压舱设计以及经济性评价等方面^[8-12]。

由于无尾 BWB 布局没有可近似解耦的部件特性,而且倾向于纵、航向静不安定,因此,具有新的飞行力学特点。文献[13]结合航向静不稳定 BWB 布局,进行了初步分析和控制设计,文献[14]对一架 BWB 公务机的起落抗失速和抗风设计进行了研究,文献[15]分析了 BWB 布局控制的关键问题。本文在文献[13]和文献[15]的基础上,根据 250 座级客机总体方案,进行舵效配置和控制设计研究。

收稿日期: 2011-04-28; 退修日期: 2011-05-26; 录用日期: 2011-06-28; 网络出版时间: 2011-07-12 09:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110712.0905.003.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110712.0905.003

基金项目: 国家“863”计划(2006AA11Z219)

^{*} 通讯作者. Tel.: 010-82315237 E-mail: gnahz@buaa.edu.cn

引用格式: 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.

Zhang Shuguang, Lu Yanhui, Gong Lei, et al. Research on design of stability and control of a 250-seat tailless blended-wing-body civil transport aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1761-1769.

1 BWB 布局方案和基本操稳特点

设计的 BWB 布局客机为 250 客座级(含行李),混合舱布置,设计航程为 14 200 km,巡航马赫数为 0.85,初始巡航高度为 10.7 km,进场速度为 72 m/s,平衡场长小于 2 400 m。

飞机外形如图 1 所示,其中:机长为 38 m,翼展为 60 m,中心体前缘后掠角为 63.8° ,外翼前缘后掠角为 38° ,两台发动机位于机身上侧后部,增压舱采用改进多泡机身结构,巡航升阻比为 23。

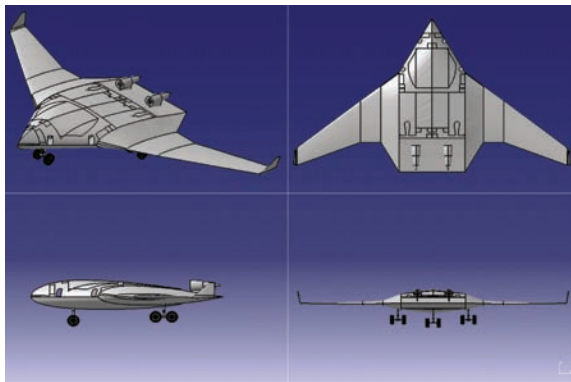


图 1 250 座级 BWB 客机布局

Fig. 1 Configuration of a 250-seat BWB transport aircraft

其质量分布特性明显不同于常规,滚转、俯仰和偏航惯矩比为 $1.9 : 1 : 3.6$,而类似座级常规布局飞机大约为 $0.5 : 1 : 1.5$ 。因此与常规飞机相比,其俯仰惯矩较其他轴的转动惯矩显著减小,而偏航惯矩相对增大。

该飞机的纵向和航向静稳定性都较低,所以需要进行反馈增稳。为此,操纵效能必须在满足平衡和机动性要求的基础上,提供增稳控制裕量。具体考虑的约束如下:

(1) 俯仰操纵效能。①满足起落飞行配平要求;②能够产生 $-1.0g \sim 2.5g$ 法向过载;③纵向放宽静稳定性飞机,增稳后需具有满意的飞行品质,俯仰操纵效能应有相应裕量。

(2) 滚转操纵效能。能够使飞机低速时 2.5 s 内滚转 30° 。BWB 布局飞机的横向静稳定性一般都能得到保证,不用横向控制增稳。

(3) 偏航操纵效能。①BWB 飞机航向静稳定性较小或者为中立,必须保证航向增稳操纵效能要求;②保证 15 m/s 正侧风的平衡要求;③双

发布局,在单发失效时应能保证配平需求;④提供最大 $2.5g$ 正常盘旋机动的平衡需求。

对沿后缘分布式布置的操纵面的操纵效能进行计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)分析,确定了操纵面布置方式,如图 2 所示,共计 11 片可独立控制舵面。其中,中央体后部布置升降舵进行俯仰操纵,机翼内段布置升降副翼同时提供俯仰和滚转操纵,机翼外段使用开裂式阻力方向舵,与小翼上的侧力方向舵共同进行偏航操纵。除了阻力方向舵开度为 $0^\circ \sim 50^\circ$ 之外,其他操纵面偏度为 $\pm 25^\circ$ 。操纵面具体尺寸根据上述操纵效能约束,经过 CFD 计算后,进行迭代确定。飞机巡航状态气动导数如表 1 所示。

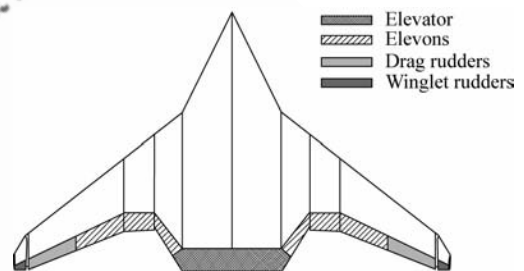


图 2 操纵面布置

Fig. 2 Layout of control surfaces

表 1 巡航状态气动导数

Table 1 Aerodynamic derivatives at cruise condition

Parameters	CFD results
Longitudinal static stability margin/%	5
Pitch stiffness $C_{m\alpha}$	-0.35
Pitch damping $C_{m\dot{\alpha}}$	-1.23
Time delay due to downwash $C_{m\dot{\alpha}}$	0
Control force $C_{L\delta_e}$	1.60
Pitch control effectiveness $C_{m\delta_e}$	-0.46
Yaw stiffness $C_{n\beta}$	0.03
Roll stiffness $C_{l\beta}$	-0.20
Lateral force due to sideslip $C_{y\beta}$	-0.30
Yaw damping C_{nr}	-0.06
Roll damping C_{lp}	-0.55
Roll control effectiveness $C_{l\delta_a}$	-0.25
Yaw control effectiveness $C_{n\delta_r}$	-0.04

由表 1 可以看出:

(1) 在俯仰方向,其静稳定性较低,而且无尾导致 BWB 布局的俯仰阻尼较小,洗流时差近似

为零。但另一方面,由于其俯仰惯性相对下降,惯性和刚度、阻尼变化影响成相消趋势。因为俯仰操纵力臂较短,故力和力矩的耦合效应明显,操纵力较常规飞机大(常规布局大型客机 $C_{L\delta_e}$ 一般低于 0.5),姿态改变时轨迹响应反相趋势将增加。

(2) 滚转方向,横向稳定性、滚转阻尼等特性主要取决于机翼,BWB 布局与常规布局飞机相当。

(3) 偏航方向,由于没有常规垂尾使静稳定性很低(常规布局大型客机 $C_{n\beta}$ 达 0.2 量级)。另外,BWB 布局偏航产生侧力的主要部件仅是翼梢小翼,导致其 $C_{y\beta}$ 导数明显小于常规布局飞机(常规达到 -0.8 量级),因而 BWB 侧向过载对侧滑变化的敏感性下降,应用侧向过载进行航向增稳控制的方案将受限,有必要直接引入侧滑反馈增稳。相应地,BWB 布局的偏航阻尼显著小于常规布局,这对荷兰滚模态阻尼将不利。

仅从惯性角度,BWB 滚转运动趋慢,而俯仰运动趋快,因而由于俯仰刚度和阻尼下降导致短周期模态的变化将由于俯仰惯性的减小而受到削弱,但偏航惯性变化将加大荷兰滚模态变化的趋势。

巡航状态的运动模态如表 2 所示。由表可知,BWB 布局飞机短周期频率较小,这主要由于其静裕度较小所致,但如前分析,静稳定裕度影响被俯仰惯性变化影响所削弱。翼尖小翼提供了一些航向静稳定性,全机接近中立,荷兰滚频率较低;特别是,荷兰滚阻尼很低。因此,为了获得良好的动态特性,进行反馈增稳。

表 2 巡航状态运动模态

Table 2 Motion modes at cruise condition

Mode parameters	Predicted values
Short-period frequency/(rad · s ⁻¹)	2.06
Short-period damping ratio	0.35
Time to half of the roll mode/s	0.61
Dutch-roll frequency/(rad · s ⁻¹)	0.52
Dutch-roll damping ratio	0.07

2 纵向增稳控制律设计

2.1 设计目标

对于民用运输机,仅依据适航要求进行控制

增稳设计显得较宽泛。所以,这里在适航要求基础上,纳入军机飞行品质规范^[16]和其他型号经验确定控制律设计目标。在巡航飞行时,驾驶员对法向过载 n 响应最为关注,通过过载感受判断航迹变化,因而巡航阶段参照空客系列飞机的飞行控制律设计^[17],选择 C^* 指令模式。

巡航阶段纵向控制增稳设计的具体目标:

(1) 取 C^* 响应模式,其中: $C^* = 12.4\Delta q + \Delta n$, q 为俯仰角速度, Δ 指相对于平衡状态的增量。

(2) 操纵期望参数 CAP 的范围为 0.2~1.0 rad · s⁻²/g。

(3) 短周期阻尼比 ξ_{sp} 在 0.6~1.1 范围。

(4) 姿态带宽 $\omega_{BW\theta}$ 大于 1.4 rad/s。

(5) 系统总时间延迟 $\tau_{p\theta}$ 小于 0.09 s。

2.2 增稳控制设计

根据设计目标,确定控制增稳结构如图 3 所示,其中升降舵的舵回路模型初步近似为惯性环节。

为了减少迭代,直接实现飞行品质设计目标,这里采用特征结构配置方法^[17-18]进行设计,飞行品质要求通过期望的特征值和特征矢量体现。

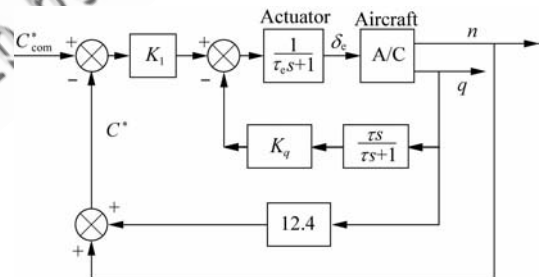


图 3 纵向控制增稳结构图

Fig. 3 Block diagram of longitudinal control augmentation

图中: K_1 为 C^* 反馈主增益; K_q 为俯仰角速度反馈增益。

按照飞机纵向运动线性模型:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

式中:状态变量 x 分别为升降舵偏角 δ_e 、速度 V 、迎角 α 、俯仰角速度 q 、俯仰角 θ 、俯仰角速度与清

洗网络输出之差 $q - q_w$, 系统输出 y 为拟跟踪参数 C^* 和清洗网络的输出, 即

$$\begin{cases} \mathbf{x} = [\Delta\delta_e & \Delta V & \Delta\alpha & \Delta q & \Delta\theta & \Delta(q - q_w)]^T \\ \mathbf{y} = [C^* & \Delta q_w]^T \end{cases} \quad (2)$$

这里设置了俯仰角速度信号清洗网络以消除对稳态响应的可能降级, 取时间常数为 4 s。

采用特征结构配置方法设计控制律, 此模型有 2 个输出可以作为反馈, 由 1 个舵面偏角实现控制, 故能最大配置 2 个特征根和 2 个特征矢量的部分分量(精确时每个特征矢量的 1 个分量)。选择短周期模态, 期望的特征值和特征矢量为

$$\begin{cases} \lambda_{sp} = -1.45 \pm 1.45i \\ \mathbf{V}^d = \begin{bmatrix} \times & 0 & 1 & \times & \times & \times \\ \times & 0 & \times & 1 & \times & \times \end{bmatrix}^T \end{cases} \quad (3)$$

式中:“ \times ”表示特征矢量中不受约束的元素。根据飞机的升力特性、俯仰姿态零点和期望的特征结构, 对应于期望的 CAP 为 $0.3 \text{ rad} \cdot \text{s}^{-2}/g$, 期望的短周期阻尼比和频率 ω_{sp} 分别为 0.7 和 2.05 rad/s , 期望的俯仰姿态相位带宽为 2.8 rad/s 。俯仰姿态增益带宽与增稳后闭环频率特性有关, 可以直接在前向通道进行调节, 不作为特征结构配置设计目标。期望的系统时间延迟为零, 但是实际取决于所有系统环节的影响, 所以本质上只能后验。

经过计算, 得到反馈增益为

$$\begin{cases} K_q = 0.0794 \text{ s} \\ K_1 = -0.0138 \text{ rad/s} \end{cases}$$

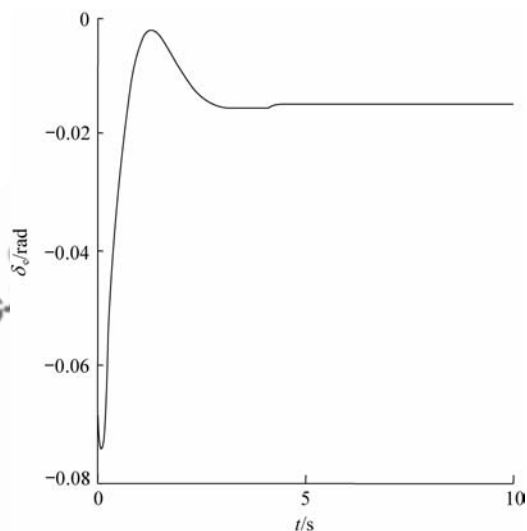
实际对应的特征值和特征矢量为

$$\begin{cases} \lambda_{sp} = -1.4489 \pm 1.4489i \\ \mathbf{V}^d = \begin{bmatrix} -0.0868 \pm 2.2634i \\ 0.0094 \pm 0.0061i \\ 1.0948 \pm 0.3151i \\ -1.4489 \pm 1.4494i \\ 1 \\ 0.2712 \pm 0.0256i \end{bmatrix} \end{cases}$$

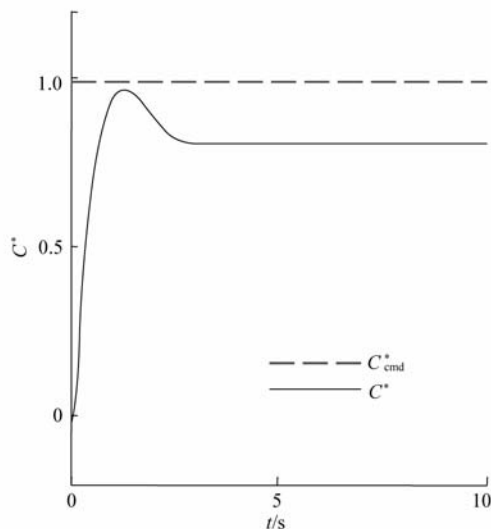
其中特征矢量转换成 $\Delta\theta=1$ 形式, 沉浮模态特征值和相应特征矢量未加约束。可以看出, 特征值得到精确配置, 期望的特征矢量也得以近似实现, 短周期模态激发的速度响应充分小, 迎角、俯仰角速度与俯仰角响应幅值同量级。

2.3 设计结果评价

C^* 阶跃指令响应如图 4 所示。可以看到系统实现了期望的 C^* 响应类型, 瞬态能很快衰减并收敛到稳态值(如果需要进一步消除静差, 需要使用积分器)。



(a) Deflection of elevons



(b) Response in C^*

图 4 C^* 阶跃指令响应

Fig. 4 Response to C^* step command

高阶闭环系统等效系统拟合^[16]结果如表 3 所示, 等效 CAP、等效短周期阻尼比均符合期望的设计目标。系统闭环带宽结果如表 4 所示, 表中: $\omega_{BWphase}$ 为相角带宽, ω_{BWgain} 为幅值带宽。由表 4 可知, 姿态带宽 $\omega_{BW\theta}$ 接近于期望值, 与 $\tau_{\theta\theta}$ 都满足设计要求。

表 3 纵向增稳系统等效拟配结果

Table 3 Equivalent matching results of longitudinal stability augmentation system

$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ξ_{sp}	CAP/ ($\text{rad} \cdot \text{s}^{-2} \cdot \text{g}^{-1}$)	Mismatch Level
2.050	0.630	0.300	35.060

表 4 带宽/相位延迟判据结果

Table 4 Results of bandwidth/phase delay criterion

$\omega_{BW\text{phase}}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\omega_{BW\text{gain}}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\omega_{BW\theta}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\tau_{p\theta}/\text{s}$
2.738	4.484	2.738	0.034 4

3 横航向增稳控制律设计

3.1 设计目标

类似于纵向情况,依据适航要求,借鉴军机飞行品质规范,具体设计目标如下^[13]:

(1) 滚转轴操纵具备滚转角速度控制/倾斜姿态保持响应类型,并具有自动转弯协调能力。

(2) 偏航轴操纵具备常规的侧滑角控制响应类型,而由侧滑引起的滚转趋势可以通过副翼调节自动抵御。

(3) 荷兰滚阻尼比 $\xi_d > 0.5$; 滚转角速度响应零点和荷兰滚极点尽量对消,即 $\omega_\beta/\omega_d \rightarrow 1$ 、 $\xi_\beta/\xi_d \rightarrow 1$,提高乘坐品质。

(4) 滚转模态半衰期 $t_{(1/2)r}$ 足够小。

(5) 螺旋模态稳定或者倍幅时 $t_{2s} > 20 \text{ s}$ 。

(6) 限制最大倾斜角,提高安全性。

上述设计目标(1)~(5),是控制增稳的基本功能和要求,而且可以同时实现;目标(6)则是附加的限制器功能要求,需要单独考虑。

3.2 控制增稳设计

根据设计目标,控制结构如图 5 所示,其中反馈通道进行基本的控制增稳;前向通道进行指令修整,实现期望的响应类型;前向通道指令限制进行倾斜保护。

图 5 中: \mathbf{K} 为反馈增益矩阵; K_2 、 K_3 和 K_4 为反馈增益; ϕ 、 β 和 p 分别为倾斜角、侧滑角和滚转角速度; ϕ_c 、 β_c 和 p_c 分别为倾斜角指令、侧滑角指令和滚转角速度指令; \mathbf{P} 为稳态解耦矩阵; r_w 为清洗网络输出的偏航角速度。

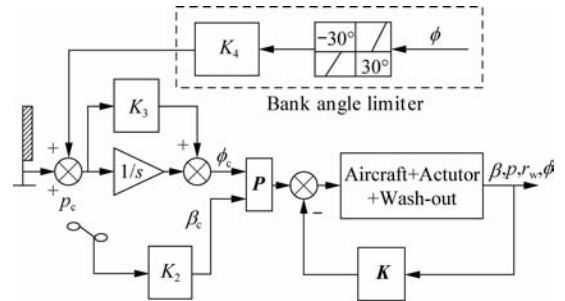


图 5 带倾斜保护的横航向控制增稳结构图

Fig. 5 Block diagram of lateral-directional control augmentation with roll protection

3.2.1 反馈通道设计

对于反馈设计,类似于纵向,应用特征结构配置方法进行设计,以便于直接纳入设计目标。

飞机横航向运动线性模型结构同式(1),具体状态变量分别为副翼偏角 σ_a 、方向舵偏角 σ_r 、侧滑角 β 、滚转角速度 p 、偏航角速度 r 、倾斜角 ϕ 、偏航角速度与洗出网络输出之差 $r - r_w$,即

$$\mathbf{x} = [\delta_a \quad \delta_r \quad \beta \quad p \quad r \quad \phi \quad r - r_w]^T \quad (4)$$

系统输出为

$$\mathbf{y} = [\beta \quad p \quad r_w \quad \phi]^T \quad (5)$$

副翼、方向舵回路模型近似取为一阶惯性环节。这里设置了偏航角速度信号清洗网络,时间常数为 3.6 s。

由于这里输出反馈维数为 4,由 2 个舵面偏角实现控制,故能最大配置 4 个特征根和 4 个特征矢量的部分分量(精确时每个特征矢量的 2 个分量)。

根据设计目标中的模态要求和飞机的自然模态,设置螺旋模态、滚转收敛模态和荷兰滚模态的期望特征值为

$$\begin{cases} \lambda_s = -0.5 \\ \lambda_r = -1.5 \\ \lambda_d = -0.7 \pm 0.8i \end{cases} \quad (6)$$

根据解耦要求,设置期望的特征矢量为

$$\mathbf{V}^d = \begin{bmatrix} \text{Spiral} & \text{Roll convergence} & \text{Dutch roll} \\ \times & \times & \times & \times \\ \times & \times & \times & \times \\ 0 & 0 & 1 & \times \\ \times & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \times & 1 \\ 1 & \times & 0 & 0 \\ \times & \times & \times & \times \end{bmatrix} \quad (7)$$

经过计算,得到反馈阵为

$$\mathbf{K} =$$

$$\begin{bmatrix} -1.5233 & 0.1635 & 0.8115 & 0.1369 \\ -3.4866 & -0.2747 & 3.5905 & -0.1142 \end{bmatrix}$$

实际对应的特征值同期望值,特征矢量为

$$\mathbf{V} =$$

Spiral	Roll Convergence	Dutch roll
-0.0605	-0.1036	0.1891 ± 0.2152i
-0.0596	0.0638	0.8568
0.0019	0.0170	-0.0058 ± 0.2827i
0.4456	-0.8257	0
-0.0038	-0.0104	0.2418 ± 0.1910i
-0.8912	0.5505	0
0.0048	0.0024	0.0172 ± 0.0930i

3.2.2 前向通道设计

经过反馈,闭环特征值得到很好的配置。但是,存在两方面的不足:①解耦不能精确达到预期效果;②引入了倾斜角反馈,响应类型从滚转角速度型转为倾斜角类型。

在前馈通道进行补偿,引入稳态解耦环节和响应类型转换环节,如图5的前向通道对于 ϕ_c 和 β_c 的分配补偿。稳态解耦矩阵可重新分配指令。设计目标定为:

(1) 在 ϕ_c 指令输入下,期望稳态时满足

$$\phi_{ss} = \phi_c, \beta_{ss} = 0$$

(2) 在 β_c 指令输入下,期望稳态时满足

$$\phi_{ss} = -\beta_c, \beta_{ss} = \beta_c$$

计算得

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} -0.2383 & 1.7786 \\ 0.0938 & 3.7452 \end{bmatrix}$$

为了将横向响应类型从倾斜姿态角跟踪和保持转换成滚转角速度跟踪/姿态保持类型,引入比例积分环节用于对消高阻尼螺旋模态极点,且实现螺旋模态中立稳定性。

3.2.3 倾斜角保护模块设计

设计倾斜角保护模块,当倾斜到较大值时,自

动启动保护模块限制倾斜角增长。这里设置允许最大滚转角速度为 $15(^{\circ})/s$ 。倾斜角保护模块启动值为倾斜幅度 30° ,最大允许倾斜角为 60° 。具体设计目标如下:

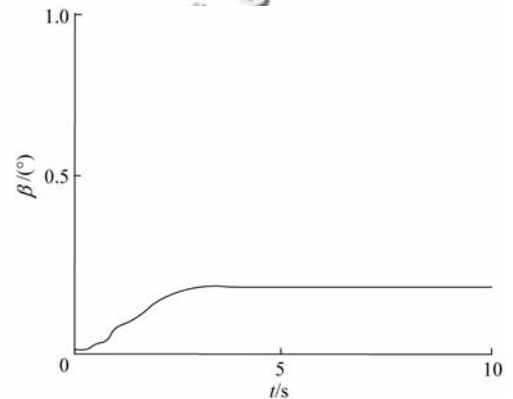
(1) 当 $|\phi| < 30^{\circ}$ 时,保持滚转角速度控制/倾斜姿态保持响应类型,驾驶杆输入对应滚转角速度指令。

(2) 当 $|\phi| > 30^{\circ}$ 时,具有稳定的螺旋模态,提供最大倾斜角限制功能,最大可达倾斜角对应于驾驶杆满行程操纵(不必满足前述响应类型)。

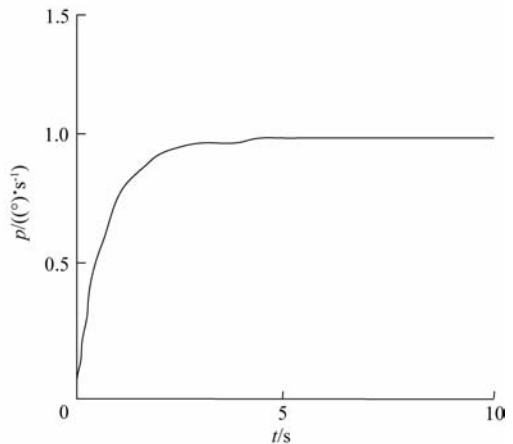
保护模块结构和如图5中的虚线框所示,当倾斜大于启动值后,自动削弱可得滚转角速度指令,直到最大允许倾斜时,可得滚转角速度指令降为零。

3.3 设计结果评价

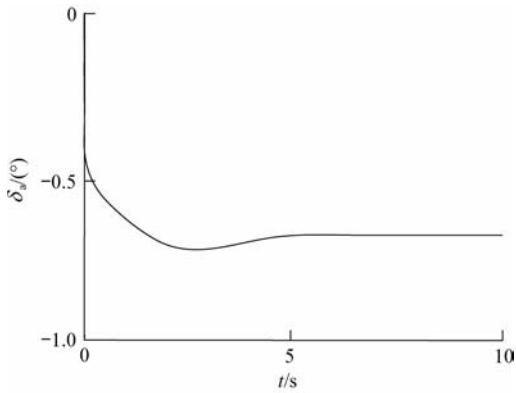
在单位阶跃横向(滚转角速度)指令和航向(侧滑)指令输入下响应如图6和图7所示。



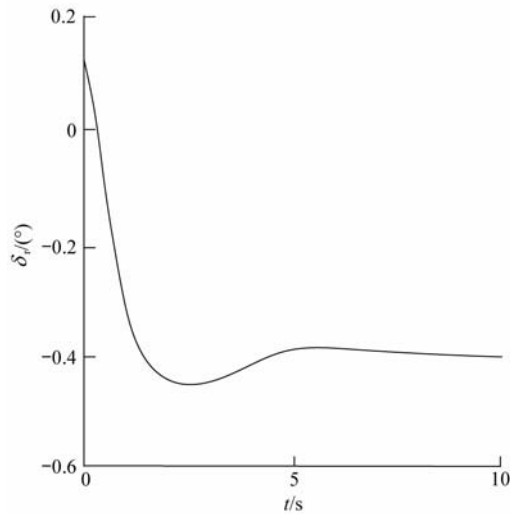
(a) Response in sideslip



(b) Response in roll rate



(c) Deflection of elevons



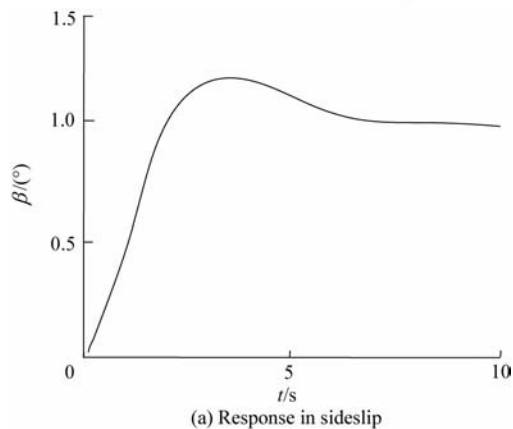
(d) Deflection of rudders

图 6 横向阶跃指令响应

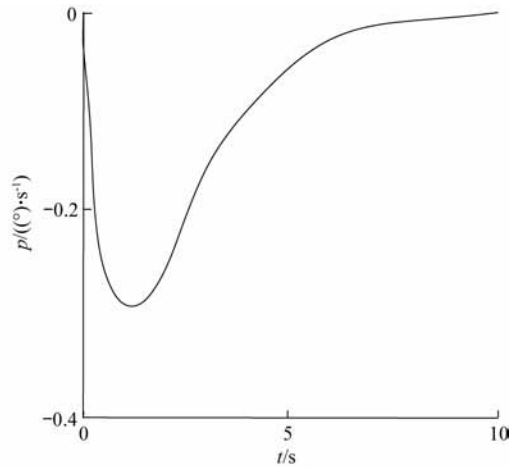
Fig. 6 Responses to the lateral step command

与设计目标相对照可以看出:

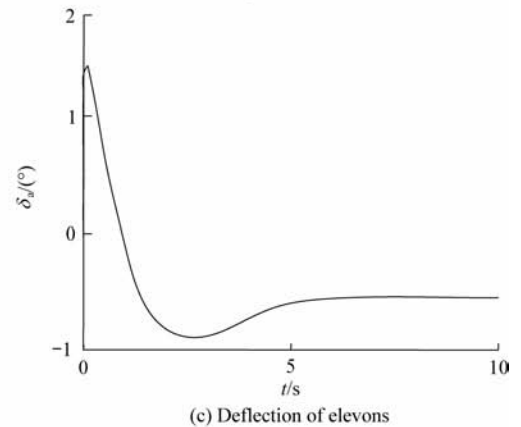
(1) 横向(滚转轴)操纵具备类似于常规的滚转角速度控制/倾斜姿态保持响应类型;滚转中引起的侧滑角响应较小($p/\beta \approx 5 \text{ s}^{-1}$);荷兰滚模



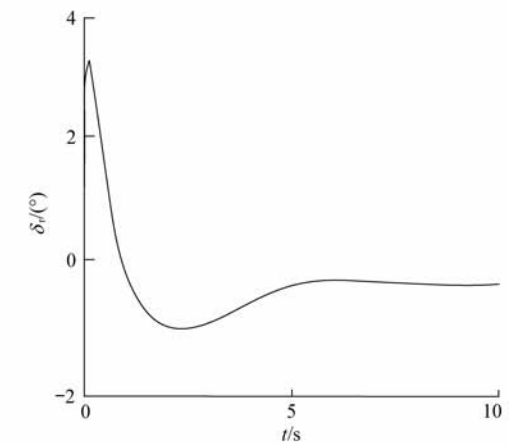
(a) Response in sideslip



(b) Response in roll rate



(c) Deflection of elevons



(d) Deflection of rudders

图 7 航向阶跃指令响应

Fig. 7 Responses to directional step command

态对横向操纵响应影响不明显,亦即滚转响应零点和荷兰滚极点足够接近。

(2) 航向(偏航轴)操纵具备侧滑角控制响应类型,侧滑中激发的滚转角速度响应很小,可以忽略。

侧滑角和滚转角速度响应的等效双拟配结果

如表 5 所示。荷兰滚模态阻尼比 $\xi_d > 0.5$; 横向操纵的滚转响应零点和荷兰滚极点很接近, $\omega_\phi/\omega_d \rightarrow 1, \xi_\phi/\xi_d \rightarrow 1$, 荷兰滚模态对横向操纵、滚转角速度响应影响较小; 滚转模态半衰期 $t_{(1/2)r}$ 不到 0.6 s; 螺旋模态收敛, 均满足设计目标。

表 5 横航向增稳系统等效拟配结果

Table 5 Equivalent matching results of lateral-directional stability augmentation system

$\omega_d/$ (rad · s ⁻¹)	ξ_d	ω_ϕ/ω_d	ξ_ϕ/ξ_d	$t_{(1/2)s}$ /s	$t_{(1/2)r}$ /s	Mismatch Level
0.955	0.603	1.062	0.887	576.0	0.549	1.323

倾斜保护功能的仿真结果如图 8 所示, 其中实线对应的横向输入指令 $p_c = 15$ (°)/s, 当达到启动值(倾斜角为 30°)时, 自动削弱指令作用, 并使得倾斜角最大为 60°(并保持); 10 s 时横向输入回中, 因而在倾斜角从 60°到 30°范围内, 属于倾斜角响应阶段, 直到 30°, 自动恢复滚转角速度响应模式, 因为此时横向输入已回中, 对应滚转角速度为零, 所以, 倾斜角保持不变。横向输入指令 $p_c = 10$ (°)/s 的情况类似, 如图 8 点划线所示。

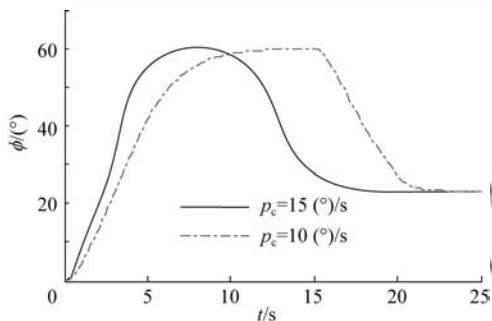


图 8 倾斜角保护控制仿真结果

Fig. 8 Simulation with bank angle limiter

4 结 论

(1) BWB 飞机的操纵效能配置需要充分考虑增稳和机动等要求。

(2) BWB 飞机短机身、无平尾的构型特点使得作用于其上的力和力矩的耦合效应明显, 纵向静稳定较低, 纵向阻尼较小, 但由于质量分布亦发生显著变化, 所以纵向静稳定和阻尼变化的不利影响被削弱。若不设常规的垂尾, BWB 飞机航向处于中立静稳定甚至不稳定, 荷兰滚模态特性变差, 必

须考虑增稳、增阻尼。

(3) 在适航要求基础上融入飞行品质要求, 将控制目标直接用于特征结构配置方法对 BWB 飞机进行控制律设计, 易于获得满意的飞行品质解。

(4) 控制增稳响应类型可以通过前向通道进行修正; 在增稳控制设计基础上, 在指令回路或其他环节增设保护或限制模块, 提高飞行安全。

总之, 尽管 BWB 布局存在稳定和控制方面的潜在困难, 但只要细致设置增稳方案, 完全可以得到有效的控制方案, 满足适航要求, 并具有良好的飞行品质。

本文的操稳设计方案经过 1:30 缩比模型进行了初步飞行验证。

参 考 文 献

- [1] 戴岭. 诺斯罗普飞翼传奇[J]. 国际展望, 2004(7): 48-59.
Dai Ling. The legend of Northrop[J]. World Outlook, 2004(7): 48-59. (in Chinese)
- [2] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25.
- [3] 温杰. 兰利研究中心的创新历程(之一)“飞翼”挑战传统布局[J]. 国际航空, 2007(1): 58-61.
Wen Jie. Blended wing body: NASA Langley research center's innovation experiences (Part 1) [J]. International Aviation, 2007(1): 58-61. (in Chinese)
- [4] Reimann C A, Tinetti A F, Dunn M H. Noise scattering by the blended wing body airplane: measurements and prediction[R]. AIAA-2006-2474, 2006.
- [5] Dowling A, Greitzer E, Hynes T, et al. The silent aircraft[R]. Aero-Astro MIT, 2007(4): 1-9.
<http://web.mit.edu/aeroastro/news/magazine/aeroastro-no4/silentaircraft.html>
- [6] Morris A. The MOB project[R]. Report Submitted to the 2003 EC Descartes Prize Commission, 2003.
- [7] Rahman N U, Whidborne J F. Propulsion and flight controls integration for a blended-wing-body transport aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3): 895-903.
- [8] 廖慧君, 张曙光. 翼身融合布局客机的客舱设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(8): 986-989.
Liao Huijun, Zhang Shuguang. Design of cabin layout for blended wing body passenger transports [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(8): 986-989. (in Chinese)
- [9] 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, 29(1): 49-58.
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Wu Zongcheng, et al. A new type of transport—blended wing body aircraft [J]. Aero-

- nautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(1): 49-58. (in Chinese)
- [10] 刘晓静, 吴江浩, 张曙光. 250 座级翼身融合布局客机气动设计与优化[J]. 空气动力学报, 2011, 29(1): 78-84. Liu Xiaojing, Wu Jianghao, Zhang Shuguang. Aerodynamic design and optimization of the blended wing body aircraft for 250 passengers [J]. Journal of Aerodynamics, 2011, 29(1): 78-84. (in Chinese)
- [11] 张永杰, 成志远, 孙秦, 等. BWB 民机非圆形增压座舱结构设计研究[J]. 应用力学学报, 2010, 27(2): 388-392. Zhang Yongjie, Cheng Zhiyuan, Sun Qin, et al. Non-cylindrical fuselage structural design of BWB civil aircraft [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(2): 388-392. (in Chinese)
- [12] 赵志高, 张曙光. BWB 客机经济性相关设计参数的影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 937-942. Zhao Zhigao, Zhang Shuguang. Analysis of the effects of the BWB airliner design parameters on its economic profitability[J]. Journal of Beihang University, 2011, 37(8): 937-942. (in Chinese)
- [13] 张曙光, 陆艳辉, 朱忠涛. 翼身融合无尾客机布局横航向飞行动力学分析和控制设计[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 2007. Zhang Shuguang, Lu Yanhui, Zhu Zhongtao. Lateral-directional flight dynamics analysis and control law design of the blended-wing-body tailless passenger airplanes[C]// Proceedings of the Peak Forum on Key Technologies of the Large Airplanes and the CSAA Conference 2007. 2007. (in Chinese)
- [14] Roysdon P F, Khalid M. Lateral-directional stability investigation of a blended-wing-body [R]. AIAA-2010-9167, 2010.
- [15] 张曙光. 翼身融合布局控制的一些关键问题[J]. 国际航空, 2011(3): 69-71. Zhang Shuguang. The control problems of blended wing body [J]. International Aviation, 2011(3): 69-71. (in Chinese)
- [16] US Department of Defence. MIL-HDBK-1797, Flying qualities of piloted aircraft [S]. Wright-Patterson Air Force Base(OH): ASD/ENES, 1997.
- [17] Farineau J. Lateral electric flight control laws of a civil aircraft based upon eigenstructure assignment technique [R]. AIAA-1989-3594, 1989.
- [18] Sauders P, Hagemeyer D. The design approach used in the synthesis of the B-2 lateral-directional control laws [R]. AIAA-1990-3255, 1990.

作者简介:

张曙光(1969—) 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向: 飞行力学与飞行控制、复杂系统安全性。

Tel: 010-82315237

E-mail: gnahz@buaa.edu.cn

Research on Design of Stability and Control of a 250-seat Tailless Blended-wing-body Civil Transport Aircraft

ZHANG Shuguang^{*}, LU Yanhui, GONG Lei, LIU Xiaojing

School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: While facing challenges in terms of stability and control due to the lack of conventional tails, the blended-wing-body (BWB) flying wing aircraft configuration is one of the hot baselines for next generation transport airplanes. On the basis of a 250-seat BWB experimental configuration, the control surfaces are configured according to trim, stability augmentation and maneuverability considerations with margins for disturbances. Requirements from airworthiness regulations and flying qualities are set as design goals and incorporated into the eigenstructure assignment method to find stability augmentation solutions. Special consideration is placed on the forward path to provide the desired response type. A roll attitude protection system is designed to improve the flight safety. The results show that the stability and control are sufficient, that the flying qualities are satisfactory after stability augmentation, and that the roll attitude protection system works as expected.

Key words: blended-wing-body; control surface; response type; flying qualities; roll attitude protection

Received: 2011-04-28; **Revised:** 2011-05-26; **Accepted:** 2011-06-28; **Published online:** 2011-07-12 09:05

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110712.0905.003.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20110712.0905.003

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2006AA11Z219)

*** Corresponding author.** Tel.: 010-82315237 E-mail: gnahz@buaa.edu.cn