

动力增升对翼身融合飞机沉降特性的改善

王明凯¹, 张曙光¹, 唐 鹏², 夏双枝³, 冯 杨¹
(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 能源动力与工程学院, 北京 100191;
3. 新时代工程咨询有限公司, 北京 100088)

摘 要:翼身融合体飞机起降阶段的“沉降问题”是影响该类布局飞行安全的典型问题,为此提出了一种将动力风扇垂直嵌入机翼中的动力增升方案。分析了动力增升系统对飞行的气动影响,提出了动力增升系统的匹配设计和评价方法,探讨了动力增升系统布局的主要约束。在综合考虑动力增升系统推质比、俯仰力矩配平以及操稳特性等限制因素基础上,基于示例翼身融合体无人机,匹配设计了动力增升系统及其布局方案,针对过渡飞行状态设计了姿态稳定控制律。飞行试验表明:使用动力增升能缓解进近阶段升降舵操纵所引起的下沉率突增与高度沉降现象,同时可将验证机的起、降速度降低 20% 以上,且该方案易于在小型翼身融合体飞机上实现。

关 键 词:翼身融合体; 沉降; 动力增升; 匹配设计; 飞行试验; 起降特性

中图分类号: V235.4 **文献标志码:** A

Improvement of powered lifting scheme on the sagging characteristic of blended-wing-body aircraft

WANG Mingkai¹, ZHANG Shuguang¹, TANG Peng²,
XIA Shuangzhi³, FENG Yang¹

(1. School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. New Era Engineering Consulting Limited Company, Beijing 100088, China)

Abstract: Blended-wing-body aircraft frequently shows the sagging phenomenon, which is a safety sensitive problem in takeoff and landing. Focusing on the problem, a powered lifting scheme by use of ducted-fan in wings was presented. Aerodynamic effect of the powered lifting system on flight was analyzed. A matched design and assessment method for the powered lifting system was established, and the main constraints of the layout were integrated. Taking the thrust weight ratio of the system, pitching trim, maneuverability and stability into consideration, a blended-wing-body drone was used as example and the powered lifting system and its layout scheme were presented. For smooth transition of flight phases, an atti-

收稿日期:2016-11-02
基金项目:北京航空航天大学研究生创新实践基金(YCSJ-01-2016-01)
作者简介:王明凯(1994—),男,博士生,主要研究方向为飞行动力学与飞行安全控制。
通讯作者:张曙光(1969—),女,教授、博士生导师,博士,主要研究方向为飞行动力学与控制、航空器安全性与适航。

引用格式:王明凯,张曙光,唐鹏,等. 动力增升对翼身融合飞机沉降特性的改善[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2752-2760.
WANG Mingkai,ZHANG Shuguang,TANG Peng,et al. Improvement of powered lifting scheme on the sagging characteristic of blended-wing-body aircraft[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(11):2752-2760.

tude stabilization control law was further introduced. Flight tests show that the powered lifting device can mitigate the sudden increase of sink rate and height sagging phenomenon due to elevator deflection in approaching stage. Meanwhile, the scheme can reduce the takeoff and landing velocity by over 20%, and the scheme is apt to be implemented on small size of blended-wing-body aircraft.

Key words: blended-wing-body; sagging; powered lifting; matched design; flight test; takeoff and landing performance

与传统布局固定翼飞行器相比,翼身融合体(blended wing body,BWB)飞机浸润面积显著降低,减小了飞行阻力,性能优越^[1]。但其独特的布局特点也带来了动力学和飞行控制的难题。BWB飞机一般无平尾,操纵舵面位于机翼后缘,操纵力臂较短,在俯仰操纵过程中,为提供足够的抬头力矩,操纵舵面需产生更大的负升力,进而导致整机升力有明显损失,飞机会在初始下沉,再抬头达到预期的迎角。美国国家航空航天局的研究人员将这种轨迹响应中力和力矩的耦合现象称为沉降^[2-3]。由于沉降现象的存在,飞行员在俯仰操纵时需要提前拉杆以达到操纵目标,增加了飞机纵向操纵难度。而在起降过程中,沉降现象可能会使机身或起落架擦地,引发事故^[3-4]。因此,BWB飞行器的沉降现象是飞行安全领域重点关注的问题^[5-6]。

针对沉降问题,现有的解决措施主要包括气动方案和精细控制方案。气动方案采用腹板技术^[4,7],即在重心附近的机腹位置安装一块带孔扰流板,在起降阶段,将其偏转一定的角度,通过改变飞机下方的静压分布,使飞机重心前的升力增大,重心后升力减小,进而提供抬头力矩,缓解沉降问题^[8]。控制律方案通过对着陆阶段控制律进行精细设计,在俯仰力矩满足预期操纵目标的前提下,尽可能降低负升力,最大限度地控制升力损失;另一方面也对着陆阶段的飞行轨迹与操纵策略进行详细规划,提高起降阶段的安全水平。

针对沉降问题,本文提出另一类解决思路,即在保留 BWB 飞行器布局优势的基础上,通过竖直安装在机翼或机身中的动力增升系统提供辅助升力,减缓气动力和操纵力矩的耦合效应,改善起降特性。

1 动力增升原理分析

1.1 埋入式涵道风扇

动力增升系统提供辅助升力的同时,会增加

飞机的结构质量,因此动力增升方案所用动力增升系统应具备较低的结构增重、较高的增升推质比(辅助升力与飞机重力之比)。埋入式涵道风扇可满足上述要求,可行性较高,如图 1 所示^[9]。涵道能对风扇起到遮蔽作用,减小横向来流对风扇的影响。

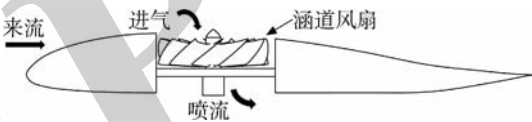


图 1 埋入式涵道风扇示意图
Fig. 1 Diagram of ducted fan in wing

当动力增升飞行器处于前飞状态时,涵道风扇的抽吸、喷流作用会与自由来流叠加,这一气动耦合效应会产生对飞机额外的力和力矩。气流进入涵道风扇后,其水平速度降低或减小至零,因此涵道风扇受到反作用力,即动量阻力;横向来流受到风扇抽吸,使得进气唇口处前方绕流比后方强,产生升力差,进而产生使飞机抬头的力矩;此外,若涵道风扇安装在飞行器铅垂对称面两侧,则当左右两侧的辅助升力大小不等时,升力的差异会产生使滚转力矩,干扰飞行^[9-13]。

可以看出,气动耦合效应带来额外力和力矩,需要对不利影响进行抑制。下面进一步探讨使用埋入式涵道风扇提供辅助升力的有关问题。

1.2 动力增升系统的设计约束

动力增升飞行器的机身部分用来装载有效载荷,因此方案将在机翼中对称安装涵道风扇。涵道风扇布局的主要约束如下:

- 1) 横向位置要在不影响机身装载的情况下尽量靠近飞机的对称面,以减小非对称辅助升力所引起的横航向干扰力矩。
- 2) 涵道风扇出口喷流与自由来流叠加,使得机翼下表面出现了回流和流动分离现象,这一现象会对机翼上操纵舵面的特性产生不利影响。因此涵道风扇的横向布置应尽量远离舵面。

3) 纵向安装位置应靠近重心,降低俯仰力矩对配平的不利影响,同时保证静稳定性。

仅从力矩平衡角度而言,涵道风扇放置在重心线比较理想,但是,飞机重心位置需根据飞行试

验结果进行调整,同时考虑到重心预测的不准确度和方案实现时的偏差,涵道风扇配置在重心线稍后的位置对飞行稳定性有利。飞机纵向受力关系如图 2 所示。

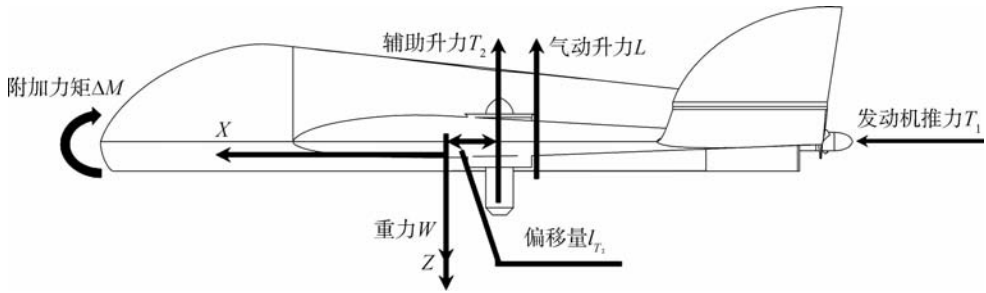


图 2 动力增升飞行器受力示意图
Fig. 2 Force diagram of powered lifting aircraft

布置在重心之后的涵道风扇,可带来低头力矩,平衡使用埋入式涵道风扇所带来的附加抬头力矩 ΔM 。从俯仰力矩配平以及配平升降舵偏角来看,涵道风扇相对重心的偏移量较小,辅助升力的作用于气动升力作用点之前,因此对整机的附加俯仰力矩在可接受的范围内。此外,辅助升力作用点位于重心后,产生低头力矩,当该力矩与附加抬头力矩 ΔM 的综合作用表现为抬头力矩时,可减少平飞时所需配平升降舵上偏角,对飞行有利。

对于使用对称埋入式涵道风扇的布局,动力增升系统对于俯仰力矩配平的影响是匹配设计的重要约束。静稳定飞机在起飞、着陆低速飞行阶段,需要较大的升降舵上偏角度。当期望降低起降飞行速度时,不能因为升降舵操纵效能不足导致升降舵使用偏角超过最大值,构成新的限制。

由此,使用动力增升系统的收益与力矩配平限制构成了系统匹配设计的约束。对于通常飞行迎角 α 不大的正常飞行条件下,引入辅助升力后,飞行平衡所需升降舵偏角为

$$\delta_e = - \frac{M_0 + T_2 l_{T_2} C_{l_\alpha} + \left(\frac{W - T_2}{qS} - C_{l_0} \right) C_{m_\alpha}}{C_{l_\alpha} C_{m_{\delta e}} - C_{l_{\delta e}} C_{m_\alpha}} \quad (1)$$

式中 q 为动压, S 为参考面积, c 为平均气动弦长, M_0 为零升力矩, C_{m_α} 为俯仰刚度, $C_{m_{\delta e}}$ 为俯仰操纵效能, C_{l_0} 为零迎角升力系数, C_{l_α} 为升力线斜率, $C_{l_{\delta e}}$ 为舵面偏转单位角度所引起的升力系数。对于一定的增升推力 T_2 条件下,当升降舵偏角达到最大值 $\delta_{e, \max}$ 时,俯仰力矩平衡允许的最小飞行

速度为

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2[(M_0 + \Delta M)C_{l_\alpha} + (W - T_2)C_{m_\alpha}c]}{\rho S c [\delta_{e, \max}(C_{l_\alpha} C_{m_{\delta e}} - C_{l_{\delta e}} C_{m_\alpha}) + C_{l_0} C_{m_\alpha}]}} \quad (2)$$

这里的升、阻特性需要计入埋入式涵道风扇的耦合效应影响。当忽略涵道风扇引起的升、阻变化时,引入涵道风扇获得的最小飞行速度增量为

$$\Delta V_{\min} = \frac{2\sqrt{M_0 C_{l_\alpha} + W C_{m_\alpha} c}}{\sqrt{\rho S c [\delta_{e, \max}(C_{l_\alpha} C_{m_{\delta e}} - C_{l_{\delta e}} C_{m_\alpha}) + C_{l_0} C_{m_\alpha}]}} - \frac{2\sqrt{(M_0 + \Delta M)C_{l_\alpha} + (W - T_2)C_{m_\alpha} c}}{\sqrt{\rho S c [\delta_{e, \max}(C_{l_\alpha} C_{m_{\delta e}} - C_{l_{\delta e}} C_{m_\alpha}) + C_{l_0} C_{m_\alpha}]}} \quad (3)$$

在动力增升系统设计时,飞行速度应不小于最小配平速度。方案收益可由法向力方程推出,考虑滑跑起飞阶段,给定辅助升力 T_2 和离地瞬时升力系数 $C_{l_{1,0}}$,可得起飞离地速度 V_{l_0}

$$V_{l_0} = \sqrt{\frac{2[(m_p + m_e)g - T_2]}{\rho C_{l_{1,0}} S}} \geq V_{\min} \quad (4)$$

此外,为保证飞机在动力增升系统不工作时能够利用气动升力正常飞行,要求含动力增升系统的飞机重力 W 不大于最大可用升力 $L_{\max}$

$$W = (m_p + m_e)g \leq L_{\max} \quad (5)$$

式中 m_p 为不含动力增升系统的飞机质量, m_e 为动力增升系统的质量。

式(2)~式(5)共同构成了方案设计约束与收益。匹配设计的优化方向是,辅助升力使得飞机起降速度降低至最小配平速度 $V_{\min}$ 附近,既使动力增升系统性能得到充分利用,又能保证升降舵有足够的俯仰力矩配平能力。

1.3 动力增升方案评价方法

一般而言,应在给定的飞行任务背景下对飞行器性能进行评价。对于本文所涉及的动力增升方案,并未指定具体的任务要求,但仍可通过研究动力增升系统的使用策略,来确定设计方案的评价方法。尽管动力增升系统能够提供可观的辅助升力,但与飞行器自身通过翼身组合体产生升力相比耗能较高,因此,采用动力增升方案的飞行器,只在起降阶段开启动力增升系统,提升起降性能;而在飞行器爬升至巡航高度、飞行速度达到切换速度后,逐渐减小辅助升力,转换至能量利用效率较高的常规状态,利用气动升力完成巡航飞行任务。

由此可知,起降阶段是反映动力增升方案收益的主要阶段,因此选取起飞离地速度、着陆接地速度作为方案的评价指标;进一步从性能角度选取巡航段增升状态下的升阻特性作为方案的评价指标,根据平飞升-阻特性来评估平飞能耗的情况。

2 动力增升系统的设计

本文选用一架质量为 3 kg 级 BWB 无人机作为“原准机”,根据原理分析为该无人机设计动力增升系统构建“验证机”,通过试验获得动力增升效果的基本参数。

2.1 动力增升系统参数匹配分析

BWB 无人机基本参数如表 1 所示。表中最大可用升力系数 $C_{l,max}$ 、最大飞行速度 V_{max} 、最小飞行速度 V_{min} 为飞行试验测得的参数。

表 1 BWB 无人机基本参数

Table 1 Basic parameter of the BWB UAV				
m_p/kg	S/m^2	$C_{l,max}$	$V_{max}/(m/s)$	$V_{min}/(m/s)$
2.61	0.74	0.81	20	11.6

根据表 1 和式(5),含动力增升系统的飞机总质量最大许用值为 12.36 kg。

辅助升力约束主要考虑起降速度需求和最大需用总质量约束。可用涵道风扇参数如图 3 所示,使用两台涵道风扇后,增升推质比主要集中在 0.75、0.95、1.45 附近。试验得到最小配平飞行速度 V_{min} 参考值为 6.25 m/s,根据式(4)得到起飞离地速度随辅助升力的变化曲线,如图 4 所示。

根据图 4 可知,推质比为 0.95 级风扇提供了最显著的起飞性能收益(相对于 0.75 级);更高推

质比(1.45)的增升装置,其性能收益增幅较小,而推力剩余太多(如图 3 达 58~69 N)。

由此,兼顾性能收益、推力需求符合度和整机质量、增升效果,推质比为 0.95 级最合适。选用单台最大推力为 1.68 N 的 JP70-01 涵道风扇作为增升装置,考虑动力源(锂离子电池)、电子调速器等必备系统配件,动力增升系统参数如表 2 所

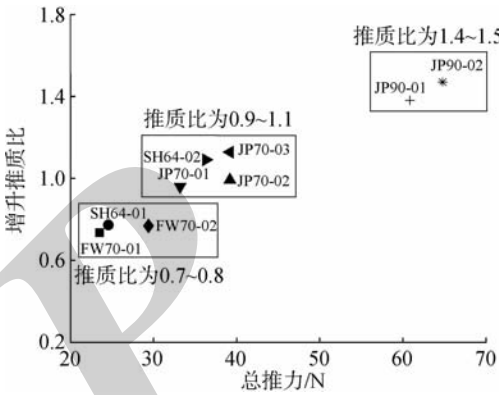


图 3 备选涵道风扇推质比

Fig. 3 Thrust weight ratio of alternative ducted fans

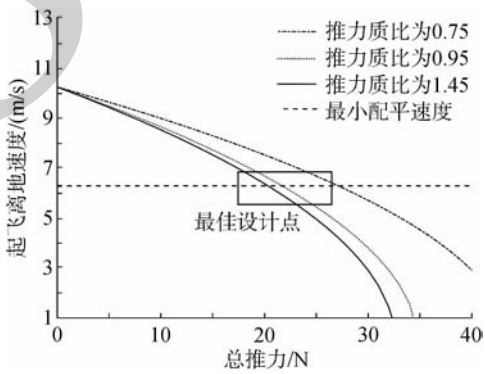


图 4 动力增升系统设计曲线

Fig. 4 Design curves of powered lifting system

表 2 动力增升系统参数

Table 2 Parameters of the powered lifting system		
部件	参数	数值
涵道风扇	风扇直径/mm	70
	最大推力/N	16.68
	质量/g	230
4S 锂离子电池 (4 000 mA · h)	质量/g	405
	电子调速器	质量/g
原准机	质量/kg	2.61
验证机	质量/kg	3.595

示。可见到,原准机升力特性好,基于升力约束的最大许用质量剩余较多。

2.2 动力增升系统布局设计

如文中第 1.2 节分析,在布局设计中,涵道风扇纵向安装位置的确定主要考虑飞机的操稳特性需求,适宜放置在重心稍靠后的位置上,并保证静稳定裕量适当。

原准机整机焦点位置为距机头 450 mm,拟将稳定裕度控制在 5%~10%^[12]。根据平均气动弦长计算公式^[13]

$$c = \frac{\frac{2}{3}b_0(1 + \lambda + \lambda^2)}{1 + \lambda}$$

(6)

式中根弦长 $b_0=450\text{ mm}$,梢根比 $\lambda=0.4$,可得 $c=375.5\text{ mm}$ 。根据稳定裕度范围,确定重心的范围为距机头 412~430 mm。由此,将涵道风扇纵向位置选在重心后限,距机头 430 mm 处。增升推力作用于此处,产生的附加俯仰力矩较小,且如前所述,该力矩有利于抵消埋入式涵道风扇的不利影响。

进一步根据文中第 1.2 节的设计约束分析,横向位置考虑埋入式涵道风扇非对称失效的影响和装载需要。鉴于 BWB 飞机机身部分用以装载有效载荷和系统设备(这里的验证机中装载了飞控、电池组、机载导航系统等设备),因此机身部分不宜安放增升涵道风扇。由此,涵道风扇的横向位置选在距飞机铅垂对称面 290 mm 处。

验证机动力增升系统的布局示意图如图 5 所示。验证机实物外形如图 6 所示。

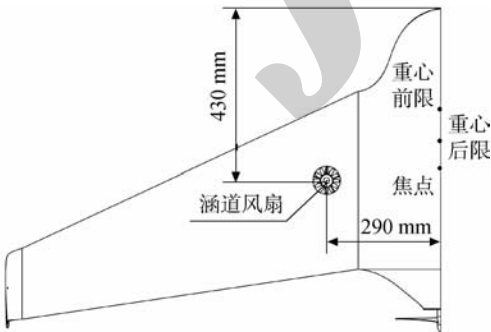


图 5 动力增升系统布局

Fig. 5 Layout of the powered lifting system

2.3 动力增升过渡态控制

动力增升系统提供了附加的操纵自由度。从控制的角度需要考虑的问题:①动力增升不对称效应的消除;②由文中第 1.3 节对动力增升系统

使用策略的表述可知,动力增升系统主要在起降阶段工作,因此在该类布局飞行器的飞行过程中,必然会经历辅助升力,辅助升力调节过程中的姿态稳定控制。其中动力增升不对称效应,可以根据预先试验进行初步调整、削弱;动力增升系统调节时的姿态稳定是影响飞行安全的关键问题,例如当增升状态迅速切换到常规状态,一旦存在姿态急剧变化,可能导致不安全的事件甚至事故。



图 6 验证机外形

Fig. 6 Configuration of the demonstration aircraft

本文针对验证机特点,设计姿态稳定控制律,实现飞机姿态的自动平稳变化,减轻操纵负担。

通过开环辨识试验获得验证机的动力学模型,作为控制律的设计基础。针对主要的纵向通道高频特性,取短周期传递函数结构如式(7)所示^[14-15]

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} = e^{-rs} \frac{M_{\delta_e}(s + Z_a)}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2}$$

(7)

式中 q 为俯仰角速度, δ_e 为升降舵偏角。在辨识模型基础上,设计俯仰角的比例-微分控制器如图 7 所示。

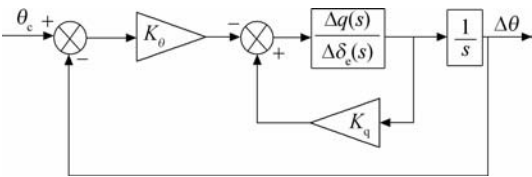


图 7 增升切换瞬态抑制的俯仰稳定控制结构

Fig. 7 Pitch stabilization controller in transition

3 飞行试验

根据文中第 2 节设计的动力增升系统进行飞行试验,实现动力学模型辨识,验证改变辅助升力大小时的飞行平稳性,并进行性能对比。

3.1 动力学模型辨识

动力学模型辨识试验的基准状态根据飞行范围确定,这里取为空速约 12 m/s 的定直平飞状态。鉴于飞行系统存在各种延迟,在式(7)基础上增加纯延迟环节描述。辨识试验的激励信号应最

大限度地激发飞机的高频短周期飞行特性,根据试验数据进行协调性确认、剔除野点等处理后,拟配得到俯仰通道传递函数^[16-19]

$$\frac{\Delta q(s)}{\Delta \delta_e(s)} = e^{-0.04s} \frac{49.88(s + 16.41)}{s^2 + 8.486s + 186.3} \quad (8)$$

对于上述辨识结果进行时域校验,选取与辨识机动非相似的飞行试验数据,将上述辨识模型计算结果与实际飞行试验数据进行对比,如图 8 所示。可见到,辨识模型结果与试验结果的主要幅频和相频特性基本一致。存在一些偏差,由于试飞测量本身可能存在误差,因而没有进行更高精度的拟配,而是通过控制系统的鲁棒性,获得误差容忍度。

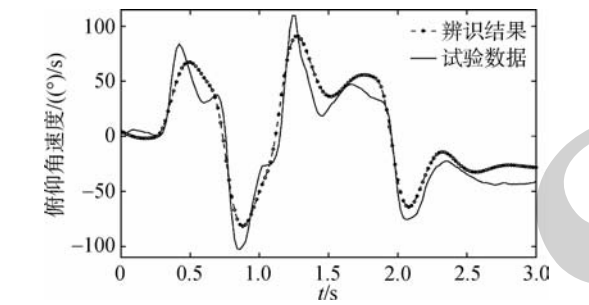


图 8 俯仰通道传递函数时域校验

Fig. 8 Verification of pitching channel transfer function on time domain

3.2 辅助升力调节试验

控制系统内回路引入对角速度的反馈,增加阻尼,抑制瞬态运动振荡。外回路采用比例控制来实现姿态跟踪,优化设计得到控制系统参数如表 3 所示,闭环控制具有良好的增益和相位裕量,鲁棒性得到保证。

表 3 姿态稳定控制律参数

Table 3 Parameters of attitude stabilization control law

K_q/s	K_θ	增益裕量/dB	相位裕量/(°)
0.49	1.45	15.4	74.4

通过飞行试验检验姿态稳定控制律。为了充分检验在辅助升力变化过程中飞行器的姿态稳定能力,在试验时设置涵道风扇的油门输入量由 63%降低至 31%,实际飞行姿态的变化情况与姿态指令进行对比,如图 9 所示。可见,在存在风扰动、传感器误差等实际扰动下,姿态指令的跟踪效果良好,跟踪误差在允许的范围内。姿态稳定系统提供了良好的辅助升力调节适应能力。

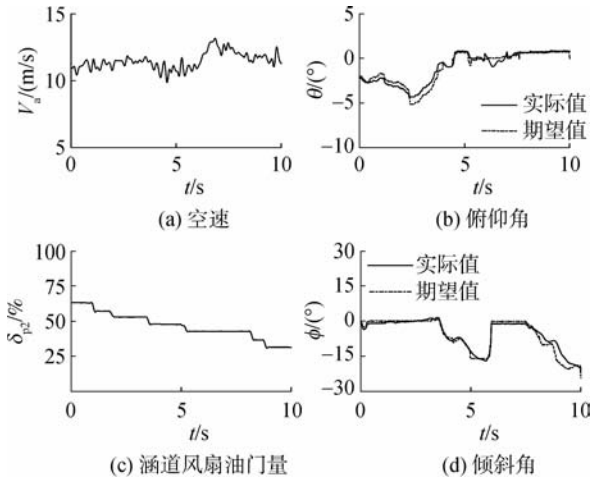


图 9 姿态稳定控制飞行试验数据

Fig. 9 Flight test data of attitude stabilization control law

3.3 性能对比试验

本文研究涉及的核心试验,确定提出的原理和所设计的动力增升系统是否具有预期的收益。根据动力增升方案的评价指标,设计飞行试验,选用原准机作为对比分析基准,对动力增升方案的收益与代价进行评估,如表 4 所示。

从表 4 可看出,与原准机相比,验证机使用增升装置后,起飞离地速度、着陆接地速度均有显著降低,起降性能提升幅度可达 23%~44%。另外,验证机的起落沉降趋势得到明显改善。

进一步,通过分析开启涵道风扇的平飞升阻性能变化,评估平飞能耗,试飞结果如图 10 和图 11 所示。

表 4 起降性能对比

Table 4 Comparison of takeoff and landing performance

构型	起飞离地 速度/(m/s)	着陆接地 速度/(m/s)
原准机	15.33	10.67
验证机 $\delta_{p2}=40\%$	9.37	8.11
验证机 $\delta_{p2}=75\%$	8.65	7.75

由此可见,与原准机相比,验证机的 C_{10} 有显著提升,在相同迎角下,验证机能获得更大的升力系数,因此动力增升飞行器能实现短距起降。另一方面,由极曲线可知,为获得与原准机相同的升力系数,验证机所受阻力更大,增加的阻力来自两方面:埋入式涵道风扇的动量阻力;动力增升系统结构增重增加了升力需求,进而增加了气动阻力。为减小涵道风扇引入的动量阻力,应在飞机达到维持正常平飞的最小飞行速度后,逐渐降低辅助

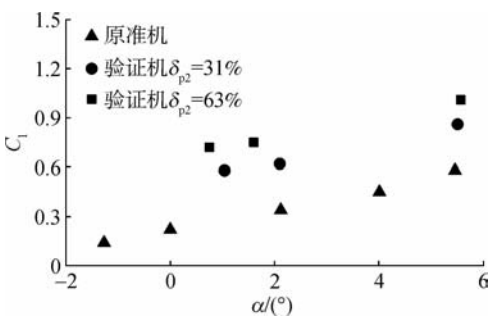


图 10 升力特性对比

Fig. 10 Comparison of lift performance

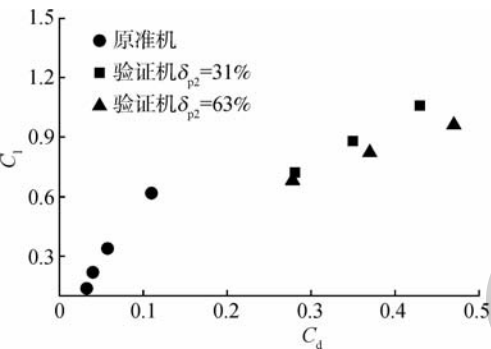


图 11 升阻特性对比

Fig. 11 Comparison of lift-drag relation

升力,以减小飞行阻力;还可以引入保形设计,在涵道风扇关闭后对其进行包覆,进一步降低阻力。为进一步说明辅助升力对沉降现象的改善作用,分别选取原准机、验证机的进近着陆阶段试验数据进行对比分析。

图 12 以 BWB 布局的原准机为例,说明了“沉降”现象的特点。由高度 H 的变化情况可知,

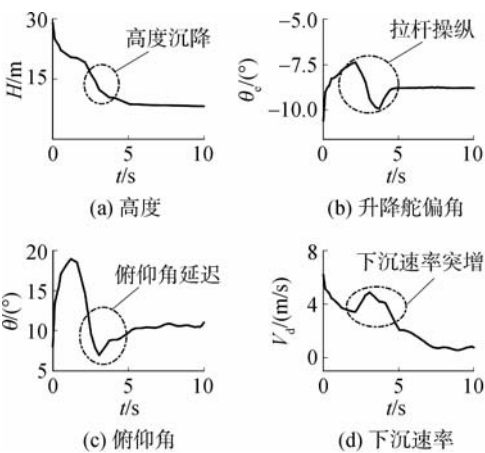


图 12 原准机进近飞行试验数据

Fig. 12 Flight test data of baseline aircraft in approach

原准机由陡下滑转入浅下滑、拉平;在进近飞行的第 4 s,为增大升力系数,操纵手拉杆以增大升降舵上偏角 δ_e ,意在使飞机抬头,增大正俯仰角 θ ,进而增大迎角。由图可知,拉杆后,升降舵产生的负升力使得飞机下沉速率 V_d 有一增量,引起高度的沉降;俯仰角的改变也有一定的延迟量。这一现象可能使得飞机主轮在进近阶段出现非预期触地,进而引发弹跳,对飞行安全产生不利影响^[5]。

图 13 给出了动力增升验证机的进近飞行情况。操纵手将涵道风扇的油门量 δ_{p2} 控制在 20% 附近,在保证一定的辅助升力的同时,可获得更大的下沉速率;操纵手在第 5 s 有拉杆操作,从数据来看,并未出现原准机飞行时的下沉速率 V_d 突增的情况;在飞行全过程中,高度 H 保持稳定变化,未出现沉降现象。

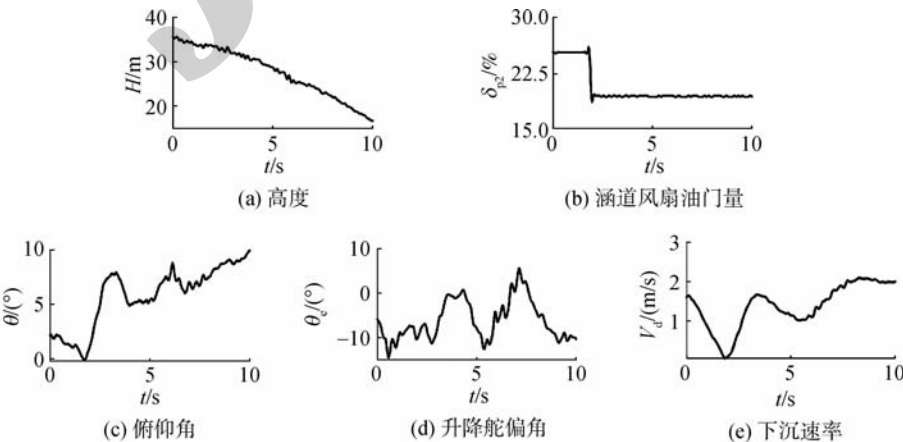


图 13 验证机进近飞行试验数据

Fig. 13 Flight test data of demonstration aircraft in approach

4 结 论

本文基于对埋入式涵道风扇的原理分析,提出了 BWB 飞机动力增升系统的匹配设计方法,探讨了增升系统布局的主要约束,并以小型 BWB 无人机为试验平台对设计方法进行了验证。主要结论如下:

1) 埋入式动力增升对于改善无尾翼身融合布局飞机起降特性,避免操纵力和力矩耦合导致的“沉降”等安全不利问题,提供了有利的解决途径。

2) 使用埋入式风扇装置获得辅助升力,增升动力系统的最佳匹配设计是一个关键问题。需要将埋入式涵道风扇布置在使得起降速度降低且对俯仰力矩不利影响最小的范围内,使飞机具备适宜的纵向操稳特性。

3) 动力增升过渡态控制是飞行安全关键问题。通过姿态稳定系统可以充分抑制增升动力调节产生的过渡态。

可以预期,基于动力增升方案有望实现 BWB 飞行器的垂直起降。BWB 飞机的大翼面能够容纳更多动力分配方案,与分布式动力结合可以获得更多的设计自由度。

参考文献:

[1] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. *Journal of Aircraft*,2004,41(1):10-25.

[2] 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 effects of BWB airliner design parameters on its economic profitability[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*,2011,37(8):937-942. (in Chinese)

[3] 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]. *Aeronautica et Astronautica Sinica*,2011,32(10):1761-1769. (in Chinese)

[4] STAELENSY D,BLACKWELDER R F. Novel pitch control effectors for a blended wing body airplane in takeoff and landing configuration[R]. AIAA-2007-0068,2007.

[5] LU Yi,ZHANG Shuguang,TANG Peng,et al. STAMP-based safety control approach for flight testing of a low-cost unmanned subscale blended-wing-body demonstrator

[J]. *Safety Science*,2015,74(1):102-113.

[6] LU Yi,ZHANG Shuguang,LIAN Hao,et al. System dynamics modeling of the safety evolution of blended-wing-body subscale demonstrator flight testing[J]. *Safety Science*,2016,89:219-230.

[7] 张迪. 基于 STA34 飞控系统的无人机自主起落控制设计与实现[D]. 北京:北京航空航天大学,2014.

ZHANG Di. Design and application of UAV autonomous control of taking off and landing based on STA34 system [D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014. (in Chinese)

[8] STAELENSY D,BLACKWELDER R F,PAGE M A. Study of belly-flaps to enhance lift and pitching moment coefficient of a BWB-airplane [R]. AIAA-2007-4176,2007.

[9] THOUVAULT N,BREITSAMTER C,ADAMS N A. Numerical and experimental analysis of a generic fan-in-wing configuration[J]. *Journal of Aircraft*,2009,46(2):656-666.

[10] 李建波,高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. *南京航空航天大学学报*,2005,37(6):680-684.

LI Jianbo,GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*,2005,37(6):680-684. (in Chinese)

[11] 郑志成,周洲,吕敏,等. 升力风扇垂直起降飞机阻力特性分析[J]. *西北工业大学学报*,2012,30(1):6-10.

ZHENG Zhicheng,ZHOU Zhou,CHANG Min,et al. Analyzing drag characteristics to obtain effective guidelines for configuration design of lift-fan VTOL [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*,2012,30(1):6-10. (in Chinese)

[12] OHANIAN O J,KARNI E D,LONDENBERG W K,et al. Ducted-fan force and moment control via steady and synthetic jets[J]. *Journal of Aircraft*,2011,48(2):515-526.

[13] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[14] 雷宇. 基于 STA34 的无人机模型辨识与自主飞行控制律设计[D]. 北京:北京航空航天大学,2013.

LEI Yu. UAV model identification and autonomous flight control law design based on STA34 [D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[15] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001.

[16] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[17] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.

[18] 康桂文,胡雨,李亚东,等. 某超轻型电力系统的参数匹配[J]. *航空动力学报*,2013,28(12):2641-2647.

KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameters

matching of ultralight electric aircraft propulsion system
[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28 (12): 2641-
2647. (in Chinese)

[19] 王明凯. 翼身融合布局动力增升方案设计和实现[D]. 北
京:北京航空航天大学,2016.

WANG Mingkai. Design and implementation of powered
lifting on BWB aircraft[D]. Beijing: Beijing University of
Aeronautics and Astronautics,2016. (in Chinese)

(编辑:叶 青)