

文章编号:1674-8190(2019)01-029-07

翼身融合布局低速风洞试验研究

李沛峰¹, 张彬乾², 陶于金¹, 李栋²

(1. 西北工业大学 第 365 研究所, 西安 710065)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 翼身融合布局(BWB)综合性能突出,是未来民用航空领域飞行器发展的必然趋势,研究 BWB 布局的气动特点及流动机理,对开展 BWB 布局设计具有重要的支撑作用。采用测力、丝线流动显示的风洞试验方法并辅以 CFD 方法,开展 300 座级 BWB 布局(BWB-1)低速气动特性、流动机理及通气发动机短舱影响研究。结果表明:与 Early BWB、N2A 布局相比,BWB-1 具有更好的低速纵向气动性能,具有横向静稳定、航向静不稳定量值较小,航向增稳与控制难度较小等优点;揭示了布局的流动发展过程及具有和缓失速特性的物理原因;通气发动机短舱对提高最大升力及增加航向静稳定性有利,对横向静稳定性影响较小,但使得阻力和低头力矩增加;CFD 纵向计算结果与试验基本一致,验证了 CFD 方法的有效性。

关键词: 翼身融合布局;风洞试验;流动机理;发动机短舱;计算流体力学

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.004

Low Speed Wind Tunnel Test of a Blended Wing Body Configuration

Li Peifeng¹, Zhang Binqian², Tao Yujin¹, Li Dong²

(1. 365th Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Blended wing body(BWB) configuration will be the inevitable trend of the aircraft using in the future civil aviation for its excellent performance. Aerodynamic and flow mechanism investigations of the BWB configuration will provide important support for its design. Wind tunnel tests include force measurements and tuft visualization, in addition to computation fluid dynamics(CFD) simulation, are used to investigate the low speed aerodynamic characteristics and flow mechanism and effects of flow-through nacelles for a 300-passenger BWB configuration(BWB-1). Test results show that longitudinal aerodynamic characteristics of BWB-1 are better than those of the Early BWB or N2A. BWB-1 possesses lateral static stability and directional static instability, however, low value of the directional instability degrades the difficulty in directional stability augmentation and control. Investigation also reveals flow development and physical mechanism of a mild stall characteristic of the configuration. Flow-through nacelles are beneficial to both maximum lift and directional stability, and have minimal effects on lateral stability; however, drag and pitch-down moment are increased. Results from CFD simulation show good agreement with tunnel test data, which demonstrate the validation of the CFD method.

Key words: blended wing body(BWB); wind tunnel test; flow mechanism; nacelle; CFD

收稿日期:2018-08-31; 修回日期:2018-09-19

通信作者:张彬乾, bqzhang@nwpu.edu.cn

引用格式:李沛峰, 张彬乾, 陶于金, 等. 翼身融合布局低速风洞试验研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 29-35.

Li Peifeng, Zhang Binqian, Tao Yujin, et al. Low speed wind tunnel test of a blended wing body configuration[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 29-35. (in Chinese)

0 引言

随着未来民用航空对减小噪声、氮氧化物排放和降低燃油消耗等要求的不断提高,现有常规布局飞机设计技术已难以满足^[1]。翼身融合布局(Blended Wing Body,简称 BWB)技术,以其特有的综合优势正逐渐被业内所认可,NASA、Boeing、ONeAR、MIT 和 DLR 等均开展了广泛的研究^[2]。国内,西北工业大学、中国商用飞机有限责任公司、南京航空航天大学、中国空气动力研究与发展中心等也开展了相关研究^[3-6]。相对于常规布局,BWB 布局由于采用高度翼身融合设计,浸湿面积和质量大幅减小^[7],具备了更高的气动效率和更小的燃油消耗,有效减小了氮氧化物排放;同时,将发动机置于机身尾部上表面,遮蔽发动机噪声,进而减小噪声水平。

深入掌握 BWB 布局的空气动力学特点及流动机理是开展 BWB 布局设计研究的基础。基于 CFD 的优化设计和反设计方法已广泛应用于 BWB 布局的气动设计^[3,8-10]。然而,基于 CFD 的气动设计方法还存在一定的局限性,对于非常规的 BWB 布局,现有 CFD 方法是否有效可靠、是否能准确地揭示其流动机理,已成为备受关注的热点问题。因此,采用风洞试验方法开展 BWB 布局研究十分必要。

国外在 BWB 布局风洞试验方面开展了大量研究,NASA Langley、DLR、ONeAR 等研究机构针对 BWB-450、N2A、VELA1、VELA2 等多种 BWB 构型开展了系列化的低、高速风洞试验研究^[11-17],通过大量的测力、测压及流动显示试验,构建了完备的 BWB 布局气动数据库,验证了现有概念设计方法及 CFD 设计方法的可靠性。国内关于 BWB 布局风洞试验方面的研究仍鲜有报道。

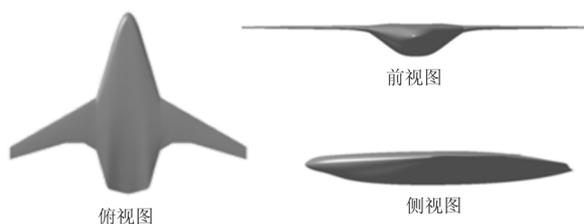
针对基于 CFD 方法设计的 300 座级 BWB 布局概念性方案^[3](以下简称 BWB-1),采用风洞试验方法,研究 BWB 布局的低速气动特性、流动机理及通气发动机短舱的气动特性影响,并验证 CFD 方法的可靠性。

1 试验设备及模型

试验在西北工业大学 NF-3 低速风洞中进行,

该风洞是一座低速直流式风洞,三元试验段尺寸 3.5 m(宽)×2.5 m(高)×12.0 m(长),空风洞最大风速可达 130 m/s,湍流度为 0.078%,相关风洞细节可参见文献^[18]。

BWB-1 布局三视图及 1:25 缩比试验模型如图 1 所示,该布局相关细节可参见文献^[3]。同 NASA Langley、DLR 等相关 BWB 布局风洞试验研究^[12-13]一样,试验模型采用腹部支撑方式。试验风速为 50 m/s,基于全机平均气动弦长的雷诺数为 3.2×10^6 (平均气动弦长基于布局全投影面积)。采用全模型测力、丝线流动显示技术开展布局气动特性与流动机理研究。



(a) 布局三视图



(b) 试验模型

图 1 BWB-1 布局三视图及风洞试验模型

Fig. 1 Three-dimensional view and wind tunnel model of BWB-1 configuration

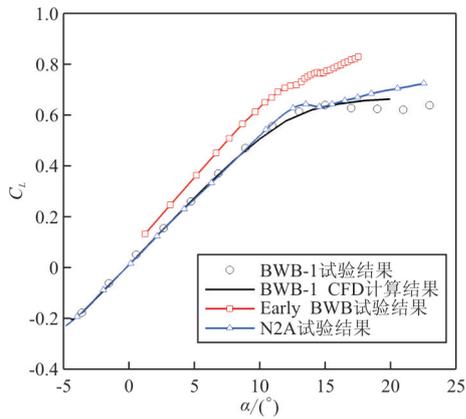
2 低速气动特性及流动机理

2.1 纵向气动特性

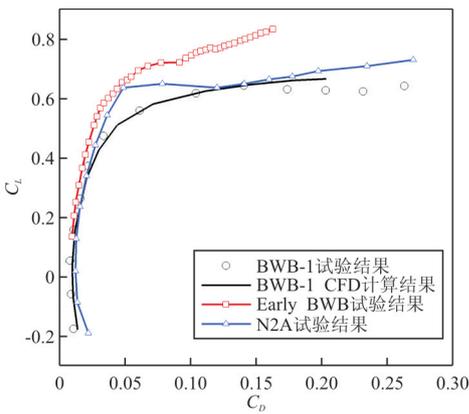
BWB-1 布局风洞试验结果、NASA Langley 研究中心的 BWB 布局(以下简称 Early BWB)风洞试验结果^[11]以及波音 BWB 布局(以下简称 N2A)风洞试验结果^[14]的对比如图 2 所示。Early BWB、N2A 试验风速分别为 $Ma = 0.25$ 和 $Ma = 0.20$,相关风洞、模型及试验细节可参见文献^[11, 14]。三种布局均为舵面不偏转、不带发动机短舱

的干净构型。

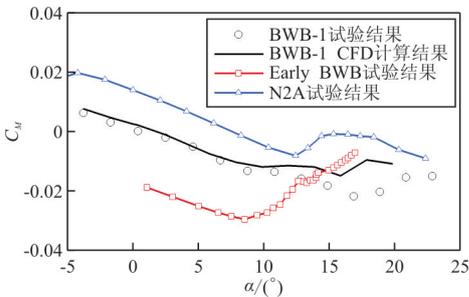
为了便于分析 BWB-1 布局的纵向气动特性及流动机理、检验 CFD 方法的可靠性,本文采用基于雷诺平均的 N-S 流场求解程序、SA 湍流模型进行纵向气动特性数值模拟,数值模拟方法参见文献 [3]。气动力系数均基于布局全投影面积(Early BWB 布局原始气动数据基于梯形机翼,本文进行相应转换)。



(a) 升力特性



(b) 阻力特性



(c) 俯仰力矩特性

图 2 纵向气动特性对比

Fig. 2 Comparison of longitudinal aerodynamic characteristics

BWB-1 布局具有良好的升阻、俯仰与失速等低速特性,从图 2 可以看出:

①BWB-1 布局升力线斜率及最大升力($C_{Lmax}=0.65$)与 N2A 相当,失速特性和缓,但两者升力均低于 Early BWB。

② $C_L < 0.4$ 时,三种布局阻力差异不大; $C_L > 0.4$ 时,存在较大差异。

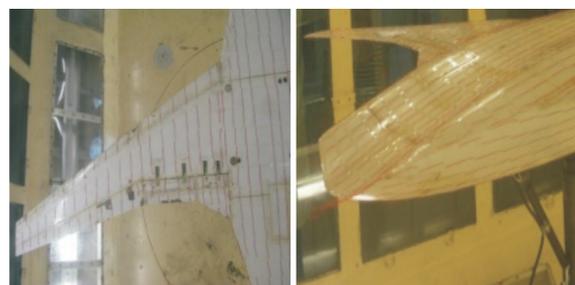
③BWB-1 布局零升力矩($C_{M0}=0.0016$)介于 Early BWB 与 N2A 之间,大迎角下的俯仰力矩非线性上仰特性优于其他两种布局,直到 $\alpha > 16^\circ$ 时,俯仰力矩才出现剧烈的非线性上仰。

综上所述,BWB-1 布局的低速气动特性优于其他两种布局。与 Early BWB 相比,BWB-1 升阻特性略差,但 Early BWB 低头力矩明显偏大,且俯仰力矩在 $\alpha = 9^\circ$ 时即产生了强烈的非线性上仰,过大的低头力矩和过早的力矩非线性上仰是无尾布局难以接受的;与 N2A 相比,BWB-1 最大升阻比略有优势(两者最大升阻比差量约为 0.73),且大迎角下俯仰力矩上仰更为和缓。

同时,通过 BWB-1 布局 CFD 计算结果与风洞试验结果对比,验证了所采用的 CFD 方法的可靠性。中小迎角下,CFD 计算的升力、阻力以及俯仰力矩与试验差别较小;大迎角下,由于 CFD 在计算流动分离方面的局限性,计算结果与试验结果差别较大,但仍能较为准确地反映气动力的变化趋势。

2.2 纵向流动机理分析

迎角 α 在 $0 \sim 20^\circ$ 范围内典型状态丝线流动显示结果如图 3 所示,对应状态的 CFD 计算结果如图 4 所示。



(a) $\alpha = 4^\circ$

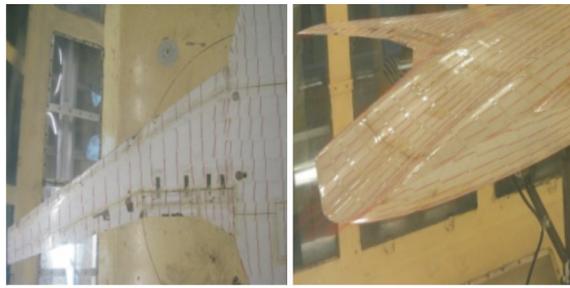
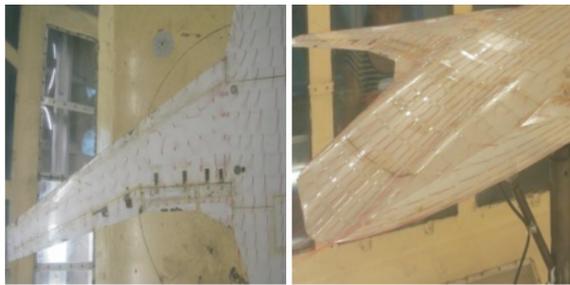
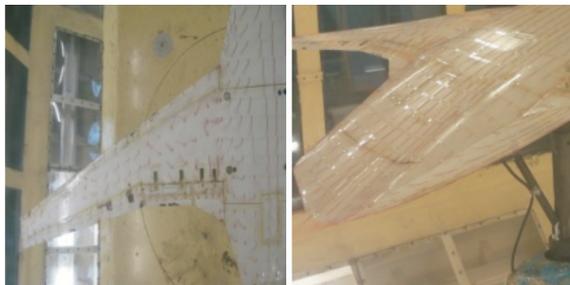
(b) $\alpha=8^\circ$ (c) $\alpha=10^\circ$ (d) $\alpha=12^\circ$ (e) $\alpha=14^\circ$ (f) $\alpha=16^\circ$

图 3 丝线流动显示

Fig. 3 Tuft flow visualization

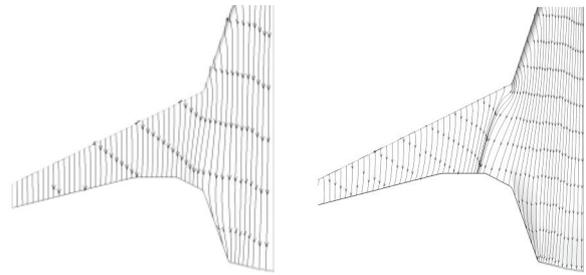
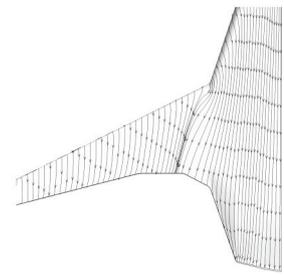
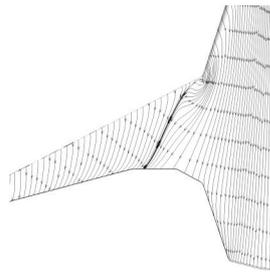
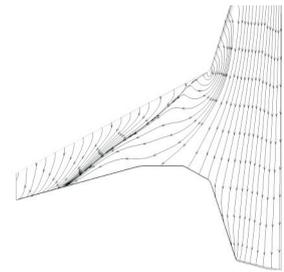
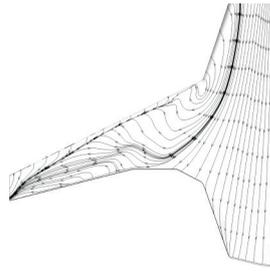
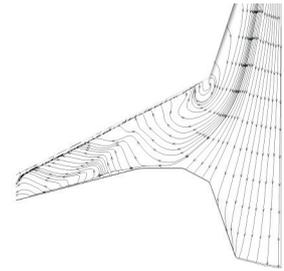
(a) $\alpha=4^\circ$ (b) $\alpha=8^\circ$ (c) $\alpha=10^\circ$ (d) $\alpha=12^\circ$ (e) $\alpha=14^\circ$ (f) $\alpha=16^\circ$

图 4 CFD 计算的表面极限流线

Fig. 4 CFD computed surface streak-lines

从图 3~图 4 可以看出:

$\alpha=4^\circ$ 时,流动保持附着,丝线及 CFD 计算的表面极限流线均反映出大后掠中央机体产生的展向流动对中央机体与机翼之间的过渡段区域影响小。

$\alpha=8^\circ$ 时,丝线和 CFD 计算结果仍表明全机处于附着流态,但大后掠中央机体产生的展向流动对过渡段的影响已逐渐显现,此区域流动已开始失稳。

$\alpha=10^\circ$ 时,随着展向流动加强,并且受翼身结合部的转折点影响,中央机体与机翼结合的转折处前缘首先出现了局部的分离区域;同时,过渡段边界层稳定性变差,丝线向外翼摆动幅度加大,但机翼仍能保持附着。CFD 计算的表面极限流线发展

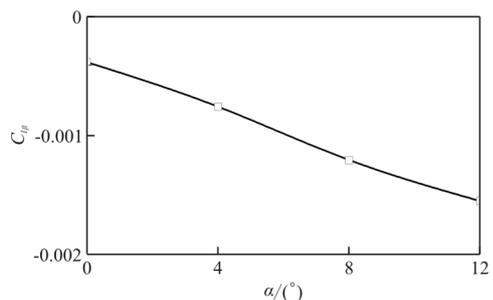
趋势与丝线结果基本一致。

α 为 $12^\circ \sim 16^\circ$ 时,随着迎角增大,机翼上表面丝线流动显示表明流动分离区域迅速向翼尖处发展,在此过程中,中央机体后部的上表面外侧局部区域亦出现了流动分离,但可产生升力的中央机体绝大部分区域仍能保持附着流态,这也是大迎角状态下布局失速特性和缓的原因。CFD 模拟流动分离存在局限性,甚至无法捕捉中央机体后部上表面外侧局部区域的流动分离,但其计算结果仍可反映出大迎角状态下的机翼流动分离发展趋势。

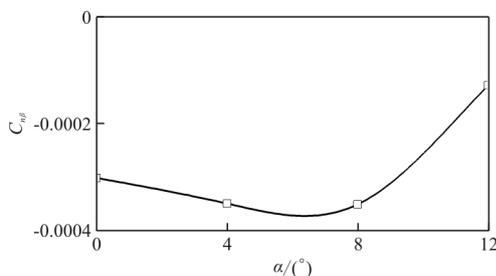
综上所述,过渡段首先出现流动分离不仅与机体的展向流动有关,也与翼身转折点影响有关。因此,大后掠中央机体产生的展向流动与翼身结合部的转折点影响的叠加是导致过渡段首先出现流动分离的物理原因。随着迎角增大,流动分离区域向外翼不断拓展,但由于中央机体流动特性良好、仍可提供升力,全机在大迎角下失速特性和缓。

2.3 横航向气动特性

BWB-1 布局采用无尾设计,其横航向气动特性关系着该布局用于工程实际的可行性。BWB-1 布局的横航向静稳定导数如图 5 所示。



(a) 横向静稳定导数



(b) 航向静稳定导数

图 5 横航向静稳定导数

Fig. 5 Lateral/directional stability derivative

从图 5 可以看出:横向具有静稳定性,且横向静稳定导数随着迎角的增大而增加,这与后掠翼自身的横向特性一致。正侧滑,迎风侧机翼有效后掠角减小,升力增大;背风侧机翼有效后掠角增大,升力减小,综合效果是产生稳定的滚转力矩。

由于取消了垂尾,航向静不稳定。 $\alpha \leq 8^\circ$ 时,航向静不稳定性随着迎角的增大而增加; $\alpha > 8^\circ$ 时,航向静不稳定性随着迎角的增大而减小,但静不稳定性量值较小,降低了航向增稳与控制的难度。之所以出现航向静不稳定,主要是取消了提供稳定性的垂尾;此外,尽管采用了“翼型”形式的机体设计,但中央机体仍与圆柱机身一样会产生航向静不稳定性力矩;迎风侧机翼由于有效后掠角减小,该侧机翼的升力和阻力均较背风侧机翼大,虽可提供一定的阻力型航向静稳定性力矩,但中小迎角时,量值较小,不足以克服中央机体产生的航向静不稳定性力矩;迎角较大后,迎风侧机翼分离更早且更为严重,阻力型航向恢复力矩增大,使全机航向静不稳定性减小,航向静稳定性开始恢复。

综上,BWB-1 布局横向静稳定和航向静不稳定特性反映了后掠翼无尾布局固有的特征。针对该布局的航向控制问题,李路路等^[19]提出了嵌入式阻力舵与襟副翼组合的航向操纵舵面设计方案,可有效解决无尾布局的航向操纵问题。

3 发动机短舱影响

为了屏蔽发动机风扇及排气噪声,BWB-1 布局将发动机短舱布置于中央机体后部上表面。通过风洞试验研究发动机短舱的影响,如图 6 所示,试验中发动机短舱为通气状态。



图 6 BWB-1 布局加通气发动机短舱

Fig. 6 BWB-1 configuration with flow-through nacelles

有无发动机短舱的升阻和俯仰力矩变化量如图 7 所示,可以看出:发动机短舱对升力的线性段

区域影响较小,大迎角使得升力略有增加,最大增量可达0.032;在所研究的迎角范围内使阻力增加,最大增量可达0.026;发动机短舱产生低头力矩, $\alpha < 10^\circ$ 时,所产生的低头力矩增量约为0.002。

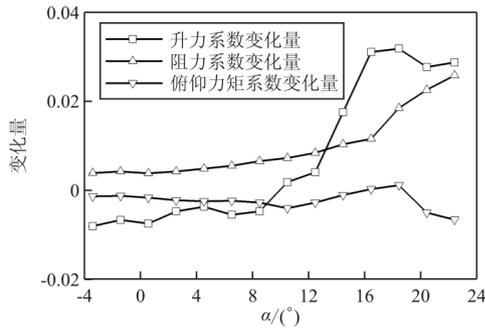


图 7 升力、阻力、俯仰力矩变化量

Fig. 7 The changes in lift, drag, pitching moment

有无发动机短舱的横航向静稳定导数变化量如图 8 所示。

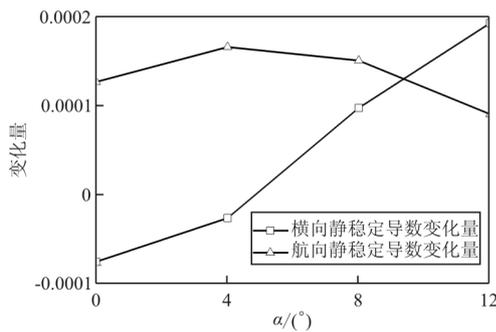


图 8 横航向静稳定导数变化量

Fig. 8 The changes in lateral/directional stability derivative

从图 8 可以看出:由于发动机短舱远离机翼,对横向静稳定性影响较小;置于中央机体后部的发动机短舱可起到类似垂尾的作用,提供航向恢复性力矩,使航向静不稳定性减小。

4 结 论

(1) 低速风洞试验验证了 BWB-1 布局具有优于 Early BWB 与 N2A 布局的纵向气动性能,其和缓的俯仰力矩非线性上仰特性尤其突出。丝线流动显示试验揭示了大后掠中央机体产生的展向流动与翼身结合部的转折点影响的叠加是诱导过渡段首先产生流动分离的物理原因;然而,较大迎角下,中央机体流动特性良好,是全机仍可保持和缓

失速特性的主要原因。

(2) BWB-1 布局横向静稳定、航向静不稳定体现了后掠翼无尾布局的固有特征,但航向静不稳定性量值不大,控制难度较小。

(3) 发动机短舱有利于提高最大升力,但使得阻力和低头力矩增加;对横向静稳定性影响较小,但可增加航向静稳定性。

(4) 验证了 CFD 方法的可靠性,计算得到的纵向气动力变化趋势及流态与试验基本一致。

参 考 文 献

- [1] Graham W R, Hall C A, Morales M V. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction[J]. *Transport Policy*, 2014, 34: 36-51.
- [2] Okonkwo P, Smith H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 82: 1-23.
- [3] Li Peifeng, Zhang Binqian, Chen Yingchun, et al. Aerodynamic design methodology for blended wing body transport [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(4): 508-516.
- [4] 蒋瑾, 钟伯文, 符松. 翼身融合布局飞机总体参数对气动性能的影响[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 278-289. Jiang Jin, Zhong Bowen, Fu Song. Influence of overall configuration parameters on aerodynamic characteristics of a blended-wing-body aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 278-289. (in Chinese)
- [5] 索欣诗, 陈文达, 余雄庆. 翼身融合布局大型客机的重心分析[J]. *航空计算技术*, 2017, 47(4): 67-71. Suo Xinshi, Chen Wenda, Yu Xiongqing. Analysis on center of gravity of blended-wing-body aircraft[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2017, 47(4): 67-71. (in Chinese)
- [6] 杨小川, 王运涛, 孙岩, 等. 有无涵道动力下的类 BWB 低速布局气动特性研究[J]. *航空工程进展*, 2018, 9(1): 43-52. Yang Xiaochuan, Wang Yuntao, Sun Yan, et al. Research on aerodynamic characteristics of low-speed aerodynamic configuration of BWB analog with and without ducted fan [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2018, 9(1): 43-52. (in Chinese)
- [7] Liebeck R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(1): 10-25.
- [8] Pambagjo I E, Nakahashi K, Obayashi S, et al. Aerodynamic design of a medium size blended-wing-body airplane [R]. AIAA-2001-0129, 2001.
- [9] Peigin S, Epstein B. Computational fluid dynamics driven optimization of blended wing body aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 44(11): 2736-2745.

- [10] Osusky L, Buckley H, Reist T, et al. Drag minimization based on the navier-stokes equations using a newton-krylov approach[J]. AIAA Journal, 2015, 53(6): 1555-1577.
- [11] Re R J. Longitudinal aerodynamic characteristics and wing pressure distributions of a blended-wing-body configuration at low and high Reynolds numbers[R]. NASA-TM-2005-213754, 2005.
- [12] Mialon B, Hepperle M. Flying wing aerodynamics studies at ONERA and DLR[R]. CEAS Katnet Conference on Key Aerodynamic Technologies, 2005.
- [13] Vicroy D D. Blended wing body low speed flight dynamics: summary of ground tests and sample results[R]. AIAA-2009-933, 2009.
- [14] Gatlin G M, Vicroy D D, Carter M B. Experimental investigation of the low-speed aerodynamic characteristics of a 5.8-percent scale hybrid wing body configuration [R]. AIAA-2012-2669, 2012.
- [15] Vicroy D D, Gatlin G M, Jenkins L N, et al. Low speed aerodynamic investigations of a hybrid wing body configuration[R]. AIAA-2014-2563, 2014.
- [16] Vicroy D D, Dickey E, Princen N, et al. Overview of low speed aerodynamic tests on a 5.75% scale blended wing body twin jet configuration[R]. AIAA-2016-0009, 2016.
- [17] Schuh M J, Garcia J A, Carter M B, et al. NASA environmentally responsible aviation hybrid wing body wind tunnel CFD[R]. AIAA-2016-0263, 2016.
- [18] 郗忠祥, 谢亚君, 郭琦, 等. NF-3 风洞设计特点[J]. 气动实验与测量控制, 1996, 10(4): 40-49.
Xi Zhongxiang, Xie Yajun, Guo Qi, et al. The design characteristics of NF-3 wind tunnel[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement Control, 1996, 10(4): 40-49. (in Chinese)
- [19] 李路路, 张彬乾, 李沛峰, 等. 大型客机无尾布局航向组合舵面控制技术[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 450-454.
Li Lulu, Zhang Binqian, Li Peifeng, et al. Research on control technology of combined control surface for large tailless civil aircraft[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(5): 450-454. (in Chinese)

作者简介:

李沛峰(1982—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器总体气动设计。

张彬乾(1953—),男,教授。主要研究方向:飞行器设计空气动力学、流动控制。

陶于金(1970—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体气动设计、飞行力学。

李 栋(1970—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:计算流体力学、飞行器设计空气动力学。

(编辑:马文静)