

反推装置对翼身融合分布式推进系统 气动性能影响数值模拟

楼雨杼, 陈 真, 蒋诗意, 赵永康, 施锦程, 李海旺, 唐 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了研究新型反推装置对翼身融合分布式推进系统气动性能的影响, 将机身简化为二维模型, 利用数值模拟的手段来研究攻角、反推开度, 以及风扇打开或关闭对飞行参数的影响, 为翼身融合分布式推进系统的反推装置设计提供初步的意见和建议。结果显示: 反推闭合和风扇打开之后该机型的升力系数和俯仰力矩系数都会有较大增加; 随着反推开度的增加, 升力系数和俯仰力矩系数也随之增加; 来流攻角对翼身融合分布式推进系统的气动性能也有较大影响。

关 键 词: 翼身融合; 反推装置; 分布式推进系统; 升力系数; 俯仰力矩系数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation on influence of thrust reverser device on aerodynamic performance of blended-wing-body distributed propulsion system

LOU Yuzhu, CHEN Zhen, JIANG Shiyi, ZHAO Yongkang,
SHI Jincheng, LI Haiwang, TANG Peng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the influence of the new thrust reverser device on the aerodynamic performance of the blended-wing-body distributed propulsion system, the fuselage was simplified into a two-dimensional airfoil, the numerical simulation method was used to study the angle of attack, the openness of the thrust reverser and the effect of the fan on/off on the flight parameters. Some suggestions about the design of the thrust reverser device on the blended-wing-body distributed propulsion system were carried out. The results show that when the thrust reverser and the fan are turned on, the lift coefficient and pitch moment coefficient of the model increase greatly; as the openness of thrust reverser increases, the lift coefficient and the pitching moment coefficient also increase; the attack angle of incoming flow also has a large impact on the aerodynamic performance of the blended-wing-body dis-

收稿日期: 2019-04-24

作者简介: 楼雨杼(1999—), 男, 本科生, 研究方向为飞行器动力工程。

通信作者: 施锦程(1995—), 男, 硕士生, 研究方向为发动机内冷通道旋转换热。E-mail: shijincheng@buaa.edu.cn

引用格式: 楼雨杼, 陈真, 蒋诗意, 等. 反推装置对翼身融合分布式推进系统气动性能影响数值模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2211-2217. LOU Yuzhu, CHEN Zhen, JIANG Shiyi, et al. Numerical simulation on influence of thrust reverser device on aerodynamic performance of blended-wing-body distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2211-2217.

tributed propulsion system.

Key words: blended-wing-body; thrust reverser device;
distributed propulsion system; lift coefficient; pitch moment coefficient

现代民航业高速发展,对民航客机安全性、舒适性以及经济性方面的要求日益严苛^[1],但是筒体加机翼的结构布局对飞机综合性能的提升已经非常有限,而翼身融合(blended-wing-body)分布式推进方式结合两者的优势^[2-4]:其一,翼身融合没有机翼、机身之分,减小浸润面积,可以大幅提高升力,减小摩擦阻力,此外由于机身、机翼没有明显连接处,可以有效降低雷达反射面积,达到隐身的目的;其二,分布式推进方式使用多台风扇发动机,这样可以大幅提高燃油经济性,降低噪声。

分布式推进方式改变了传统客机两侧翼下布置发动机的布局,将多台风扇发动机沿展向布置于机身尾缘的上方,一般将这些风扇发动机半嵌入机身或者将其紧贴于机身上方^[5-6],这样可以对机身上方的附面层进行抽吸,提高升阻比。然而,新方法也带来了新难题,翼身融合式飞机的操纵舵面一般位于机翼后缘,操纵力臂较短,在调节俯仰角时,飞机会先下沉再抬头达到预期的仰角。对于这种特殊现象,美国国家航空航天局(NASA)称其为“沉降”^[7-9],因此这对飞行员驾驶飞机提出了更高的要求和挑战,而且由于较大的展弦比以及没有襟翼的增升作用,飞机在降落时需要保持较高的速度,否则容易出现掉高并导致机毁人亡^[10-11]。

反推可以减速,传统客机的反推装置主要有抓斗式、折流叶栅式和瓣式三种结构形式^[12-15],但是传统反推装置极易造成飞机失速,为了解决这些问题,本文提出了一种反推装置,它位于风扇后面,在未开启时,它充当平尾的功能,在降落时将其打开,可以减速增升,解决沉降和掉高问题,即在保留其反推功能的基础上,充分挖掘其他功能,比如平尾、矢量喷管。鉴于该结构布局具有鲜明的对称性,为了研究反推装置对翼身融合分布式推进系统飞行参数的影响,将飞机机身简化为二维翼型。

1 研究对象

本文选取的研究对象为自制的小型翼身融合分布式推进系统验证机,其模型如图 1 所示,它将翼身融合和分布式推进结合起来,在机身尾缘上方沿翼展方向布置了六台直径为 90 mm 的小型

风扇发动机,而在飞行试验过程中,该验证机在减速降落过程中也出现了沉降、掉高等问题,因此必须在减速过程中提供额外的升力和俯仰力矩,让其能够安全降落。



图 1 翼身融合分布式推进系统验证机示意图
Fig. 1 Schematic of blended-wing-body distributed propulsion system demonstration aircraft

传统客机的反推装置并不适用于这种分布式推进系统,而涡桨发动机所特有的减速方法——反桨也不适用,因为沉降、掉高问题是在低空进近时出现的,如果此时反桨会导致飞机瞬间失去升力,所以本文提出了一种新型反推装置,其结构类似于抓斗式反推,但其功能不仅仅局限于反推,具体结构如图 2 所示。六台风扇发动机上下各有一层固定导流板,下侧的导流板和反推挡板是机身的一部分,反推挡板安装在导流板后部,当反推未启动时,反推挡板是导流板的自然延伸,都起到水

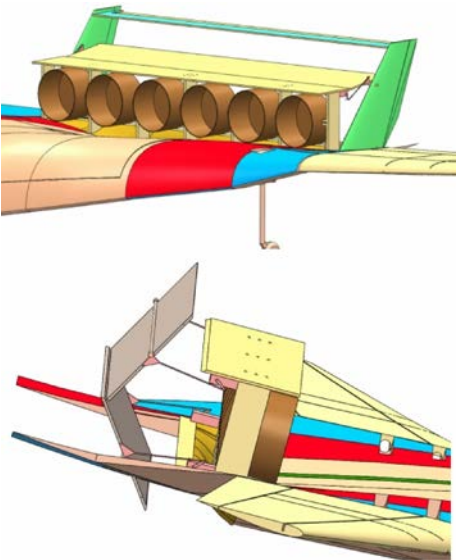


图 2 反推装置侧视图
Fig. 2 Side view of thrust reverser device

平安定面的作用;当反推开启时,挡板转动并闭合使得气流发生偏转,产生反向推力。

为了简化翼型结构,并不失一般性,本文选取了验证机机身剖面优化前的基础翼型,即 RAE 2822 非对称翼型,如图 3 所示,该翼型最大厚度为弦长的 12.1%,位于 30% 弦长处,翼型弦长 (L) 设为 1 m。

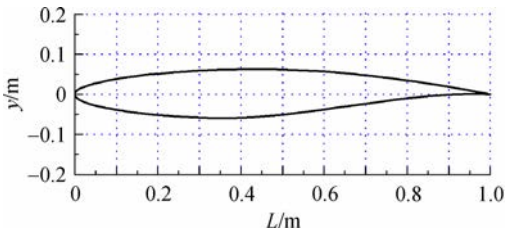


图 3 RAE 2822 翼型示意图
Fig. 3 Schematic of RAE 2822 airfoil

2 数值方法

首先为了验证网格划分及数值计算方法,对来流马赫数为 0.74,来流攻角为 3.19° 的 RAE 2822 翼型进行稳态数值模拟,其中静温为 216.65 K,参考压力设为 25 kPa,翼型弦长设为 1 m,并假设壁面为绝热无滑移壁面。图 4 为数值模拟与试验^[16]分别得到的压力系数 C_p 沿翼型上下表面的分布曲线,压力系数 C_p 、升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 以及俯仰力矩系数 C_m 如式(1)~式(4)所示:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5\rho v_\infty^2} \quad (1)$$

$$C_l = \frac{F}{0.5\rho v_\infty^2 S} \quad (2)$$

$$C_d = \frac{X}{0.5\rho v_\infty^2 S} \quad (3)$$

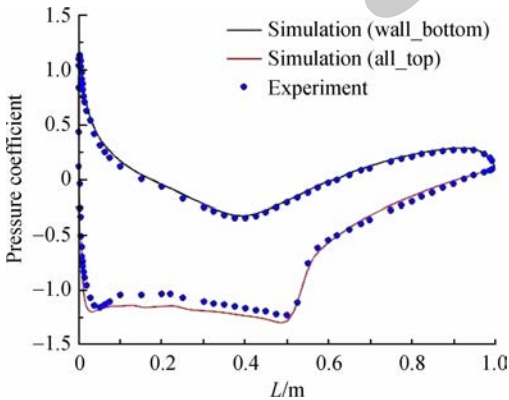


图 4 RAE 2822 翼型表面压力系数分布曲线
Fig. 4 Pressure coefficient distribution curves of RAE 2822 surface

$$C_m = \frac{M}{0.5\rho v_\infty^2 SL} \quad (4)$$

式中的 p 、 p_∞ 、 ρ 、 v_∞ 分别为表面的静压、远前方流体的静压、密度和速度; F 、 X 、 M 分别为机翼受到的升力、阻力和俯仰力矩; S 是机翼的表面积。在处理二维机翼问题时,则将表面积 S 用翼型弦长 L 代替。通过图中的对比可以看出两者较为吻合,重合度较高。

上述数值模拟和试验结果的对比表明,本文计算所采用的网格划分和数值计算方法能够较为准确地模拟出流体的二维机翼绕流问题。

本文计算使用 Fluent 软件的基于压力的隐式耦合算法,并采用二阶迎风差分格式,湍流模型选择 Spalart-Allmaras 湍流模型^[17];网格划分则使用 ICEM 软件,若已知翼型弦长 L ,则根据通常计算域的大小,翼型距计算域上下壁面的距离一般设为 $15L$,和下游的距离设为 $20L$,为了更好地模拟绕流,对翼型周围和尾缘处进行网格加密,网格量达到了 12.1 万,如图 5 所示。

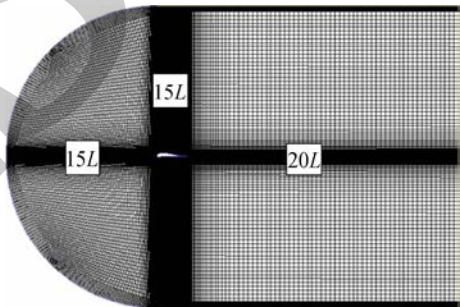


图 5 计算域网格示意图
Fig. 5 Schematic of computational domain mesh

由于直接对翼身融合分布式推进系统进行数值模拟将耗费大量的时间和精力,在工程想要实现非常困难,所以目前为了避免巨大的计算量,采用二维翼型、单台风扇及反推装置进行数值模拟。由于风扇内的流动并不是本文的研究重点,所以为了实现真实风扇对边界层抽吸的效果,可行的方法^[18]是给定均匀压力出口边界条件代替风扇的进口截面,并将回流矢量方向反向,给定流量进口边界条件代替风扇的出口截面。在计算的过程中,不断调整压力出口的背压使得风扇抽吸的流量等于风扇出口喷射出去的流量,从而实现风扇进出口流量的守恒和匹配。

3 结果分析

本文的所有工况都设置远前方为速度进口条

件,速度为 30 m/s,即验证机在低空进场时的典型速度,首先模拟只有机身截面的空气外部绕流,得到该型验证机的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数;接着模拟不同攻角、反推开度,以及风扇打开或关闭对这些飞行参数的影响。

3.1 机身截面绕流

使用图 5 中的网格划分方法及边界条件设置,对机身截面在来流速度为 30 m/s 的情况下进行绕流模拟,并进行了网格无关性检验,最终得到该机身截面的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数,具体如表 1 所示。

表 1 各网格量下的飞行参数

Table 1 Flight parameters under different mesh nodes

网格数量	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数
47 938	0.322	0.0216	-0.0283
89 454	0.385	0.0377	-0.1455
126 460	0.385	0.0378	-0.1458
156 360	0.386	0.0378	-0.1458

由表 1 可以看出当网格量达到 89454 以后各参数就基本保持不变,升力系数为 0.386,阻力系数为 0.0378,则升阻比为 10.2,俯仰力矩系数为 -0.1458,即机身会有一个俯冲力矩,与验证机试验情况相符。

3.2 反推闭合风扇不抽吸时的机身截面绕流

此例模拟风扇关闭之后将反推全部闭合的情况,由于本文的反推装置打开之后面积比风扇大,加上通过风扇的气流,所以反推装置仍会受到远前方来流的冲击,产生反推的效果,如图 6 所示。

表 2 即为模拟结果,由表中可以看出当网格量大于 134914 时,各参数基本保持不变,而此时升力系数有大幅度的下降,变为原来的 15%,说明了单独打开反推会使升力减小,而升力减小的原因是由于反推的阻挡使得气流向前运动,并迫使机身上部气流速度比没有反推影响时减小很多,导致静压变大,原本机身上部存在的负压区也随着消失,上下压差变小,升力系数也随之变小。而方向偏转后的气流会对机身产生向前的推力,所以阻力系数变为负值,但是加上反推的增阻效果后,整机仍然是受到向后的阻力,在这个阻力的作用下飞机的速度会减小。俯仰力矩系数也有较大幅度的减小,虽然还是负值,但是已经在可控范围之内,说明反推闭合之后对控制机身的俯仰力

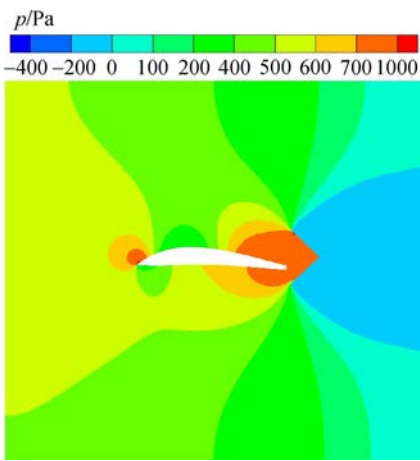


图 6 机身截面静压分布云图

Fig. 6 Static pressure distribution contour on body section

表 2 反推闭合风扇不抽吸时各网格量下的飞行参数

Table 2 Flight parameters under different mesh nodes when thrust reverser on and fan off

网格数量	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数	反推受力/N
52 659	0.054	-0.021	-0.011	218.2
98 949	0.062	-0.021	-0.014	211.1
134 914	0.058	-0.022	-0.016	234.7
185 142	0.059	-0.023	-0.017	235.7
206 714	0.058	-0.023	-0.017	234.2

矩系数有较大的改善。

3.3 反推闭合风扇不抽吸时反推闭合角度的影响

此例选取了 90°、105°、120°三个角度,研究反推闭合时上下两块反推挡板的闭合角度(简称为反推闭合角度)对飞行参数的影响,模拟结果见表 3,由表 3 可知随着反推闭合角度的减小,机身截面的升力系数会随之减小,这是由于反推闭合角度越小,偏转后的气流会有更大的速度,这样会影响到机身上部更大的区域,使得机身上部的静压增加,上下压差减小,从而导致升力系数减小;阻力系数的绝对值随着反推闭合角度的增加而减小,原因如上所述,反推闭合角度越小,往前的速度越大,产生向前的推力也越大;俯仰力矩系数随着反推闭合角度的增加而增加,并且在 105°之后变为正值,即机身受到一个抬头力矩,而俯仰力矩的大小应该在零附近为最佳,所以设计时反推闭合角度不宜过大;而随着反推挡板闭合角度的增加,正对来流方向的面积也增加,所以受到气流向后的冲击也逐渐增加。

表 3 反推闭合风扇不抽吸时反推闭合角度的影响

Table 3 Influence of closing angle of thrust reverser when thrust reverser on and fan off

反推闭合 角度/(°)	升力 系数	阻力 系数	俯仰力矩 系数	反推 受力/N
90	0.058	−0.023	−0.017	234.7
105	0.103	−0.021	0.037	278.0
120	0.135	−0.018	0.051	313.2

3.4 风扇抽吸时反推开度的影响

此例模拟打开风扇,产生抽吸附面层的效果时,反推开度对飞行参数的影响。如上文所述,将风扇出口设为流量进口条件,这里设置其进口流量为 5 kg/s,则风扇出口的平均速度约为 50 m/s,选取反推开度分别为 0、1/3、2/3、1 的四种情况,当反推开度为 1 时,反推闭合角度为 90°,模拟的结果如表 4 所示,速度分布云图如图 7 所示。随着反推开度的增加,升力系数随之增加,并且都大于表 1 中机身截面绕流中的升力系数,这主要是由于风扇的抽吸作用使得机身后缘原本速度较低,或者即将分离的气流再次加速,机身上部低压

表 4 风扇抽吸时反推开度的影响

Table 4 Influence of openness of thrust reverser when fan on

反推 开度	升力 系数	阻力 系数	俯仰力矩 系数	反推 受力/N
0	0.550	0.050	0.026	0
1/3	0.634	0.047	0.047	93
2/3	0.725	0.028	0.076	308
1	0.768	0.046	0.227	1384

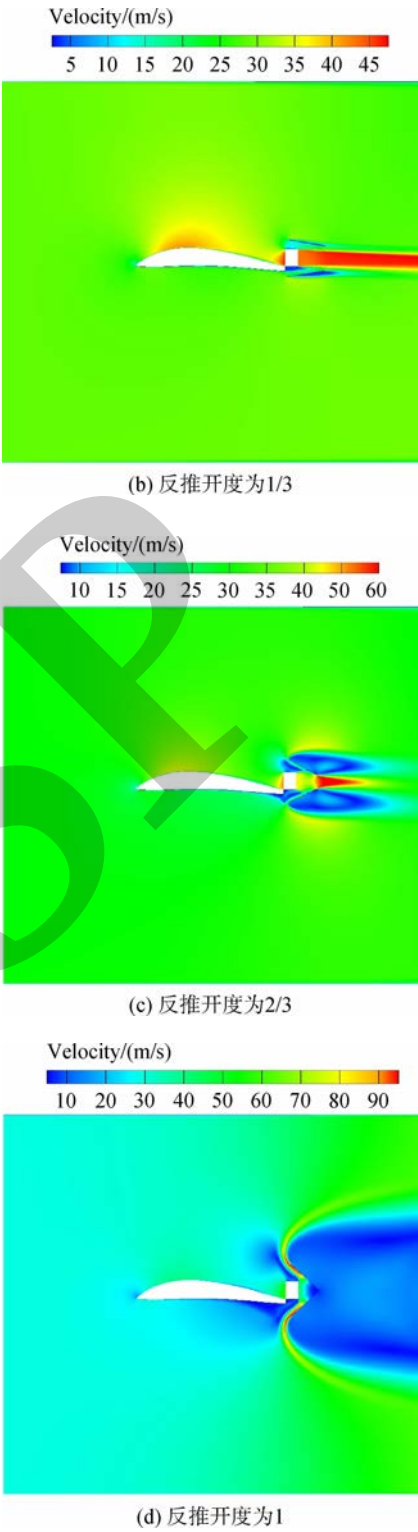
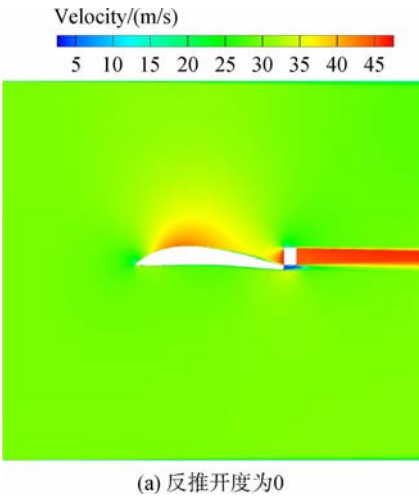


图 7 不同反推开度下速度分布云图

Fig. 7 Velocity distribution contour under different openness of thrust reverser

区面积增加,上下压差增加,所以升力系数增加;阻力系数随着反推开度的增加呈现一定的波动,先减小后增加;俯仰力矩系数也随着反推开度的增加而增加,并且全都为正值,机身受到一个抬头力矩;反推受力随着反推开度的增加而增加,并且

在完全关闭时增幅很大,由此可以看出反推完全闭合前后会对机身的飞行参数产生阶跃式的影响,因此在设计作动机构闭合反推时应先快速,而后放慢直至完全闭合,避免机身失稳。

3.5 反推闭合风扇抽吸时不同来流攻角的影响

此例模拟了来流攻角分别为 -5° 、 -10° 、 0° 、 5° 、 10° 的五种情况,模拟结果如表 5 所示。在来流攻角为 0° 时,升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数均为各算例中的最大值,反推受力基本不变。在正攻角时,攻角越大就越容易造成附面层分离,最终导致失速,所以升力系数会减小;而在负攻角时,升力系数的减小主要是由于来流对机身有一个向下的作用力。俯仰力矩系数在正攻角时均为正值,但随着攻角的增加而减小;在负攻角时,各参数均是随攻角绝对值的增加,先减小而后增加,存在一定的波动性。

表 5 反推闭合风扇抽吸时不同来流攻角的影响
Table 5 Influence of angle of attack when thrust reverser on and fan on

来流 攻角/ $(^{\circ})$	升力 系数	阻力 系数	俯仰力矩 系数	反推 受力/N
10	0.576	0.036	0.184	1385
5	0.629	0.037	0.194	1392
0	0.768	0.046	0.227	1384
-5	0.714	0.040	-0.137	1392
-10	0.744	0.041	-0.148	1384

4 结 论

本文利用验证机的机身二维截面作为简化模型,并在机身上加入反推装置和风扇,利用数值模拟的手段分析了反推和风扇的开闭对翼身融合分布式推进系统各飞行参数的影响,得到了以下几点结论:

- 1) 反推完全闭合之后可以增升增阻,减小原来机身的俯冲力矩,对控制机身的俯仰力矩系数有较大的改善;反推闭合角度越大,升力系数和俯仰力矩系数也越大。
- 2) 打开风扇,对附面层产生抽吸效果后,可以明显增大升力系数和俯仰力矩系数;而来流攻角对该机型的飞行参数也有较大影响;风扇和反推装置两者的共同作用大大增加了飞机在进场降落时的稳定性。
- 3) 随着反推开度的增加,升力系数和俯仰力

矩系数都会增加,并且在完全闭合时各参数会出现阶跃式变化,所以在设计作动机构闭合反推时应先快速,而后放慢直至完全闭合,避免机身失稳。

参考文献:

[1] 段静瑶,袁巍,李秋实,分布式动力系统尾缘射流与边界层抽吸数值分析[J]. 航空动力学报,2015,30(3):571-579.
DUAN Jingyao, YUAN Wei, LI Qiushi. Numerical investigation on trailing edge jet and boundary layer ingestion in distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(3):571-579. (in Chinese)

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

[3] SMITH L H. Wake ingestion propulsion benefit[J]. Journal of Propulsion and Power,1993,9(1):74-82.

[4] HILEMAN J I, SPAKOVSKY Z S, DRELA M, et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft[J]. Journal of Aircraft,2010,47(3):10-25.

[5] KO A, LEIFSSON L T, SCHETZ J A, et al. MDO of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion[R]. AIAA-2003-6732,2003.

[6] KIM H D, BROWN G V, FELDER J L. Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft[C]//Proceedings of 2008 International Powered Lift Conference. London: Royal Aeronautical Society,2008:1-11.

[7] 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)

[8] 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. (in Chinese)

[9] 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.

[10] 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,2015,74:102-113.

[11] 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.

[12] OBYE R C, HAKIM A D. Axisymmetric approach and landing thrust reverser concepts; hot flow test results[R]. AIAA 84-1176,1984.

[13]

靳宝林,邢伟红,刘殿春. 飞机/发动机推进系统反推力装置[J]. 航空发动机,2004,30(3):48-52.
JIN Baolin,XING Weihong,LIU Dianchun. Thrust reversers of aircraft/engine propulsion system[J]. Aeroengine, 2004,30(3):48-52. (in Chinese)

[14]

王玉新,飞机发动机反推力装置的创新设计[R]. 广东 深圳: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,2007.

[15]

王占学,张晨,刘春阳. 抓斗式反推装置打开时反推性能参数计算[J]. 航空动力学报,2009,24(10):2157-2162.
WANG Zhanxue,ZHANG Chen,LIU Chunyang. Mathematical model for calculating effects of target type thrust reverser on turbofan engine performance[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(10):2157-2162. (in Chinese)

[16]

COOK P H,MCDONALD M A,FIRMIN M C P. Aerofoil RAE 2822;pressure distributions,and boundary layer and wake measurements[R]. AGARD Report AR 138,1979.

[17]

SPALART P R,ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[J]. Recherche Aerospa-tiale,1994,1(1):5-21.

[18]

崔容,潘天宇,李秋实,等. 边界层抽吸效应对分布式推进系统气动性能影响数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1076-1083.
CUI Rong,PAN Tianyu,LI Qiushi,et al. Numerical inves-tigation on the effects of boundary layer ingestion on aero-dynamic performance of distributed propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(5):1076-1083. (in Chinese)

(编辑:陈 越)