

涡桨飞机短舱/增升装置一体化气动设计研究

Aerodynamic Design and Research of Integral Nacelles and High Lift System for Turboprop Aircraft

王银虎 段卓毅 雷武涛 / 中航工业第一飞机设计研究院

摘要: 对涡桨飞机增升装置设计的特殊性进行了分析,指出了传统增升装置设计方法在涡桨飞机增升装置设计上存在的问题。详细描述了涡桨飞机短舱/增升装置一体化气动设计方法的流程,并对某涡桨飞机的多段翼型参数优化设计、短舱/三维增升装置一体化设计及风洞试验结果进行了简要介绍。相对于传统的增升装置设计方法,采用涡桨飞机短舱/增升装置一体化气动设计方法显著提高了涡桨飞机起飞、着陆构型的气动性能。

Abstract: The particularity of high lift system design for turboprop aircraft is analyzed. Some problems are pointed out when traditional high lift system design methodology is used to design the high lift system for turboprop aircraft. The design process of integral nacelles and high lift system is described in detail. A test case of a turboprop aircraft design is investigated, including three parts: the parametric optimization of multi-element airfoils, the optimization of integral nacelles and high lift system and the wind tunnel tests of the optimized turboprop aircraft. Compared with the traditional design methodology, the design using this new design methodology improves the takeoff and landing performance of turboprop aircraft dramatically.

关键词: 增升装置; 涡桨飞机; 一体化; 多段翼型; 气动设计; 风洞试验; 性能

Keywords: high lift system; turboprop aircraft; integration; multi-element airfoil; aerodynamic design; wind tunnel test; performance

0 引言

涡桨动力飞机的主要优势在于涡桨发动机在马赫数小于0.7时的单位推力耗油率显著小于涡扇发动机的单位推力耗油率^[1]。多数支线民用飞机和军事战术运输机均采用涡桨发动机作为动力装置,比如加拿大庞巴迪公司系列民用运输机、美国的C-130系列战术运输机^[2]、欧洲的A400M战略战术运输机^[3]等。我国的运七飞机^[4]和运八飞机^[5]也是涡桨动力飞机。

涡桨动力军用战术运输机的经典之作,C-130系列运输机,在美国及其盟国的军用运输体系中起到了不可替代的重要作用,各国在近年来都在大力发展各自的涡桨动力军用战术运输机。优良的起降性能、小速度空投空降能力

是涡桨动力军用战术运输机追求的主要性能指标。这对涡桨动力飞机的增升装置设计提出了很高的要求。

相对于涡扇动力飞机,涡桨飞机增升的装置设计受到短舱的不利气动干扰,为了提升全机的气动性能,必须进行短舱/增升装置一体化设计^{[6][7]}。

1 传统增升装置设计方法存在的问题

传统的增升装置设计主要包括2个步骤:多段翼型设计和三维增升装置设计。具体设计流程如图1和图2所示。

在多段翼型设计流程中,由总体设计指标,推导出多段翼型的气动设计指标,然后根据机翼平面参数和多段翼型 CL_{max} (最大升力系数)的估算公式,估算

出满足设计指标的多段翼型形式。在燃油、结构、系统等专业的约束下,选定多段翼型各段的弦长,然后利用CAD工具产生各段的剖面外形。利用Xfoil软件^[8],根据压力分布,对各段的剖面外形进行反设计修形。利用MSES软件^[9]对多段翼型偏角和缝道参数进行优化,直到得到满足多段翼型设计指标的多段翼型参数。

由麻省理工学院Mr. Mark Drela开发的MSES软件,采用了在流线型网格上进行欧拉方程与可压缩附面层方程耦合求解的方法,用于二维多段翼型气动分析。MSES软件的多段翼型分析计算结果具有很高的准确度,尤其是在黏性流动的计算方面;而其计算时间又比其他采用Euler或NS方法的计算软件少

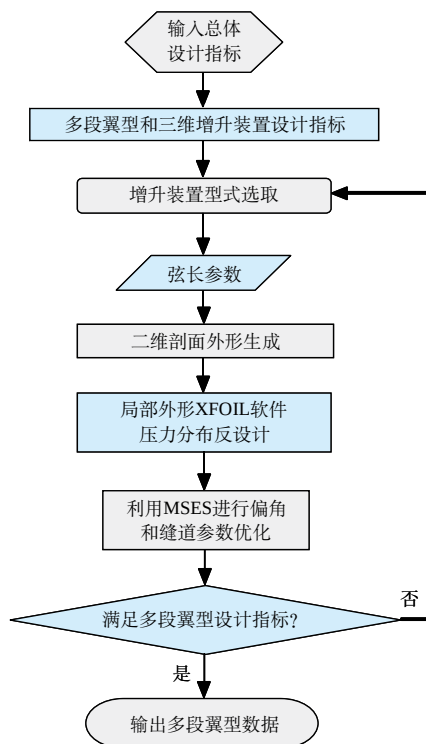


图1 传统的多段翼型设计流程

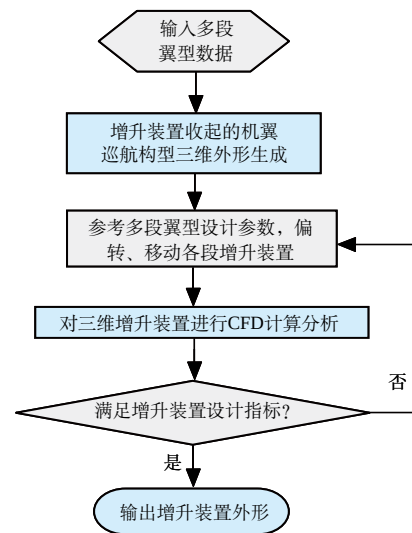


图2 传统的三维增升装置设计流程

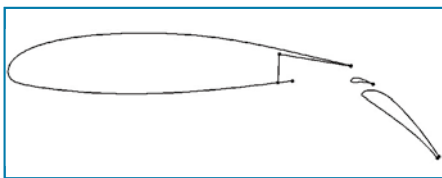


图3 某双缝多段翼型示意图

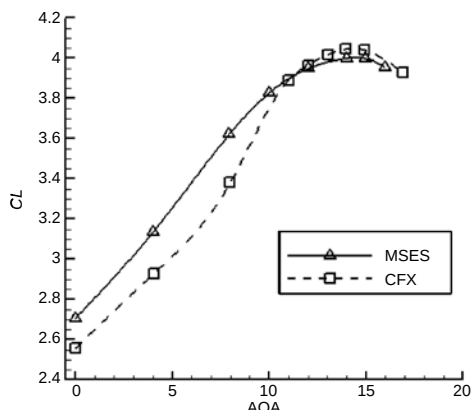


图4 某双缝多段翼型MSES与CFX计算的升力特性曲线对比

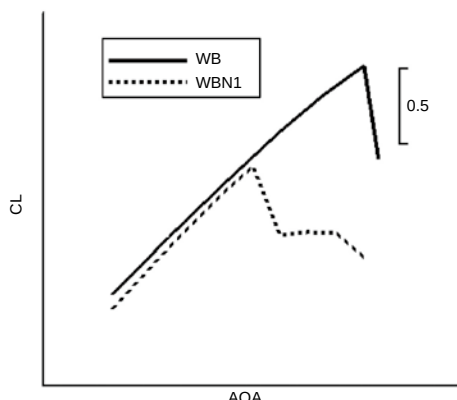


图5 某单缝富勒式增升装置着陆构型不同部件组合的升力系数对比

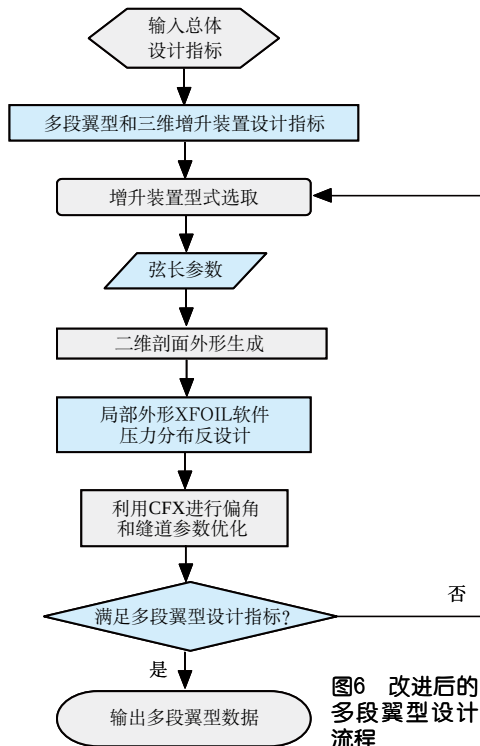


图6 改进后的多段翼型设计流程

许多。因此,MSES在国际上被广泛应用于各种飞机的多段翼型设计。

在使用中发现,MSES可以很准确的预测主翼上的流动分离,但在预测襟翼上的流动分离方面精度不够。利用MSES软件对某双缝多段翼型(见图3)的偏角和缝道参数进行了优化设计,将得到的最优参数的多段翼型分别用MSES和基于N-S方程的CFX软件^[10]对其进行了计算分析,计算结果如图4所示。MSES没能预测出或显著低估了多段翼型在小迎角时襟翼上的流动分离。

除了解决短舱挂架与前缘缝翼的几何干涉和发动机喷流对襟翼不利冲刷的问题外,传统的三维增升装置设计不将短舱与增升装置进行一体化设计^[11]。图5是某单缝富勒式增升装置着陆构型不同部件组合的升力系数对比。图中WB表示按照传统设计方法经过优化设计得到的翼身组合体着陆构型,WBN1表示按照传统设计方法经过优化设计得到的翼身组合体着陆构型+在巡航构型上优化设计的短舱外形。按照传统方法设计得到的翼/身/舱着陆构型 CL_{max} 和 α_s (失速迎角)都比无短舱的翼身组合体着陆构型大大降低。三维增升装置着陆构型的设计目标是使得全机的 CL_{max} 最大,虽然优化后的翼身组合体着陆构型 CL_{max} 很大,但翼/身/舱着陆构型的 CL_{max} 较小,无法满足设计指标。传统的增升装置设计方法满足涡桨飞机增升装置设计的要求。

2 短舱/增升装置一体化设计

一般翼吊涡扇动力飞机的短舱通过吊挂安装在机翼上,与增升装置干扰较小。翼吊涡桨动力飞机

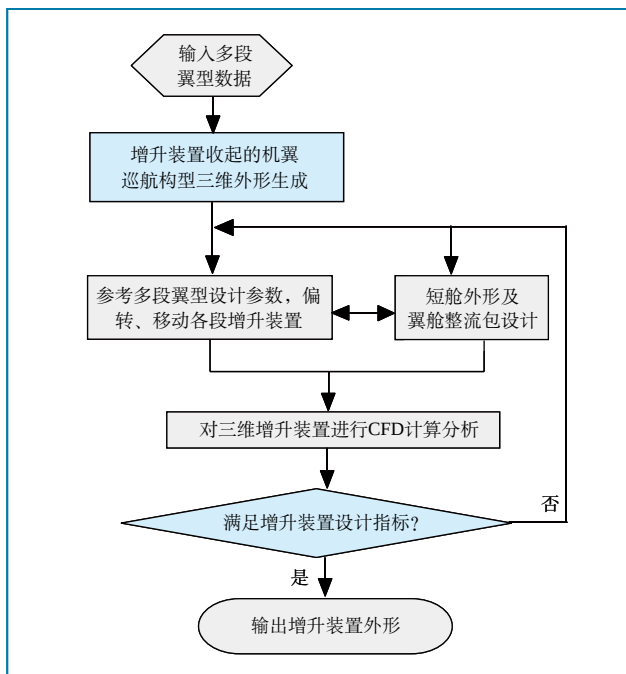


图7 短舱/增升装置一体化的三维增升装置设计流程

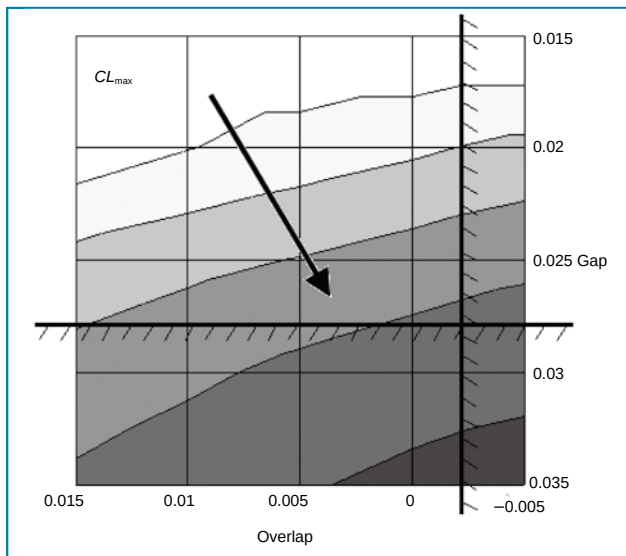
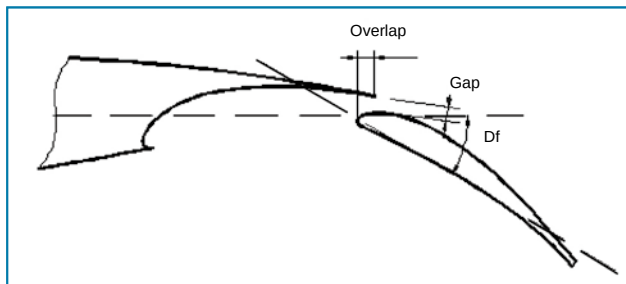
图8 某单缝富勒式襟翼着陆构型的 CL_{max} 与缝道参数关系的地毯图(襟翼偏角 $Df2$)

图9 多段翼型偏角和缝道参数定义

的短舱直接安装在机翼上,与增升装置有显著的气动干扰^[12]。不考虑短舱与增升装置干扰,按照传统设计方法进行增升装置设计,无法满足设计要求。在翼吊涡桨动力飞机的增升装置设计时,短舱与增升装置需要进行一体化设计。

2.1 增升装置设计方法和流程

短舱/增升装置一体化的增升装置设计也主要包括2个步骤:多段翼型设计和三维增升装置设计,但与传统的设计方法有显著的区别,具体设计流程如图6和图7所示。

改进后的多段翼型设计流程主要的区别是采用CFX进行多段翼型偏角和缝道参数的优化设计,在追求高 CL_{max} 的同时,保证优化后的多段翼型在小迎角时不出现流动分离。

短舱/增升装置一体化的三维增升装置设计流程主要的区别是协同地对短舱及整流包外形、增升装置偏角及缝道参数进行一体化的优化设计,目标是全机的 CL_{max} 最大。安装在机翼上的短舱,位于后缘襟翼的正前方,短舱的尾流降低了后缘襟翼前方来流的能量,使得后缘襟翼上的流动较无短舱时提早分离。后缘襟翼的偏角和缝道参数的变化,使得机翼前缘的压力分布显著变化,而机翼前缘的压力分布对短舱及翼舱整流包的外形的变化比较敏感。为了使得全机的 CL_{max} 最大,必须对短舱和增升装置进行协调设计。

2.2 起飞、着陆多段翼型偏角和缝道参数优化

着陆多段翼型偏角和缝道参数优化,包括3个步骤:首先选择多个襟翼偏角,然后对各个襟翼偏角状态下的缝道参数组合进行计算分析,最后选择出 CL_{max} 最大的偏角和缝道参数组合。图8是某单缝富勒式襟翼着陆构型的 CL_{max} 与缝道参数关系的地毯图,其中,沿着箭头方法 CL_{max} 增大,Overlap和Gap的定义如图9所示,Df表示襟翼偏角,Df2是所有襟翼偏角中出现 CL_{max} 最大值的偏角。在图8中边界以外的区域,襟翼在小迎角时有流动分离,这些参数不能选择。最终选择的着陆多段翼型偏角和缝道参数为:襟翼偏角Df2,Overlap为0.0%,Gap为2.8%。

起飞多段翼型偏角和缝道参数优化,包括3个步骤:首先通过计算选择满足起飞 CL_{max} 要求的襟翼偏角Df1,然后在使用升力系数 CL_u 下对缝道参数组合进行计算分析,最后选择出 L/D (升阻比) 最大的偏角和缝道参数组合。图10是某单缝富勒式襟翼起飞构型的 L/D 与缝道参数关系的地毯图,其中沿着箭头方法 L/D 增大。如果Overlap越小、Gap越大,那么多段翼型的 L/D 越大,图中最优的缝道参数是Overlap为0.0%,Gap为2.5%。从结构运动学的角度分析,襟翼在从巡航构型到起飞构型再到着陆构型的运动轨迹必须是光滑连续的。如果选择图

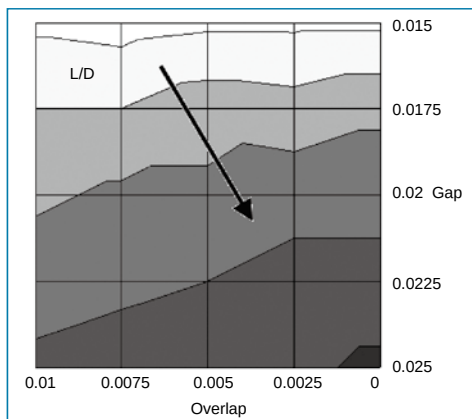


图10 某单缝富勒式襟翼起飞构型的 L/D 与缝道参数关系的地毯图(襟翼偏角 $Df1$, $CL=CL_0$)

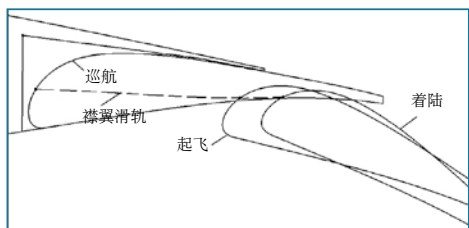


图11 某单缝富勒式襟翼的襟翼运动轨迹示意图

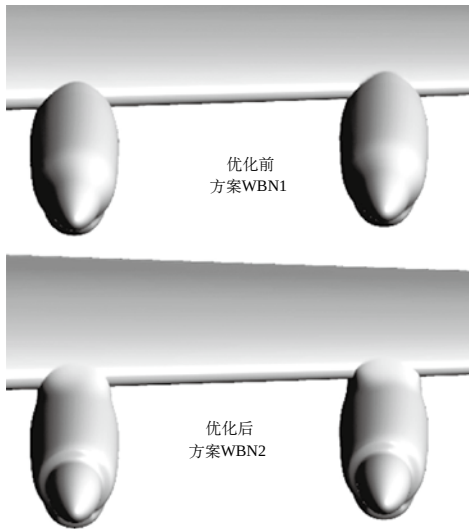


图12 优化前后的短舱及翼舱整流包外形对比

中最优的缝道参数,那么襟翼的运动轨迹就不满足结构运动学的规律。经过权衡折中,最终选择的起飞多段翼型偏角和缝道参数为:襟翼偏角 $Df2$, $Overlap$ 为1.0%, Gap 为2.0%。图11是襟翼运动轨迹示意图。

2.3 起飞、着陆三维增升装置设计

经过多轮迭代和优化,得到了优化后的短舱及翼舱整流包外形、襟翼偏角及缝道参

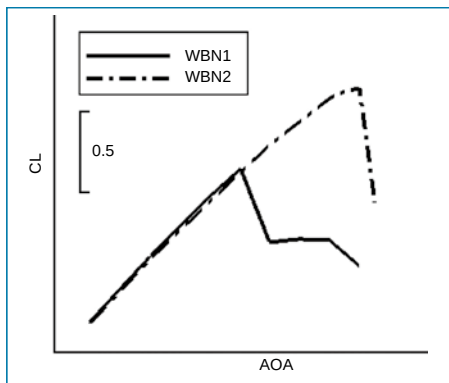


图13 优化前后的翼身组合体+短舱着陆构型升力曲线对比($Ma=0.2$, $Re=20.0 \times 10^6$)

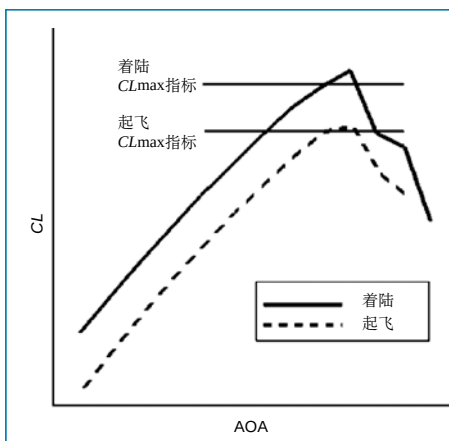


图14 优化后的全机起飞、着陆构型的升力特性曲线(修正后的风洞试验结果)

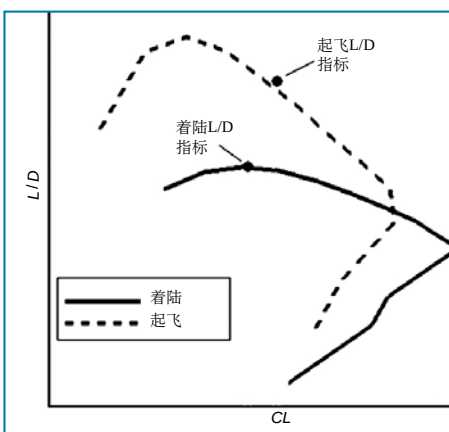


图15 优化后的全机起飞、着陆构型的升阻比特性曲线(修正后的风洞试验结果)

数。优化前(WBN1)和优化后(WBN2)的短舱及翼舱整流包外形如图12所示。优化前后的翼身组合体+短舱着陆构型升力曲线对比如图13所示。采用短舱/增升装置一体化设计方法优化后的翼身组合体+短舱着陆构型

CL_{max} 比优化前的大了0.5。

2.4 风洞试验结果及分析

优化后的全机起飞、着陆构型的风洞试验在FL-8 ($3.5m \times 2.5m$)低速风洞^[13]中进行,模型比例1:16.0,试验风速70m/s。

经雷诺数效应、洞壁干扰、支架干扰和全机配平的修正,优化后的全机起飞、着陆构型的升力特性曲线、升阻比特性曲线分别如图14和图15所示。优化后的全机起飞、着陆构型的 CL_{max} 均达到了设计指标。优化后的全机着陆构型的升阻力达到了设计指标,优化后的全机起飞构型的 L/D 比设计指标小了约0.4,非常接近设计指标。

优化后的全机着陆构型在风洞试验中用丝线显示的表面流态如图16所示。优化后的全机着陆构型的机翼表面压力系数分布的计算结果与风洞试验结果对比如图17所示,其中 α_s 表示失速迎角。计算结果与风洞试验结果符合的很好。

3 结论

涡桨飞机增升的装置设计受到短舱的不利气动干扰,需要进行短舱/增升装置一体化设计。由于MSES无法准确预测襟翼上的流动分离,本文采用基于N-S的CFX软件对多段翼型进行了优化设计,充分挖掘了多段翼型最大胜利系数的潜力。通过对襟翼运动的结构动力学分析和起飞、着陆构型的折中,给出了更优的起飞、着陆构型多段翼型参数。通过采用短舱/增升装置一体



图16 优化后的全机着陆构型在风洞试验中用丝线显示的表面流态

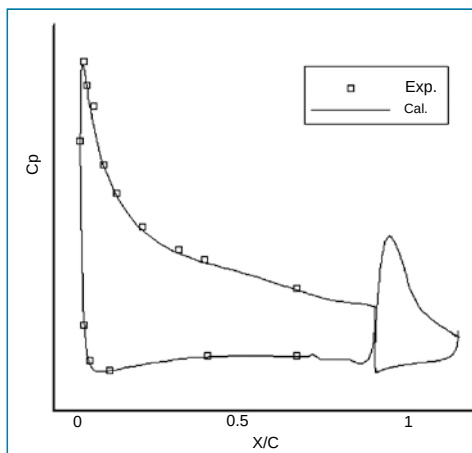


图17 优化后的全机着陆构型的机翼表面压力系数分布的计算结果与风洞试验结果对比(20.5%半翼展处, $AOA = \alpha_s - 1^\circ$)

化气动设计方法,大大改善了全机起飞、着陆构型的气动特性。

风洞试验结果表明,采用短舱/增升装置一体化气动设计方法优化后的飞机起飞、着陆构型的气动性能,除了起飞构型升阻比非常接近设计指标外,均完全达到了设计指标。

此外,涡桨飞机在小速度空投、空降时的飞行姿态要求对增升装置设计的约束也需要慎重考虑^[14]。

AST

参考文献

[1] Babikian R., Lukachko S. P. and Waitz I. A. The Historical Fuel Efficiency Characteristics of Regional Aircraft from

Tech-nological, Operational, and Cost Perspectives[EB/OL]. (2002) [2011]. Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 77 Massachusetts Ave., Cambridge, U.S.A.

[2] Mikolowsky W. T. A Short Hi AIAA story of the C-130 Hercules [R]. AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Y. 2003-2746, 2003.

[3] 张子东. A400M战术运输机简介及技术特点分析[C]// 中国航空学会飞机总体专业分会飞机发展与设计专业委员会第五次学术交流会(0536会议)论文集. 西安, 2005; 175-181.

[4] 赵学训. 运七飞机小速度飞行的若干特点[J]. 民用飞机设计与研究, 1995, 02: 1-11.

[5] 侯勇. 运八型飞机[J]. 航空史研究. 1996年03期; 45-45.

[6] 赵群力. 飞机一体化设计技术[J]. 航空科学技术, 2004年03期: 17-20.

[7] 张辉, 彭友梅. 飞机/推进系统一体化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1997, 02: 4-8.

[8] Drela, M. and Giles, M.B., Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils [J], AIAA Journal, 1987, 25(10): 1347-1355.

[9] Drela, M. A User's Guide to MSES 2.8 [Z]. May 1995.

[10] Langtry R., Kuntz M. and Menter F. Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects with CFX 5 [R]. AIAA 2004-0391, 2004.

[11] 陈迎春, 李亚林等. C919飞机增升装置工程应用技术研究进展[J].

航空工程进展. 2010年, 1(1): 1-5.

[12] Reckzeh Daniel. Aerodynamic Design of the A400M High-lift System [C], 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2008.

[13] 陈万春. 基于CAN总线的FL-8风洞测控系统的研制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.

[14] Matthieu Serrano, Elliot Leigh, et al. Computational aerodynamics of the C-130 in airdrop configurations [R]. 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. AIAA 2003-0229, 2003.

[15] JÄurg Mäüller and Marianne Aschwandten. Wind Tunnel Simulation of Propeller Effects in the A400M FLA-4 Model [R]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2005-3706, 2005.

[16] Wang J., Wu Y. and Periaux J. Multi-point Optimization with DDM, Genetic Algorithms and Game Theory for High Lift Configuration in Aerodynamics [R]. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2003-294, 2003.

作者简介

王银虎, 工学硕士、理学硕士, 工程师, 主要从事计算流体力学、气动设计和飞机总体设计研究。

段卓毅, 总设计师、工学博士、研究员、博士生导师, 主要从事计算流体力学、气动设计和飞机总体设计研究。

雷武涛, 硕士, 高级工程师, 主要从事气动设计和风洞试验研究。