

文章编号:1674-8190(2014)03-302-05

盒式翼无人机气动特性数值计算分析

刘毅, 靳宏斌

(中航飞机股份有限公司 汉中飞机分公司, 汉中 723000)

摘要: 传统方法求解盒式翼无人机的气动特性有一定的局限性, 某无人机采用负交错的盒式翼布局, 翼尖高差约为5%展长, 翼面系统各部件之间的干扰影响复杂。为了获得其失速特性、升降舵效率等粘性作用强烈的边界气动特性, 通过雷诺平均 Navier-Stokes 方法分析其极曲线、失速特性和俯仰力矩特性。结果表明: 诱导阻力相对同等单翼降低约9%, 与理论结果接近; 后翼采用 -4° 的有效负安装角, 导致配平后最大升力系数降低较多; 大迎角失速时出现抬头力矩, 与前翼后掠导致的翼尖失速以及后翼位于前翼尾流中效率降低有关。

关键词: 盒式翼; 联接翼; 诱导阻力; 失速特性; 计算流体力学; 无人机

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics of Box-wing Unmanned Aerial Vehicle

Liu Yi, Jin Hongbin

(Hanzhong Branch, AVIC Aircraft Corporation, Ltd., Hanzhong 723000, China)

Abstract: Solving aerodynamic characteristics of box-wing unmanned aerial vehicle(UAV) by traditional methods is of certain limitations. For a box-wing UAV using negative stagger and wing tip gap of 5% wing span, the strong interference exist between components of the wing systems. In order to study boundary aerodynamic characteristics effected strongly by viscous interaction of box-wing UAV, which concludes stall characteristics and efficiency of elevator etc., Reynolds Averaged Navier-Stokes scheme is adopted to analyze its drag polar, stall and pitching moment characteristics. The research reveals that the induced drag is reduced by 9% compared with equal mono-wing, which is close to the theoretical result; The trimmed maximum lift coefficient drops significantly due to the requirements of static stability and trim, which are realized by -4° negative installing angle of aft wing; Nose up pitching moment is observed at large angle of attack after stall, which attributes to the forward wing tip stall due to its sweptback, as well as the decreased efficiency of the aft wing in the wake of the forward wing.

Key words: box-wing; joined-wing; induced drag; stall characteristics; computational fluid dynamics; UAV

0 引言

盒式翼布局是非平面机翼布局的一种, 其主要特点是: 翼展和空间方向的翼面系统对更多质量的空气形成扰动, 在产生相同升力的条件下减少输出给被扰动空气的能量, 减弱了下洗气流强度, 从而

减小了诱导阻力。非平面机翼的实例还包括双/多翼、联接翼、翼梢小翼、C型翼、环形翼等, 在不同程度上都能减小诱导阻力, 机理与盒式翼相似。M. M. Munk^[1]指出前后交错升力面系统与垂直飞行方向平面内的投影升力面系统的诱导阻力相等, 大大简化了非平面机翼诱导阻力的分析方法。L. Prandtl^[2]通过理论分析指出盒式翼是在同等展长和高度条件下诱导阻力最小的翼面系统, 即“Best wing system”。I. Kroo^[3-4]总结了各种非平面翼减小诱导阻力的能力, 指出翼面系统翼尖位置的高度

收稿日期: 2014-01-15; 修回日期: 2014-03-01

通信作者: 刘毅, evanliuyi@hotmail.com

差是影响诱导阻力的主要因素。J. Wolkovitch^[6]、A. Frediani^[6]、李军等^[7]、D. Schiktanz 等^[8]开展了盒式翼/联接翼飞机概念设计研究,并探讨了此类布局的气动、结构等特点。

盒式翼及相仿的联接翼由于其减小诱导阻力能力在世界范围内受到了长期和广泛的关注,其相关气动研究方法包括涡格法、欧拉方程、N-S 方程、风洞实验、模型试飞等。其中较为突出的是 J. Wolkovitch^[6]对联接翼开展的系列分析及实验研究,结果表明联接翼相对传统单翼具有气动、结构等优势。J. Wolkovitch 定义联接翼为其俯视图和主视图都是菱形的翼面系统,而盒式翼主视图中的上下翼面并不直接联接,但实际研究中盒式翼有时也被称为联接翼。R. K. Nangia 等^[9]、郭卫刚等^[10]、F. A. Khan^[11]、李军等^[12]采用多种涡格法程序或求解欧拉方程证明了 Munk 理论的正确性,对诱导阻力和操稳特性进行了计算分析。刘学强等^[13]、王延奎等^[14]通过求解雷诺平均 N-S 方程(RANS)对联接翼气动力和流场结构进行了研究。J. Wolkovitch^[15]、J. Corneille^[16]对盒式翼/联接翼完成了系列风洞实验,验证了此类气动布局的升阻特性优势。M. Blair 等^[17]完成了缩比联接翼的试飞,验证了其稳定性,但同时指出了易出现深失速的缺陷。

现阶段盒式翼的气动特性研究还未形成成熟的体系,甚至存在误区和盲区。在与单翼进行升阻特性对比时,盒式翼通常并未采用对等条件,导致结果出现偏差。涡格法程序仅能在小迎角时给出诱导阻力的分析数据且精度不高。对盒式翼失速特性、升降舵效率等粘性作用强烈的边界气动特性的研究仍存在空白。本文以某型无人机为评估对象,采用求解 RANS 方程的方法研究充分考虑粘性和干扰影响的盒式翼气动特性。

1 气动外形特点

某无人机采用后翼在上的负交错盒式翼布局,前翼后掠而后翼前掠,前后翼通过翼尖平板连接,在后翼内侧布置有升降舵,其外形如图 1 所示,主要气动参数如表 1 所示。为了实现无人机的纵向稳定性及配平,前后翼选择不同的翼型配置,后翼相对前翼的有效安装角(几何安装角+气动扭转角)达 -4° ,这一配置特点与传统飞机类似。

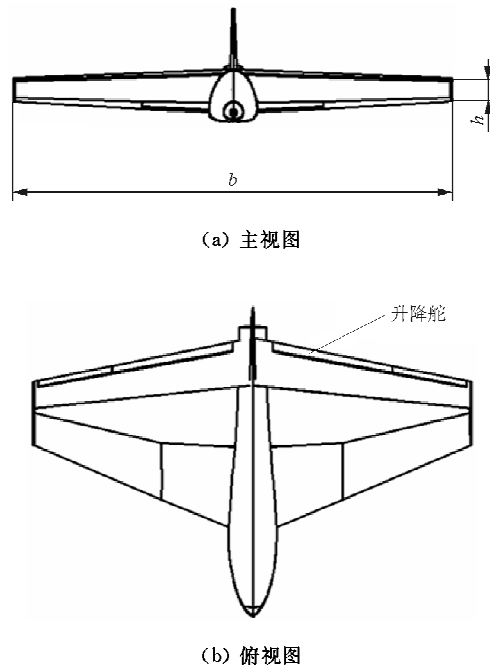


图 1 盒式翼无人机气动外形

Fig. 1 Aerodynamic configuration of box-wing UAV

表 1 无人机几何参数

Table 1 Aerodynamic parameters of box-wing UAV

参数	符号	数值	备注
展弦比	A	4.6	基于前后翼总面积
翼面高度差与展长比例	h/b	0.05	高度测量点在翼尖处
典型飞行马赫数	Ma	0.12	—
翼面雷诺数	Re	$\approx 10^6$	—
前缘后掠角/ $^\circ$	Λ_{LE}	23	前翼

盒式翼飞机相对单翼飞机的主要优势是诱导阻力显著降低,其降低量主要由参数 h/b 决定^[3-4],不同非平面翼面布局相对单翼的诱导阻力比例的理论值如图 2 所示。

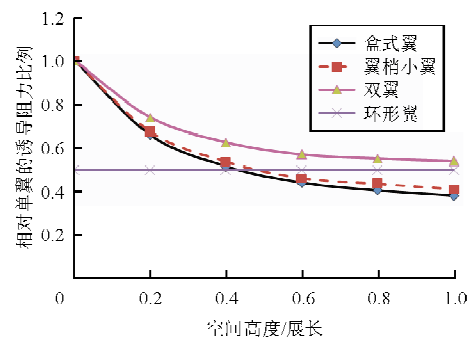


图 2 非平面机翼系统相对单翼的诱导阻力比例

Fig. 2 Ratio of induced drag of non-planar wing based on mono wing

从图 2 可以看出:在 $h/b=1.0$ 时盒式翼布局的诱导阻力降低量可达到惊人的 60%,在较可能达到的 $h/b=0.2$ 时诱导阻力降低量也可达到 30%。涡桨动力的无人机在巡航飞行时诱导阻力约占总阻力的 50%,诱导阻力的显著降低对于提高巡航升阻比的作用是非常显著的;在起飞爬升阶段诱导阻力占总阻力的 80%~90%,降低诱导阻力则可以增加爬升梯度或起飞重量。

2 数值计算方法

采用混合网格完成计算域的空间离散,通过求解 RANS 方程获得飞机气动力特性。网格划分在 ICEM CFD 软件中完成,无人机表面网格如图 3 所示。计算流域内为四面体网格,对翼面前缘和升降舵缝隙等关键部位进行局部加密,垂直于表面网格生成 15 层结构化的三棱柱网格以适应附面层内法向速度梯度的剧烈变化,飞机表面 y^+ 约为 3~30,使用壁面函数法来衔接物面与外流场的各物理量,最终总网格数量约为 1 000 万。数值计算求解在商业软件 Fluent 中完成,压力与速度的耦合采用 SIMPLEC 方法,对流项离散采用二阶迎风格式,湍流模型为二方程的 SST $k-\omega$ 模型,湍动能(k)和耗散率(ω)采用一阶迎风格式。

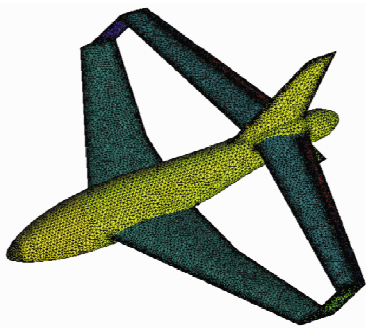
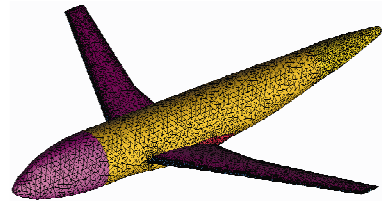
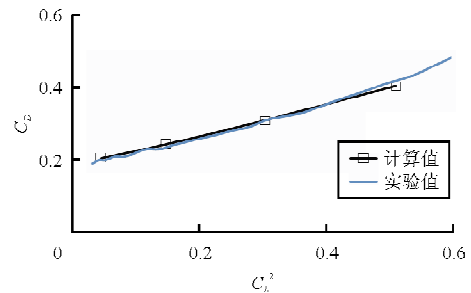


图 3 盒式翼无人机表面网格
Fig. 3 Surface mesh of box-wing UAV

采用相同的建模方法完成 DLR-F6 标模的计算,总阻力误差不超过 10 个阻力点,表示诱导阻力因子的斜率与实验值基本吻合,表明对诱导阻力因子的计算较为可信,相应的网格和计算结果如图 4 所示。



(a) DLR-F6 表面网格



(b) 阻力特性计算结果

图 4 DLR-F6 算例网格及阻力计算结果

Fig. 4 Surface mesh and calculated drag of DLR-F6 model

3 结果与分析

3.1 诱导阻力

影响盒式翼诱导阻力的主要因素是翼尖处的上下翼面高度差,根据 Prandtl 的理论在 $h/b=0.05$ 时该布局的诱导阻力相对同样展长和面积的对等单翼可降低约 13%。飞机总阻力具有以下形式:

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 = C_{D0} + C_L^2 / (\pi A e) \quad (1)$$

根据数值计算获得无人机 $C_D \sim C_L^2$ 曲线(如图 5 所示),拟合得到诱导阻力参数 $k_{\text{盒式翼}} = 0.073$ 。

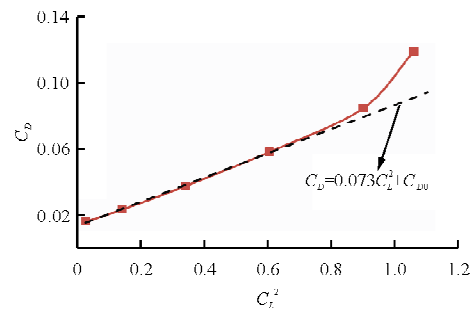


图 5 盒式翼无人机 $C_D \sim C_L^2$ 曲线

Fig. 5 $C_D \sim C_L^2$ curve of box-wing UAV

典型单翼 e 值的经验公式^[18] 如下:

$$e = 4.61(1 - 0.045A^{0.68})(\cos\Delta_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (2)$$

取相同的几何参数 $A=4.6, \Delta_{LE}=23^\circ$, 计算得到对等单翼的诱导阻力参数如下:

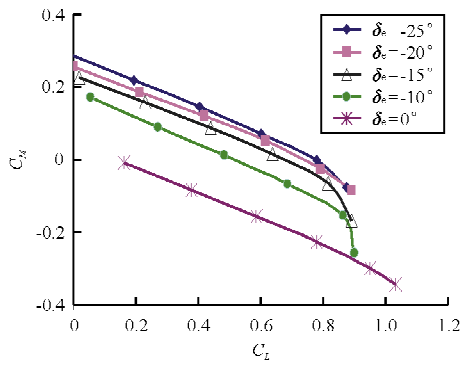
$$e_{\text{单翼}} = 0.87$$

$$k_{\text{单翼}} = 0.080$$

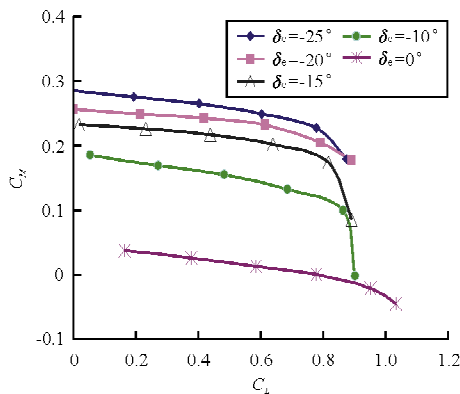
可见盒式翼相对对等单翼诱导阻力的降低量为: $1 - 0.073/0.080 = 9\%$, 数值计算结果与理论值基本相当。

3.2 纵向力矩特性

本文要求无人机具有一定的纵向静稳定性, 加之升降舵力臂较短配平能力较弱, 上述两项要求分别成为飞机后、前重心的主要限制因素。计算分析得到的飞机前、后重心的纵向力矩曲线如图 6 所示。



(a) 前重心位置



(b) 后重心位置

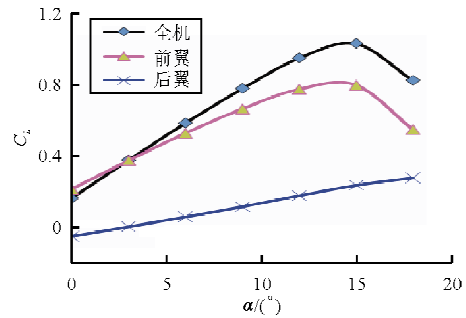
图 6 前、后重心位置纵向俯仰力矩曲线

Fig. 6 Pitching moment curve at forward and aft center of gravity

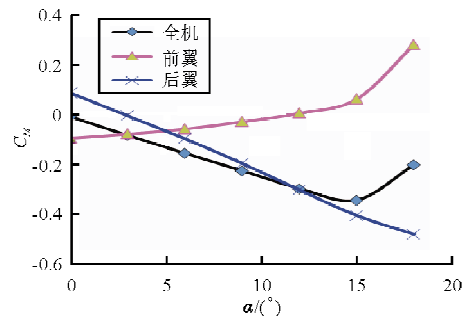
从图 6 可以看出: 为了使飞机达到最大升力系数且纵向力矩配平 ($C_M=0$), 在前后重心时分别需要约 -20° 、 -10° 的升降舵偏度, 配平后的最大升力系数约为 0.9。稳定和配平的需求使得后翼的作用更接近于平尾而不是升力面, 在多数情况下升力贡献小, 结构效率降低。由于前、后翼距离很近相互干扰强烈, 基于传统布局飞机的升降舵效率工程估算方法难以应用, 而通过求解 RANS 方程才能充分考虑这些干扰因素。

3.3 失速特性

飞机升力和俯仰力矩特性如图 7 所示, 失速迎角附近的压力和流线图如图 8 所示。



(a) 升力曲线



(b) 俯仰力矩曲线

图 7 升力及俯仰力矩失速特性 ($\delta_e = 0^\circ$)

Fig. 7 Lift and pitching moment stall characteristics ($\delta_e = 0^\circ$)

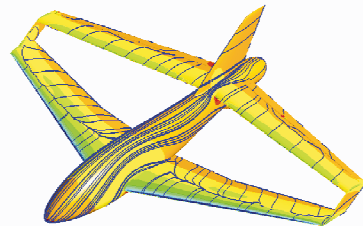


图 8 大迎角的压力分布及表面流线图

Fig. 8 Pressure distribution and surface streamline at large AoA

从图 7~图 8 可以看出:飞机在迎角 15° 左右失速,升力失速较为缓和,但俯仰力矩出现较强的抬头趋势,失速安全性的挑战较大。从升力特性来看,未配平的 $C_{L,max}$ 为 1.03,远小于同样翼型对等单翼飞机的估计值 1.3,其原因是后翼采用了较大的负安装角且受到前翼的下洗作用,在失速迎角时面积与前翼接近的后翼的升力系数仅为 0.2,对 $C_{L,max}$ 的贡献较小,如考虑配平时升降舵上偏的影响数据还会进一步降低。失速后的上仰力矩与前翼发生的翼尖失速有关,前翼翼根区域的升力在失速开始后继续保持使飞机抬头,其深层原因是前翼后掠使翼尖加载,且(出于制造成本等因素)并未采用外洗或变翼型等措施;同时后翼处于前翼分离气流的尾流之中,产生了与 T 型尾翼布局相似的失速力矩特性。

数值计算获得的气动力和流场特性验证和复现了经典非平面翼的特征,前翼对后翼的下洗以及后翼对前翼的上洗影响强烈,表现为后翼产生的升力较小;两翼的高度差使得空间中被扰动的气流体积增大,更多质量的空气被偏转向下,从而减弱了下洗,降低了诱导阻力。

4 结 论

本文采用 RANS 方法对某盒式翼无人机的气动特性进行了研究,其主要特征可归纳为三点:(1)盒式翼构型带来诱导阻力降低效应;(2)纵向静稳定性和配平的需求导致 $C_{L,max}$ 的显著降低;(3)前翼翼尖失速和后翼处于前翼尾流中导致失速后抬头现象。

通过研究初步确定了上述特征的机理,也为后续改进设计提供了依据,未来主要的改进方向包括:(1)与结构设计协同,研究增加翼面上下间距的可能性,充分挖掘盒式翼布局的减阻优势;(2)研究放宽纵向静稳定性的操稳设计可行性,避免 $C_{L,max}$ 的损失;(3)采取机翼外洗、翼根强制分离或设计迎角限制器等措施,避免出现失速上仰现象。

参考文献

- [1] Munk M M. The minimum induced drag of aerofoils[R]. NACA-TN-121, 1921.
- [2] Prandtl L. Induced drag of multiplanes[R]. NACA-TN-182, 1924.
- [3] Kroo I. Drag due to lift: concepts for prediction and reduction[J]. *Fluid Mechanics*, 2001, 33: 587-617.
- [4] Kroo I. Nonplanar wing concepts for increased aircraft efficiency[R]. VKI Lecture Series: "Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft", 2005.
- [5] Wolkovitch J. The joined wing: an overview[J]. *Journal of Aircraft*, 1986, 23(3): 161-178.
- [6] Frediani A. The Prandtl wing[R]. VKI Lecture Series: "Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft", 2005.
- [7] 李军, 李占科, 宋笔锋. 联翼高空长航时无人机总体布局设计研究[J]. *飞行力学*, 2009, 27(4): 1-4.
Li Jun, Li Zhanke, Song Bifeng. Conceptual layout design of the joined-wing high-altitude-long-endurance UAV[J]. *Flight Dynamics*, 2009, 27(4): 1-4. (in Chinese)
- [8] Schiktanz D, Scholz D. Box wing fundamentals an aircraft design perspective[R]. *Deutscher Luft und Raumfahrtkongress*, 2011: 601-615.
- [9] Nangia R K, Palmer M E, Tilmann C P. Unconventional high aspect ratio joined-wing aircraft with aft & forward-swept wing-tips[R]. AIAA-2003-0605, 2003.
- [10] 郭卫刚, 贾忠湖, 康小伟. 某联接翼飞机外形参数变化对稳定性影响的研究[J]. *飞机设计*, 2007, 27(2): 37-41.
Guo Weigang, Jia Zhonghu, Kang Xiaowei. Impacts of aerodynamic configuration parameters on stabilities of joined-wing aircraft[J]. *Aircraft Design*, 2007, 27(2): 37-41. (in Chinese)
- [11] Khan F A. Preliminary aerodynamic investigation of box-wing configurations using low fidelity codes[D]. Sweden: Lulea University of Technology, 2010.
- [12] 李军, 李占科, 宋笔锋. 联翼布局多控制面纵向配平特性研究[J]. *飞行力学*, 2010, 28(2): 11-14.
Li Jun, Li Zhanke, Song Bifeng. Research on longitudinal trimmed characteristics of joined-wing by multi-control-surfaces[J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(2): 11-14. (in Chinese)
- [13] 刘学强, 李青, 柴建忠, 等. 盒式机翼布局气动特性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2007, 39(6): 722-725.
Liu Xueqiang, Li Qing, Chai Jianzhong, et al. Aerodynamic characteristic research for box-wing aircraft[J]. *Journal of Nanning University of Aeronautics & Astronautics*, 2007, 39(6): 722-725. (in Chinese)
- [14] 王延奎, 单继祥, 田伟, 等. 联翼布局俯仰力矩非线性变化特性的数值模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(7): 862-865.
Wang Yankui, Shan Jixiang, Tian Wei, et al. Investigation on non-linear characteristic of pitching moment of joined wing configuration aircraft[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(7): 862-865. (in Chinese)

- networks[J]. *Journal of Scientific Instrument*, 2009, 30(7): 1481-1486. (in Chinese)
- [5] 黄友平. 贝叶斯网络研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2005.
Huang Youping. *Research on Bayesian network*[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2005. (in Chinese)
- [6] Heckerman D. Causal independence for knowledge acquisition and inference[C]//*Proceedings of the Ninth International Conference on Uncertainty in Artificial Intelligence*. Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1993; 122-127.
- [7] Heckerman D, Breese J S. A new look at causal independence[C]//*Proceedings of the Tenth International Conference on Uncertainty in Artificial Intelligence*. Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1994; 286-292.
- [8] Zhang N L, Poole D. Exploiting causal independence in Bayesian network inference[J]. *Journal of Artificial Intelligence Research*, 1996(5): 301-328.
- [9] Boutilier C, Friedman N, Goldszmidt M, et al. Context-specific independence in Bayesian networks[C]//*Proceedings of the Twelfth International Conference on Uncertainty in Artificial Intelligence*. Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1996; 115-123.
- [10] 廖炳生, 曹晋华, 梅启智. 4HT23-1998-03-16 故障树分析指南[S]. 北京: 国防科技技术工业委员会, 1998.
Liao Jiongsheng, Cao Jinhua, Mei Qizhi. 4HT23-1998-03-16 Guide to fault tree analysis[S]. Beijing: Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 1998. (in Chinese)
- [11] Bobbio A, Portinale L, Minichino M, et al. Improving the analysis of dependable systems by mapping fault trees into Bayesian networks[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2001, 71(3): 249-260.
- [12] Cano A, G3mez-Olmedo M, Moral S. Approximate inference in Bayesian networks using binary probability trees [J]. *International Journal of Approximate Reasoning*, 2011, 52(1): 49-62.

作者简介:

刘琳颖(1989—),女,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

孙 秦(1956—),男,教授,博导。主要研究方向:飞机结构设计、计算力学。

王 瑶(1989—),女,博士研究生。主要研究方向:故障诊断、可靠性分析、人工智能。

(编辑:赵毓梅)

(上接第306页)

- [15] Wolkovitch J. Low-speed wind tunnel test on joined wing and monoplane configurations (Vol. 1); analysis of results [R]. ACA report 82-1, 1982.
- [16] Corneille J. Wind tunnel investigation of joined wing configurations [D]. Dept. of the Air Force Air University. Wright-Patterson AFB, Ohio: Air Force Institute of Technology, 1999.
- [17] Blair M, Robinson J, McClelland W A, et al. A joined-wing flight experiments[R]. USA: Air Force Research Laboratory, 2008.
- [18] Raymer D P. *Aircraft design: a conceptual approach*[M]. 4th ed. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

作者简介:

刘 毅(1982—),男,工程师,硕士。主要研究方向:飞机气动设计。

靳宏斌(1966—),男,研究员。主要研究方向:飞机设计。

(编辑:赵毓梅)