

文章编号:1000-6893(2009)05-0832-05

# 一种新的变前掠翼无人机气动布局

刘文法, 王旭, 米康

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

## A New Aerodynamic Configuration of UAV with Variable Forward-swept Wing

Liu Wenfa, Wang Xu, Mi Kang

(College of Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**摘要:** 研究了一种新的变前掠翼无人机气动布局概念,在低、亚、跨和超声速状态下可通过改变机翼的前掠角来获取最佳的气动性能。根据设计指标和翼身融合技术初步设计了其几何外形,并采用三维 Navier-Stokes 方程数值模拟和对比分析了5种不同任务构型的气动特性。结果表明:①在  $Ma=0.6$  巡航时,平直翼加挂副油箱构型最大升阻比为14.55,而三角翼构型仅为8.29;②在  $Ma=0.4$  机动时,45°前掠翼构型失速迎角达到38°且具有最大的升力系数2.455,较平直翼构型提高了4.9%;③在  $Ma=1.5$  高速突防时,三角翼零升阻力系数最小,比平直翼加挂副油箱构型减小了14.4%,最大升阻比提高了34.6%;④所有计算状态下俯仰力矩特性均良好。研究结果验证了变前掠翼无人机气动布局新概念的合理性和先进性,可为高性能无人机的设计提供参考。

**关键词:** 无人机; 变前掠翼; 气动布局; 翼身融合; 数值模拟;

**中图分类号:** V211.3; V279 **文献标识码:** A

**Abstract:** A new aerodynamic configuration of unmanned aerial vehicle (UAV) with variable forward-swept wing was investigated, under which the forward-swept angle can be varied to obtain optimal aerodynamic characteristics during low, subsonic, transonic and supersonic speeds. The basic figuration was designed according to the guidelines and blended wing-body technique, and aerodynamic characteristics of five different configurations were investigated by numerical method based on 3D Navier-Stokes equations. The results show four aspects as follows: (1) when cruising at  $Ma=0.6$ , the unswept-wing configuration with wingtip oiltank has maximal lift-drag ratio 14.55, while the delta-wing configuration is only 8.29; (2) when maneuvering at  $Ma=0.4$ , the 45° forward-swept-wing configuration has 38° stalling angle and maximal lift coefficient 2.455, which improves by 4.9% than the unswept-wing configuration; (3) when dashing at  $Ma=1.5$ , the delta-wing configuration has minimal zero-lift drag coefficient which minishes by 14.4% as compared with the unswept-wing configuration with wingtip oiltank, and the maximal lift-drag ratio improves by 34.6%; (4) the pitching moment characteristics under all caculated states are fine. Reseach results of this article can validate that the new aerodynamic configuration is reasonable and advanced, and can also provide references for high performance UAV design.

**Key words:** unmanned aerial vehicle; variable forward-swept wing; aerodynamic configuration; blended wing-body; numerical simulation

无人机是当前世界武器发展的重要方向之一,气动布局设计作为一项关键技术无人机的研制过程中起着举足轻重的作用,世界上各军事强国均在积极研究各种各样先进的无人机气动布局<sup>[1]</sup>。美国国防部曾提出6种有关高性能无人战斗机的概念构型<sup>[2]</sup>,分别是:①机翼可改变后掠角且机动时翼尖可抛掉;②高超声速构型,敌方难拦截,但费用巨大且续航时间短;③菱形低可探测构型,但任务载

荷很受限制;④基于推力矢量控制的碟形;⑤母子机无人战斗机组;⑥飞翼。构型①为变后掠翼构型,变后掠角飞机很早就已研制成功,如美国的F-14、F-111和B-1B等,可在不同的飞行状态下通过改变机翼后掠角的大小来获得最佳的气动特性<sup>[3]</sup>。

在上述方案中,没有针对前掠翼布局的概念构型,而美国X-29前掠翼验证机和俄罗斯S-37战斗机卓越的气动性能展示了前掠翼技术巨大的研究潜力<sup>[4]</sup>。前掠翼布局可显著减小跨声速阻力并增强机动性,在大迎角下具有良好的失速特性和横航向可控制性<sup>[5]</sup>。

收稿日期:2008-03-18; 修订日期:2008-07-21

基金项目:国防预研项目

通讯作者:刘文法 E-mail: lwffly@tom.com

为综合直机翼、前掠翼和三角翼的优点,使飞机在低、亚、跨和超声速状态下可通过改变机翼的掠角来获取最佳的气动性能,出现了变前掠翼气动布局。但国内外对此研究较少,文献[6]研究了简单变前掠翼模型的典型飞行性能,文献[7]和文献[8]是相关概念设计的专利,无详尽的研究结果。

本文给出了一种变前掠翼无人机气动布局新概念,可根据不同的任务剖面自主地改变机翼的前掠角,使其在各种给定的任务模式下都能具有良好的飞行性能。

### 1 设计思想

变前掠翼无人机的主要设计思想可归纳如下:

(1) 当起飞、爬升和巡航时,充分利用平直翼在亚声速区具有很高的升阻比和气动效率高的特性,机翼选择平直并加挂翼尖副油箱(或可伸缩式翼尖控制面),增大展弦比从而提高气动效率,如图1(a)所示。

(2) 当空中格斗时,为获得高机动性和大失速迎角,可抛掉已用空的翼尖副油箱,机翼前掠,后边条翼充当平尾使用,为前掠翼布局,如图1(b)所示。

(3) 当高速突防或逃离战区时,机翼完全前掠,机翼前缘与机身重合,后边条翼成为小后掠角三角外翼,整体呈三角翼布局,以减小超声速激波阻力,如图1(c)所示。

(4) 采用鸭翼无尾布局和翼身融合技术,在机翼完全前掠状态下,整机呈低可探测性菱形,降低雷达反射截面积,提高隐身性能。

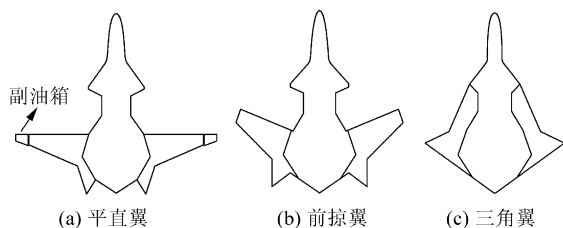


图1 变前掠翼过程示意图

Fig.1 Process of varying forward-swept wing

变前掠翼无人机结合了大展弦比直机翼、小展弦比三角翼和前掠翼的优点,并考虑了气动力和隐身性的折中,具有独特的开合式机翼,从而具备了轰炸机和战斗机的双重功能。

### 2 气动计算

#### 2.1 几何模型

在借鉴和吸收国内外先进前掠翼和变掠翼飞

机设计方法的基础上<sup>[9-11]</sup>,经过反复的修形、计算和验证,完成了变前掠翼无人机气动外形的初步设计,如图2所示。

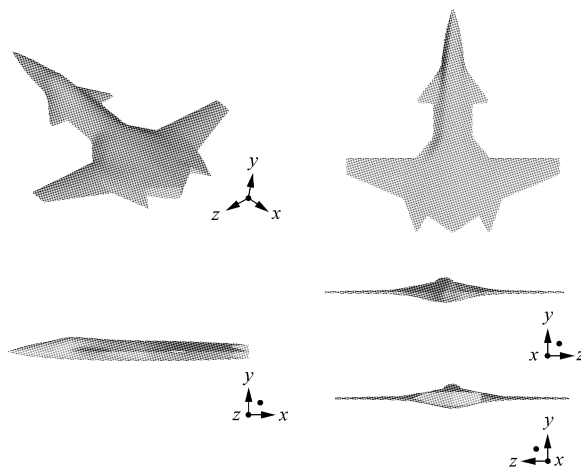


图2 变前掠翼无人机几何外形

Fig.2 Figuration of UAV with variable forward-swept wing

F-111 是变后掠翼飞机的典型代表,性能优异,其采用失速特性较为缓和的 NACA64A210(根)和 NACA64A209(尖)翼型,借鉴于此,本文变前掠翼无人机初始翼型与之相同。

#### 2.2 控制方程

对全机进行数值模拟时采用三维 Navier-Stokes 方程。在笛卡尔坐标系  $(x_1, x_2, x_3)$  中,定义速度分量  $(u_1, u_2, u_3)$ ,采用求和约定惯例,无热源的三维 Navier-Stokes 方程守恒形式为

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{f}_{vi}}{\partial x_i}$$

式中:  $\mathbf{w}$  为状态矢量;  $\mathbf{f}$  为无黏对流矢量项;  $\mathbf{f}_v$  为黏性扩散矢量项。各矢量具体表达式分别为

$$\mathbf{w} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{f}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \\ \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \\ \rho u_i u_3 + p \delta_{i3} \\ \rho u_i H \end{bmatrix}, \mathbf{f}_{vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \delta_{j1} \\ \tau_{ij} \delta_{j2} \\ \tau_{ij} \delta_{j3} \\ u_j \tau_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{bmatrix}$$

式中:  $\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$  为黏性应力张量;  $\rho, E, H, p, T$  分别为密度、总能、总焓、压强和温度;  $\mu, \lambda$  和  $k$  分别为第 1、第 2 黏性系数和热传导系数;  $\delta_{ij}$  为克罗内克符号;  $\gamma$  为比热比。

湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  模型。

#### 2.3 使用软件

采用成熟的数值计算软件 CFX 对气动布局

进行计算。计算所用的非结构网格由ICEM软件生成。计算中,采用二阶迎风差分格式进行推进求解,物面为无滑移条件,远场为自由流条件,计算残差收敛精度为 $10^{-5}$ 。

为验证计算方法的精度,对文献[12]中前掠翼飞机模型的气动性能进行对比计算。在马赫数 $Ma=0.118$ 和雷诺数 $Re=0.46 \times 10^6$ 时,本文计算结果与文献[12]中的结果能较好地吻合,如图3所示,说明本文所采用的计算模型和方法有较高的精度,可以用来计算和分析变前掠翼无人机的气动性能。

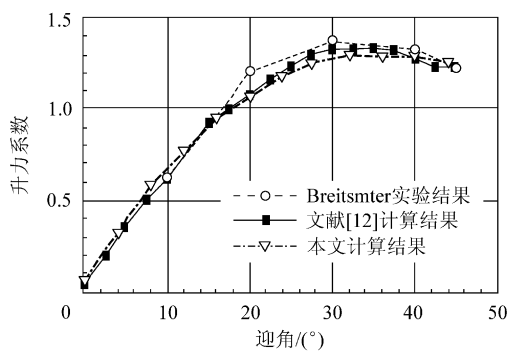


图3 验证算例

Fig. 3 Validation example

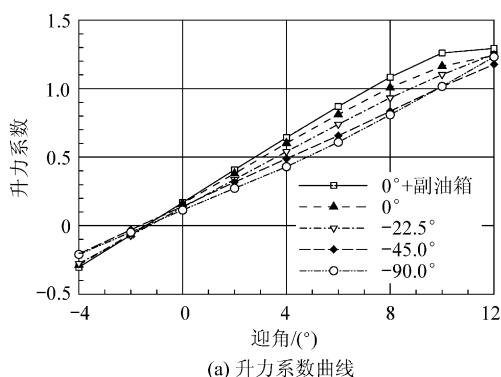
### 3 气动特性分析

利用上述计算模型和方法对变前掠翼无人机的纵向气动性能进行数值分析,研究构型包括:平直翼加挂副油箱、平直翼、 $22.5^\circ$ 前掠翼、 $45.0^\circ$ 前掠翼和三角翼( $90.0^\circ$ 前掠角)。

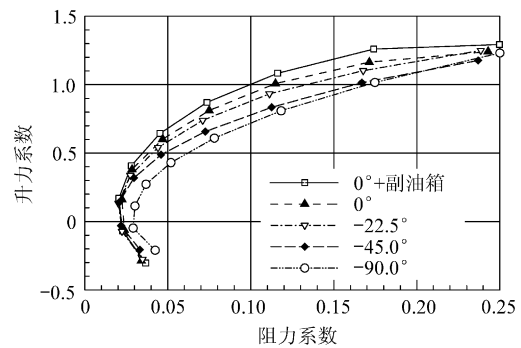
#### 3.1 巡航性能

图4给出了巡航状态下变前掠翼无人机5种构型的纵向气动性能。计算条件: $Ma=0.6$ , $Re=3.0 \times 10^7$ 。

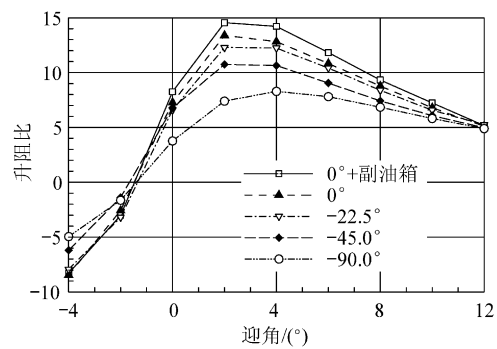
由图4(a)升力系数曲线可以看出,同一迎角下,平直翼加挂副油箱构型产生的升力最大。



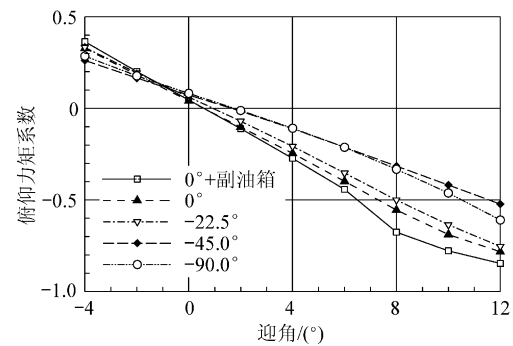
(a) 升力系数曲线



(b) 极曲线



(c) 升阻比曲线



(d) 俯仰力矩系数曲线

图4 巡航气动性能比较( $Ma=0.6$ )Fig. 4 Comparison of cruising characteristics ( $Ma=0.6$ )

图4(b)极曲线显示在产生相同升力的情况下,平直翼加挂副油箱构型的诱导阻力最小,因此其升阻比最大,气动效率最好(见图4(c))。巡航时平直翼加挂副油箱构型最大升阻比能够达到14.55,对应配平迎角 $2^\circ$ ,而三角翼构型的最大升阻比仅为8.29,见表1。5种构型的俯仰力矩系数曲线线性均较好(见图4(d)),具有良好的纵向静稳定性。

表1 巡航时升力线斜率和最大升阻比( $Ma=0.6$ )Table 1 Lift curve slope and maximal lift-drag ratio during cruising ( $Ma=0.6$ )

构型	0°+副油箱	0°	-22.5°	-45.0°	-90.0°
升力线斜率	0.118 5	0.109 8	0.101 6	0.087 1	0.079 1
最大升阻比	14.55	13.39	12.30	10.74	8.29

变前掠翼无人机平直翼加挂副油箱构型具有最大的展弦比,巡航时升力系数最大,升阻比最

大,气动效率最好,是巡航的最佳构型。

### 3.2 格斗性能

飞机大迎角机动格斗时,影响其性能的重要因素是失速特性。本节对变前掠翼无人机大迎角和失速气动特性进行分析,计算  $Ma=0.4, Re=2 \times 10^7$ , 计算结果如图 5 所示。

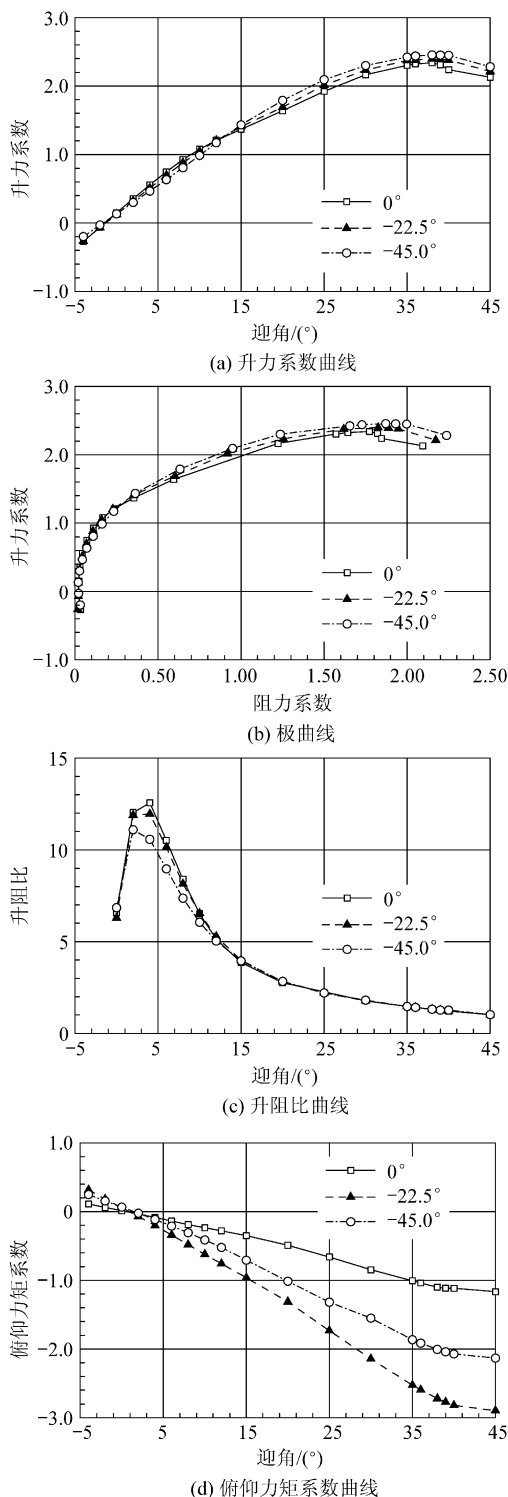


图 5 格斗气动性能比较 ( $Ma=0.4$ )

Fig. 5 Comparison of fighting characteristics ( $Ma=0.4$ )

从图 5 可以看出,迎角在  $12^\circ$  以下时升力线斜率与前掠角大小成反比,平直翼构型具有较大的升力系数和升阻比,但在  $12^\circ$  迎角以后,两种前掠翼构型升力系数均大于平直翼构型,而且失速迎角达到  $38^\circ$  时,  $45^\circ$  前掠翼构型最大升力系数较平直翼构型提高了  $4.9\%$ , 如表 2 所示。特别是在失速迎角以后,升力系数差异更为明显,迎角  $40^\circ$  时提高  $9.4\%$ , 这明显地体现了前掠翼构型较好的大迎角失速性能。3 种构型的俯仰力矩系数曲线均具有较好的线性,说明纵向稳定性良好。

表 2 失速性能比较 ( $Ma=0.4$ )

Table 2 Comparison of stalling characteristics ( $Ma=0.4$ )

构型	$0^\circ$	$-22.5^\circ$	$-45.0^\circ$
最大升力系数	2.340 1	2.397 8	2.455 0
失速迎角/ $^\circ$	38	38	38

因此,在格斗时变前掠翼无人机机翼应前掠到合适掠角,充分利用前掠翼优良的大迎角机动和失速特性,使其发挥最佳的作战能力。

### 3.3 高速性能

飞机高速追击或突防时,影响其性能的最主要因素是阻力特性,尤其是超声速激波阻力。图 6 描述了变前掠翼无人机不同前掠角构型的零升阻力特性和最大升阻比特性。

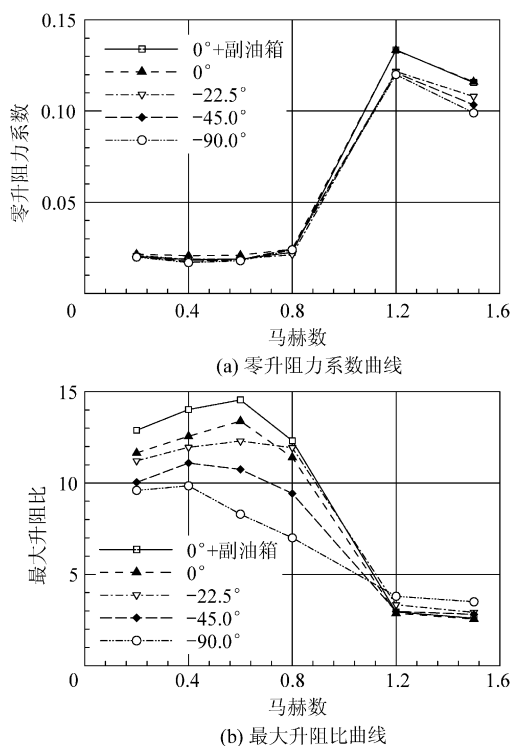


图 6 高速气动性能比较

Fig. 6 Comparison of high-speed characteristics

从图6可以看出,在亚声速区平直翼构型的零升阻力系数最大,但5种构型相差不多,影响亚声速零升阻力的主要因素是摩擦阻力的大小。

在跨声速和超声速区,三角翼构型的零升阻力最小,最大升阻比最大。尤其在 $Ma=1.5$ 时,与平直翼加挂副油箱构型相比,三角翼零升阻力系数减小了14.4%,最大升阻比提高了34.6%。这是由于在跨声速和超声速区所受的阻力主要是激波阻力,而三角翼的展弦比较小,展弦比的减小有明显削弱跨声速和超声速零升阻力的作用。

因此变前掠翼无人机在高速突防时,机翼应完全前掠,成为三角翼构型,以此获取最佳的气动性能。

#### 4 结 论

(1) 平直翼加挂副油箱构型在 $Ma=0.6$ 巡航时升力系数最大,升力线斜率为0.1185,升阻比最大为14.55,适合起飞、巡航、投弹和着陆。

(2) 前掠翼构型在 $Ma=0.4$ 大迎角飞行时,其失速特性比平直翼和三角翼构型均优越,最大升力系数在失速迎角 $38^\circ$ 时达到2.455,适合近距空中格斗。

(3) 三角翼构型在超声速飞行时波阻最小,升阻比相对其他几种构型最大,适合高速突防或逃离战区。

(4) 俯仰力矩系数曲线均呈良好线性,表明具有良好的纵向静稳定性。

通过计算和分析表明,本文给出的变前掠翼无人机气动布局设计概念是合理的、可行的。

#### 参 考 文 献

- [1] 朱自强,王晓璐,陈泽民,等. 无人驾驶飞行器的气动特点和设计[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 161-174.  
Zhu Ziqiang, Wang Xiaolu, Chen Zemin, et al. Aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles and its shape design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 161-174. (in Chinese)
- [2] 黄志澄. 无人机的发展及其气动设计[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(2): 1-8.  
Huang Zhicheng. Development of uninhabited air vehicles and its aerodynamic design[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1998, 12(2): 1-8. (in Chinese)
- [3] 李晨,武哲,祁彦杰. 中等后掠机翼平面参数设计与实验研究[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 627-654.  
Li Chen, Wu Zhe, Qi Yanjie. Design and wind tunnel experimental investigation of middling sweepback wing plane parameter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 627-654. (in Chinese)
- [4] Moore M, Frei D. X-29 forward swept wing aerodynamic overview[R]. AIAA-83-1834, 1983.
- [5] 刘文法,王旭,米康. 前掠翼与后掠翼流动机理的数值研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2008, 9(6): 1-5.  
Liu Wenfa, Wang Xu, Mi Kang. The numerical research on flow mechanism of forward-swept wing and backward-swept wing configurations[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2008, 9(6): 1-5. (in Chinese)
- [6] Brett A N, Robert L S. Classical flight dynamics of a variable forward-sweep-wing aircraft [J]. Journal of Guidance, 1986, 9(2): 352-362.
- [7] Northrop Grumman Corporation. Aircraft with variable forward sweep wing: USA, US5984231[P]. 1999-11-16.
- [8] Shigeru Horinouchi. Variable forward swept wing supersonic aircraft having both low-boom characteristics and low-drag characteristics: USA, US Fresh Patent, 20050230531[P]. 2005-10-20.
- [9] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社, 1997:363-367.  
Fang Baorui. Aircraft aerodynamic configuration design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 363-367. (in Chinese)
- [10] 孙静,张彬乾,周洲,等. W-型无尾气动布局研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(3): 265-268.  
Sun Jing, Zhang Binqian, Zhou Zhou, et al. An innovative W shaped tailless aerodynamic configuration[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(3): 265-268. (in Chinese)
- [11] Sun J, Zhang B Q. Concept investigation of 'W' tailless configuration[R]. AIAA-2005-4602, 2005.
- [12] 安世亚太. ANSYS CFX 对某前掠翼飞机的气动模拟[EB/OL]. [2006-12-27]. <http://www.peraglobal.com>.  
Pera Global. Aerodynamic simulation of an aircraft with forward-swept wing by ANSYS CFX[EB/OL]. [2006-12-27]. <http://www.peraglobal.com>. (in Chinese)

#### 作者简介:

刘文法(1983—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞机气动布局设计。

Tel:13992824445

E-mail:lwffly@tom.com

王旭(1957—) 男,博士,教授。主要研究方向:飞机气动布局设计。

Tel:13709197654

E-mail:wangxu\_01@yahoo.com.cn

米康(1984—) 男,硕士研究生。主要研究方向:飞机气动布局设计。

Tel:13572261477

E-mail:mickle45@126.com

(责任编辑:鲍亚平)