

# 前掠翼与平直翼布局气动特性的比较分析

王旭, 黄萌, 任智静, 刘雄

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要** 基于 ANSYS 11.0 的计算流体力学模块 CFX, 选取 Reynolds 平均的三维 N-S 方程及 SST 湍粘湍流模型, 采用数值计算和流场可视化分析方法, 对变前掠翼布局在低速起飞/着陆及高跨音速作战使用状态的气动性能进行了计算。着重对前掠翼与平直翼布局气动特性和流动机理进行了比较, 通过对涡结构的分析发现, 机翼前掠使得机翼前缘涡和鸭翼机身涡呈“V”字型靠近并相互加强, 从而诱导出了二次涡, 大大提高了对翼面气流分离的控制能力, 验证了增大升力系数和失速迎角的机理。计算结果表明变前掠翼布局设计合理。

**关键词** 变前掠翼; 气动特性; 流动机理; 数值分析; 涡结构; 气流分离

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.04.001

**中图分类号** V211.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)04-0001-04

飞机的气动布局在很大程度上决定了飞机的气动性能。研究表明:前掠翼布局具有大迎角高机动性和高亚音速(跨音速)低阻特性等的独特气动优势<sup>[1-3]</sup>,变前掠翼布局<sup>[4-5]</sup>融合了平直翼、三角翼和前掠翼各自的气动优势。1986年, Brett A. Newman 等<sup>[6]</sup>采用简单的概念设计,研究了变前掠翼模型的典型飞行性能。1999年,美国 Northrop Grumman 公司研究了一种意在取代 F-11 的变前掠翼轰炸机布局<sup>[7]</sup>。2005年,美国又研究了完全前掠状态下可大大减小超音速飞行时的轰鸣声和激波阻力的变前掠翼布局<sup>[7]</sup>。由此可见,对变前掠翼布局的设计研究在飞行器设计领域占有重要的地位。

平直翼布局是飞行器设计的基本形式,前掠翼布局是变前掠翼飞行器性能的主要体现,为了进一步探讨变前掠翼布局气动特性<sup>[8-10]</sup>的优越性,本文重点对前掠翼布局与平直翼布局的气动特性进行比较。

## 1 气动特性计算

采用 Reynolds 平均的三维 N-S 方程及 SST 湍粘湍流模型对文献[8]中设计的气动布局进行计算。为了更好的模拟机体表面的附面层流动,采用分区结构网格,第1层网格厚度为  $3 \times 10^{-5}$  倍的平均空气动力弦长。机体表面采用无滑移条件及壁面函数法,  $y^+$  值控制在 0-1 之间。远场采用自由流条件。计算残差收敛精度为  $10^{-5}$ 。为了重点对平直翼与前掠翼的气动特性进行比较,分别在起飞着陆( $H=0$  km,  $M=0.2$ )和作战使用( $H=10$  km,  $M=0.8$ )2种状态下的气动特性进行数值模拟。图1给出了起飞着陆状态下对变前掠翼布局纵向气动特性的数值结果。

由图1可以看出,在亚音速阶段,平直翼布局的升力系数和升阻比最大,三角翼布局最低,这是因为随着机翼前掠角的增大,展弦比减小,机翼效率降低,从而使得机翼升力系数下降。从极曲线来看,也符合低速时大展弦比诱导阻力小的规律:相同升力系数下平直翼具有最小的阻力,即诱导阻力最小,使得它在正常迎角下有最大升阻比。因此变前掠翼布局在起飞/着陆时采用平直翼布局,能够以较低的飞行速度获得较高的升力,达到缩短滑跑距离的目的。俯仰力矩系数与迎角的关系曲线斜率决定着飞机迎角静稳定性的好坏。由

\* 收稿日期:2010-01-11

基金项目:国防预研基金资助项目(090251313058)

作者简介:王旭(1957-),男,陕西武功人,教授,主要从事飞行器设计及计算流体力学研究。

E-mail:wangxui@yahoo.com.cn

图1(d)可见,3种布局均具有较好的迎角静稳定性,而且俯仰力矩系数曲线线性均较好。相比较而言,平直翼的稳定性要更好一些。

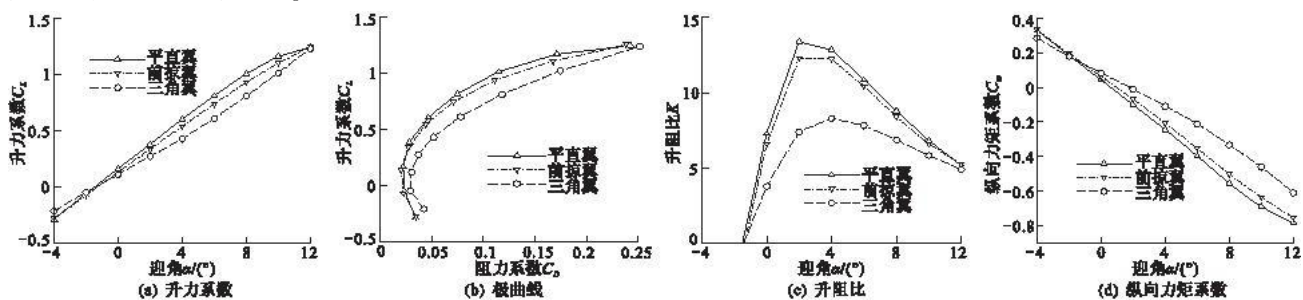


图1  $M=0.2$  时变前掠翼布局纵向气动特性

Fig. 1 Longitudinal aerodynamic characteristics of variable forward swept wing configuration when  $M=0.2$

图2给出了作战使用状态下对变前掠翼布局纵向气动特性的数值模拟。从图2(a)的升力系数曲线可以看出,三角翼布局升力系数最小,中等迎角( $12^\circ$ 以下)平直翼布局升力系数最大,但在大迎角( $12^\circ$ 以上),前掠翼布局的升力系数大于其它布局,并且升阻比也较高。这是由于前掠翼的失速是从根部开始的,而且发展缓慢,再加上鸭翼后缘涡和机身边条所产生的侧缘涡对前掠翼翼根失速有一定的减缓作用,因此在失速以后升力系数变化平缓,直到 $39^\circ$ 迎角以后才有下降趋势。可见,跨音速时前掠翼布局拥有较好的升力性能和失速特性。从图2(d)可以看出,3种布局在失速迎角以前,俯仰力矩系数曲线均具有较好的线性,所以均具有较好的纵向稳定性。但相比较而言,前掠翼布局的纵向稳定性更好一些。

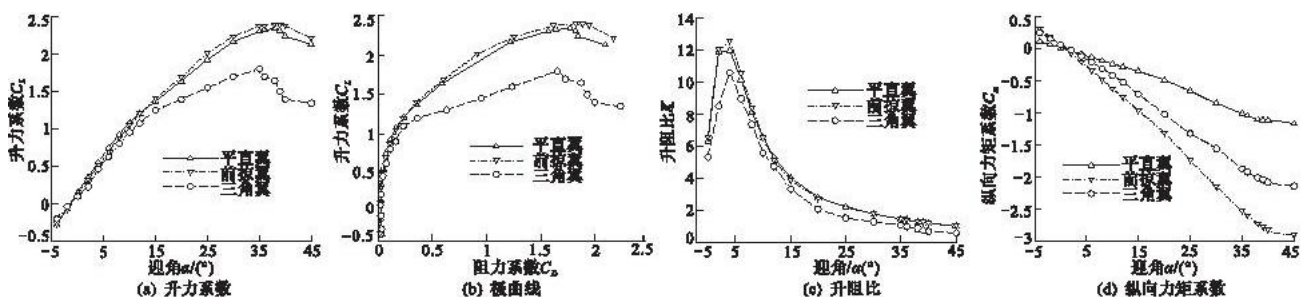


图2  $M=0.8$  变前掠翼布局纵向气动特性

Fig. 2 Longitudinal aerodynamic characteristics of variable forward swept wing configuration when  $M=0.8$

## 2 涡结构分析

图1和图2的结果在一定程度上证明了变前掠翼布局设计的合理性,即在起飞着陆这样的低速飞行状态,平直翼布局的性能要好一些,在跨音速的作战使用阶段,前掠翼的气动性能要好一些。为了进一步说明前掠翼布局在高跨音速及大迎角作战使用中相对于平直翼布局的气动优点,图3给出了平直翼与前掠翼两种布局流场涡结构随迎角的变化图。

在迎角 $\alpha=8^\circ$ 时,由于前掠角的差异,前掠翼布局的机翼前缘涡明显强于平直翼,且朝向翼根,与鸭翼、机身侧缘涡呈“V”字型,并且其翼尖涡更加靠近机身内侧,强度也较大。在 $\alpha=16^\circ$ 时,前掠翼布局的机翼前缘涡加强,且与鸭翼机身涡方向相反,在两者中间诱导出二次涡,有效地控制了翼面的气流分离。而此时的平直翼机翼前缘涡越来越弱,且有破裂趋势。在 $\alpha=28^\circ$ 时,平直翼布局在机身尾部截面即已无法形成完整旋涡,达到涡破裂状态,而前掠翼布局直到 $\alpha=36^\circ$ 时才达到涡破裂状态。因此前掠翼布局的失速迎角要明显大于平直翼布局。

图4-5给出了平直翼布局与前掠翼布局在 $M=0.8, \alpha=16^\circ$ 时,沿机身轴线相对于机身参考长度 $l_w$ ,在 $x/l_w=0.536, 0.625, 0.714$ 时3个不同空间截面的流线图,进一步说明了2种布局涡结构的不同。

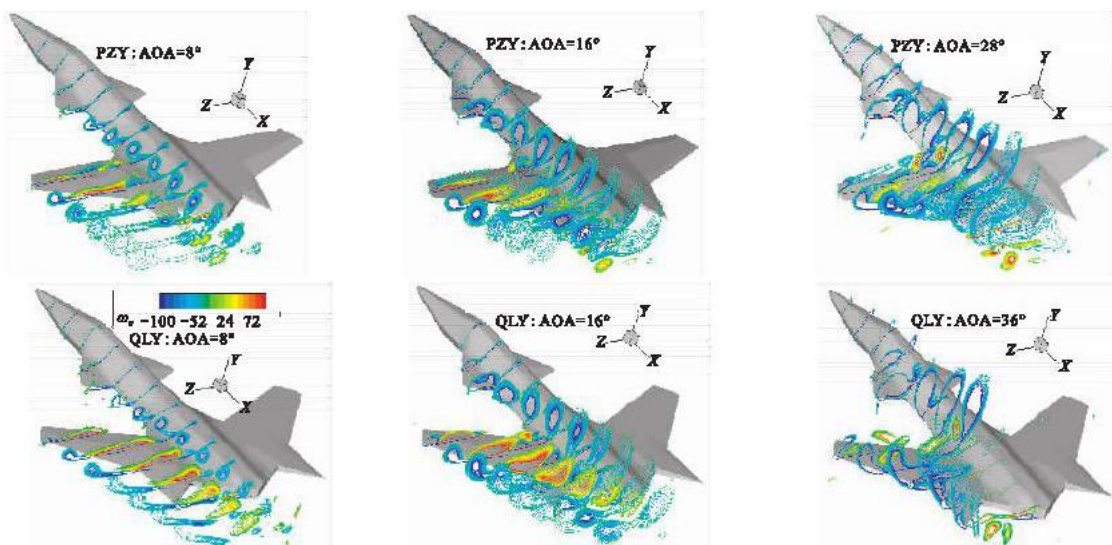


图3 X方向角速度( $\omega_x$ )云图显示的流场涡结构图

Fig. 3 Vortex configuration figure shown by the contour of angle velocity in X direction ( $\omega_x$ )

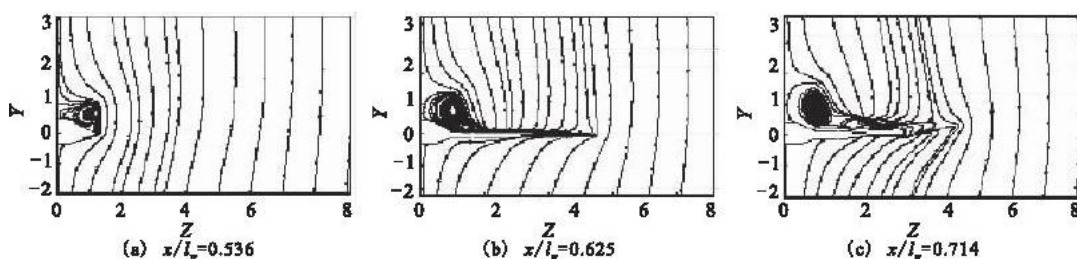


图4 平直翼布局大迎角时流线图

Fig. 4 Streamlines of orthogonal and forward swept wing configurations in big stall angle

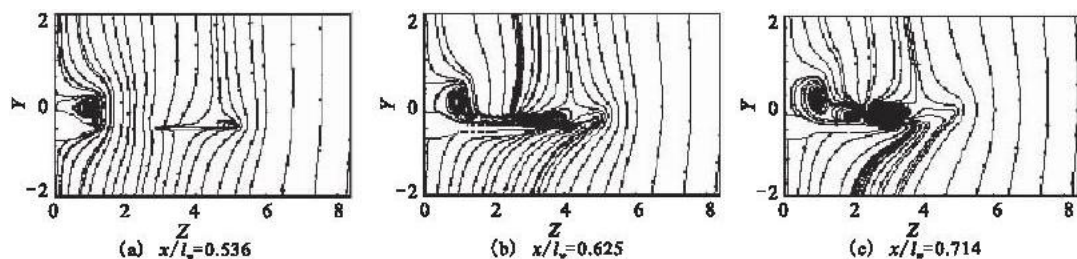


图5 前掠翼布局大迎角时流线图

Fig. 5 Streamlines of forward swept wing configurations in big stall angle

显然,在该迎角下前掠翼布局的流动要比平直翼的流动复杂得多。在鸭翼和边条的作用下,虽然平直翼布局也出现了机身侧缘涡,但前掠翼布局由于机身侧缘涡与机翼前缘涡方向相反,对机翼前缘涡具有明显的干扰作用。如在  $x/l_w = 0.625$  处,虽然机身侧缘涡的强度尚不够大,但其对机翼的侧洗和上洗作用已在机翼表面附近产生了机翼前缘涡;在  $x/l_w = 0.714$  处,随着侧缘涡强度的增大,前缘涡的强度也相应的增大,并在相互作用下诱导出了翼面二次涡。这3个涡控制了翼面的流动,产生了有利的干扰,促使前掠翼布局的升力增大。

### 3 结束语

本文利用数值计算的方法,对可变前掠翼的2个典型状态,即前掠翼布局状态与平直翼布局状态的气动特性进行了计算,并对前掠翼布局与平直翼布局的气动特性与流动机理进行了分析。利用可视化分析的方法对流场进行研究后可知:

- 1) 在  $M=0.2$  时,平直翼布局气动特性优于前掠翼布局,适合起飞着陆时的低速飞行;
- 2) 在  $M=0.8$  时,前掠翼布局失速迎角略大于平直翼布局,且在失速迎角以后,升力系数曲线变化平

缓,纵向力矩系数余度大,表明即使在失速瞬间,前掠翼布局也具有更好的纵向稳定性,更适合于机动格斗等作战使用;

3) 前掠翼布局机身侧缘涡与机翼前缘涡相互作用,使侧缘涡与前缘涡的强度增大,并诱导出了翼面二次涡,对翼面流动产生了有利干扰,使前掠翼布局在高跨音速飞行时具有明显的优越性。

因此,变前掠翼布局设计的思想是合理的。下一阶段主要进行物理样机制作与试飞,用实验的方法分析前掠翼布局与平直翼布局在气动特性和流动机理方面的详细特征。

#### 参考文献:

- [1] Sims Kenneth L. A dynamic investigation of a forward swept wing [D]. Alabama: Technology air university of USA, 1977.
- [2] Spacht G. The forward swept wing: an unique design challenge [R]. AIAA 80 - 1885.
- [3] Moore M, Frei D. X - 29 forward swept wing aerodynamic overview (Grumman aerospace corp.) [R]. AIAA 83 - 1834.
- [4] Thomas Michael Seigler. Dynamics and Control of Morphing Aircraft [D]. Virginia: Virginia polytechnic institute and state university, 2005.
- [5] Ivanco Thomas G, Scott Robert C, Love Michael H, et al. Validation of the lockheed martin morphing concept with wind tunnel testing [R]. AIAA 2007 - 2235.
- [6] Brett A N, Robert L S. Classical flight dynamics of a variable forward - sweep - wing aircraft [J]. J of guidance, 1986, 9(2): 352 - 362.
- [7] Northrop grumman corporation. Aircraft with variable forward sweep wing: USA. US5984231[P]. 1999 - 11 - 16.
- [8] 刘文法, 王旭, 米康. 一种新的变前掠翼无人机气动布局概念研究[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 832 - 836.  
LIU Wenfa, WANG Xu, MI Kang. A new aerodynamic configuration of uav with variable forward - swept wing[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2009, 30(5): 832 - 836. (in Chinese)
- [9] 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): 11 - 15.  
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)
- [10] 任智静, 王旭, 刘文法. 前掠翼布局中鸭翼气动影响的数值研究[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 825 - 829.  
REN Zhijing, WANG Xu, LIU Wenfa. Numerical study on the aerodynamic influence of canard with forward - swept configuration [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2010, 31(7): 825 - 829. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Comparison and Analysis on the Aerodynamic Characteristics of Forward Swept and Orthogonal Wing Configurations

WANG Xu, HUANG Meng, REN Zhi - jing, LIU Xiong

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

**Abstract:** Based on the computational fluid dynamics module CFX of ANSYS 11.0, RANS 3 - D Navier - Stokes equation and SST model are selected. And the numerical method of N - S equation and visual flow - field simulation analysis are used to calculate the aerodynamic characteristics and flow mechanism of the configuration with variable forward swept and orthogonal wing in the stage of low speed taking - off/landing together with high transonic combat utilization. The comparison of the two configurations above is emphasized. The analysis of vortex configuration has shown that the wing leading edge vortex and canard vortex get closer and are enhanced each other in V - shape, thus the secondary vortex is induced which greatly raises the control ability of the flow separation upon the wing, so the lift coefficient and stall angle are increased. The numerical results and analysis have proved the rationality of the guiding ideology and can provide theoretical supports to the advanced nature of the aircraft design with the configuration of variable swept wing.

**Key words:** variable forward swept wing; aerodynamic characteristics; flow mechanism; vortex configuration; flow separation; numerical analysis