

前掠翼与后掠翼布局流动机理的数值研究

刘文法, 王旭, 米康

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:采用三维 N-S 控制方程和标准 $k-\varepsilon$ 模型, 计算了前掠翼和后掠翼模型的气动特性, 比较了各自的优势和不足, 并通过流场显示分析了其流动机理。研究表明: 小迎角下后掠翼的升力系数较高, 大迎角下前掠翼的失速性能较好, 其根源是展向速度的方向相反。后掠翼过早的翼尖失速是导致失速迎角较小的原因。而前掠翼之所以具有良好的大迎角性能, 是由于其机翼根侧缘涡和翼尖前缘涡相互作用, 对机翼产生上吸力, 带来涡升力并且增强了对机翼表面流动的控制能力。前掠翼的流动机理可为先进飞机布局的设计提供理论依据。

关键词:前掠翼; 后掠翼; 流动机理; 数值研究; 漩涡

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)06-0011-05

近年来有关前掠翼的研究相当活跃, 最具代表性的研究成果是美国的 X-29A 前掠翼验证机^[1-2] 和俄罗斯的第五代战斗机 S-37“金雕”。与后掠翼相比, 前掠翼最大的气动优势在于跨音速低阻和高机动性能。据有关专家估算, 若 F-16 战斗机使用前掠翼结构, 其转弯角速度可提高 14%, 作战半径可增大 34%, 起降距离可缩短 35%^[3]。前掠翼也存在两大不足^[4]: 一是气动弹性发散, 这是一直困扰前掠翼技术得到广泛工程应用的最大障碍, 目前可以通过复合材料的气动弹性剪裁技术进行一定的缓解; 二是气动效率较低, 主要原因在于根部气流分离。文献[5-6]通过分析漩涡解释了前掠翼布局的流动机理, 但对于前掠翼与后掠翼布局气动性能的比较, 众多研究文献[6-11]给出了一些计算和实验的结果, 但未对其流场进行细致分析。因此本文的重点在于通过数值计算、流场显示以及漩涡分析, 研究两种布局气动优势及不足的流动机理。

1 计算模型及方法

1.1 模型几何参数

所研究前掠翼和后掠翼模型机翼掠角分别为 -40° 和 40° , 翼型为 NACA64210, 展弦比为 4.0; 根弦长为 2.0; 尖梢比为 0.4; 展长为 5.6。

1.2 计算方法

对全机进行数值模拟时采用三维 N-S 方程。在笛卡儿坐标系 (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 N-S 方程守恒形式为

$$\partial \mathbf{w} / \partial t + \partial \mathbf{f}_i / \partial x_i = \partial \mathbf{f}_{vi} / \partial x_i \quad (1)$$

式中: \mathbf{w} 为状态矢量; \mathbf{f}_i 为无粘对流矢量项; \mathbf{f}_{vi} 为粘性扩散矢量项。各项具体表达式如下:

$\mathbf{w} = [\rho \quad \rho u_1 \quad \rho u_2 \quad \rho u_3 \quad \rho E]^T$, $\mathbf{f}_i = [\rho u_i \quad \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \quad \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \quad \rho u_i u_3 + p \delta_{i3} \quad \rho u_i H]^T$, $\mathbf{f}_{vi} = [0 \quad \tau_{ij} \delta_{j1} \quad \tau_{ij} \delta_{j2} \quad \tau_{ij} \delta_{j3} \quad u_j \tau_{ij} + k \partial T / \partial x_i]^T$ 。粘性应力张量 $\tau_{ij} = \mu (\partial u_i / \partial x_j + \partial u_j / \partial x_i) + \lambda \delta_{ij} \partial u_k / \partial x_k$, ρ, E, H, p, T 分别为密度、总能、总焓、压强和温度, μ, λ 和 k 分别为第一、第二粘性系数和热传导系数, δ_{ij} 为克罗尼柯尔符号。

湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型。本文采用成熟的流体计算软件 Fluent 进行数值分析, 流场数据的后处理

* 收稿日期: 2008-07-19

基金项目: 国防预研基金资助项目(9140A25010406JB3205)

作者简介: 刘文法(1983-), 男, 湖北黄石人, 博士生, 主要从事计算流体力学研究; E-mail: lwffly@tom.com

王旭(1957-), 男, 陕西武功人, 教授, 主要从事计算流体力学研究。

及流线的绘制则应用 Tecplot 软件来实现。

2 计算结果

为减小计算量,考虑到在计算分析纵向气动特性时模型纵向的对称性,计算采用了半模,贴体网格见图1。

计算条件:马赫数为 0.4,雷诺数为 5.4×10^7 。图2给出了对气动性能的计算结果。



图1 半模型非结构贴体网格

Fig. 1 Surface unstructural grids of half models



图2 前掠翼和后掠翼气动特性比较

Fig. 2 Aerodynamic characteristics comparison of FSW and BSW

1) 在 $\alpha < 16^\circ$ 时,后掠翼的升力系数要大于前掠翼。在 $\alpha > 16^\circ$ 以后,前掠翼的升力较大,失速迎角达到 32° 左右,而后掠翼的失速迎角仅为 12° 。可见,前掠翼的失速性能要明显好于后掠翼。

2) 在升力系数 $C_L < 0.8$ 以前,对于相同的升力系数,前掠翼需要更大的迎角,因此其阻力也较大。在 $C_L > 0.8$ 以后,后掠翼升力开始下降,而此时前掠翼良好的失速性能使得它拥有较好的升力平台,它的大迎角低阻特性也得到良好地展示。

3 流场分析

3.1 Z 方向剖面

为研究和分析 $M = 0.4$ 时前掠翼和后掠翼在 Z 方向剖面上的流动特性,对图3中3个剖面进行流场分析。

3.1.1 流线

图4给出了3个剖面的流线图。 $Z = 0.5$ 的翼剖面上前掠翼有较厚的附面层,而后掠翼无明显分离。 $Z = 1.5$ 的翼剖面上前掠翼的分离气流有所减缓,而后掠翼则开始有附面层分离的趋势。 $Z = 2.5$ 的翼剖面上时,前掠翼无附面层分离情况,而此时后掠翼已经严重分离,形成非常明显的分离涡,即构成“翼尖失速”。

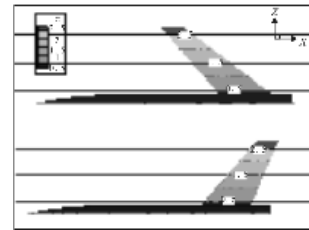


图3 3个Z方向剖面图

Fig. 3 Three Z directional sections



图4 Z方向剖面流线

Fig. 4 Streamlines on Z directional sections

流线分析表明,后掠翼翼尖失速的流动机理是:由于后掠翼后掠角所产生的翼根效应和翼尖效应,在上翼面形成自翼根向翼尖的顺压梯度,促使附面层内的气流向翼尖方向流动,致使翼尖部分的附面层变厚;同时,翼尖效应又使翼尖部分的逆压梯度增大。因此,当迎角增大时,后掠翼气流分离首先在翼尖部分出现,造成翼尖失速。

3.1.2 压力分布

图5为前掠翼和后掠翼在3个Z方向翼剖面上的压力系数分布。

可以看出,翼根Z=0.5的后掠翼上翼面吸力较前掠翼大,翼尖Z=2.5刚好相反。其原因是由于前掠翼和后掠翼气流展向速度方向不同,致使附面层在不同位置(翼根或翼尖)堆积所产生气流分离的结果。

3.1.3 速度分布及其它

从对分析附面层气流分离的机理分析可知,逆压梯度越大,则附面层分离越严重,分离点就是壁面切应力消失的点。这里,逆向流动可通过壁面切应力的X分量是否为负看出来。

图6给出了前掠翼和后掠翼在3个Z向翼剖面壁面切应力沿X方向分量的分布。

图6可以反映出前掠翼的3个剖面基本不存在附面层分离现象,而后掠翼在翼尖Z=2.5剖面的上翼面X在8.5-9.2之间,壁面切应力的X分量为负值,即上吸力面出现严重的气流分离。

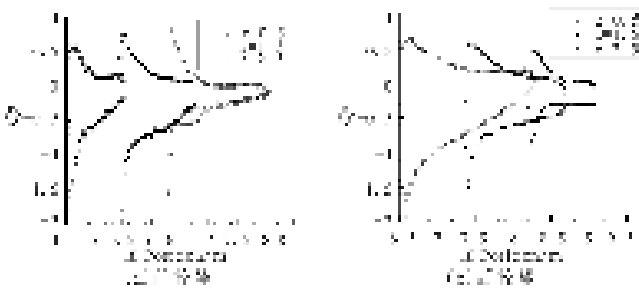


图5 Z方向剖面压力系数分布

Fig.5 Pressure coefficients distribution on Z directional sections

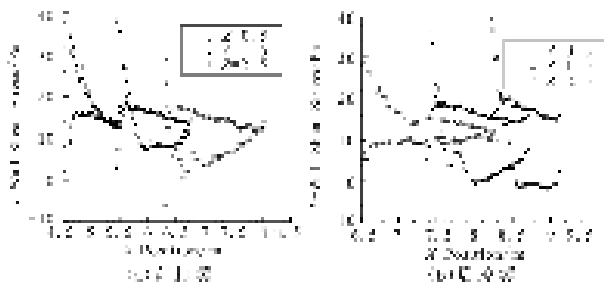


图6 Z方向剖面壁面切应力X分量分布

Fig.6 X-wall shear stress distribution on Z directional sections

图7给出了前掠翼和后掠翼在3个Z方向翼剖面上的速度分布。

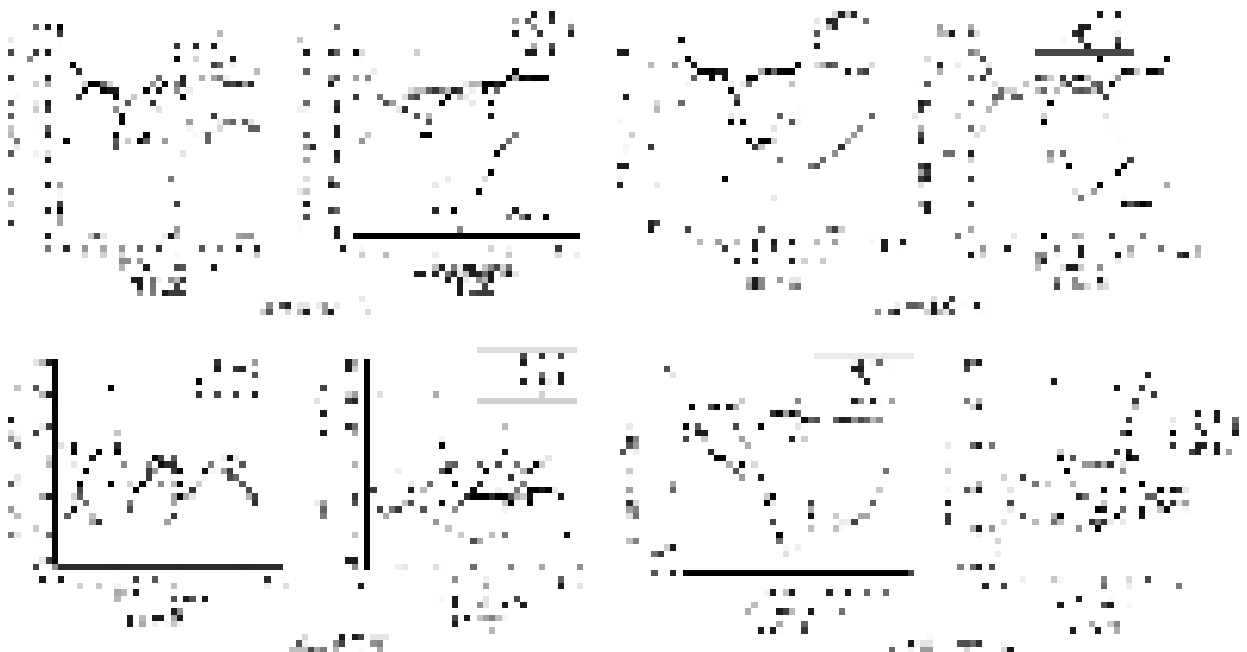


图7 Z方向剖面速度分布

Fig.7 Velocity distribution on Z directional sections

从速度大小的分布可以看出,前掠翼越靠近翼根,上翼面的速度越小,这是由于展向流动使气流在机身和翼根处堆积所致,后掠翼刚好相反。速度X分量分布表明前掠翼翼面基本不存在逆弦向流动,而后掠翼在翼尖Z=2.5翼剖面的上翼面X在8.5-9.2之间有回流。速度Z分量可以看出两种布局不同的展向流动。

3.2 X方向剖面

为研究和分析前掠翼和后掠翼在X方向剖面上的流动特性,对图8中4个剖面进行流场分析。

图9为前掠翼在 16° 迎角时 $X = 5, 6, 7, 8$ 四个剖面的绕流特性,由于气流存在指向根部的展向流动,在 $X = 5$ 处出现小尺度的机翼前缘涡,但涡强度较弱,当 $X = 6$ 时,机翼前缘涡明显加剧,此时由于涡离翼面较近,还没有明显的气流分离。当 $X = 7$ 时,前缘涡继续朝翼根移动并且强度增大,涡中心远离翼面,最终在 $X = 8$ 处转化成由于机翼根部和机身几何原因形成的侧缘涡。该涡控制了机翼气流的流动,并对外翼产生侧吸和上吸影响,在一定程度上产生有利干扰,加速了翼面附面层气流的流动速度,增强了对机翼表面流动的控制能力。因此前掠翼在 16° 迎角以后,仍能保持升力的持续增长,表现良好的大迎角飞行特性。

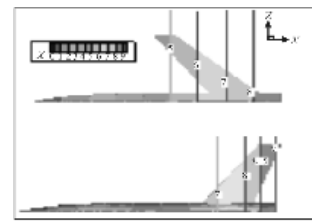


图8 4个 X 方向剖面
Fig.8 Four X directional sections

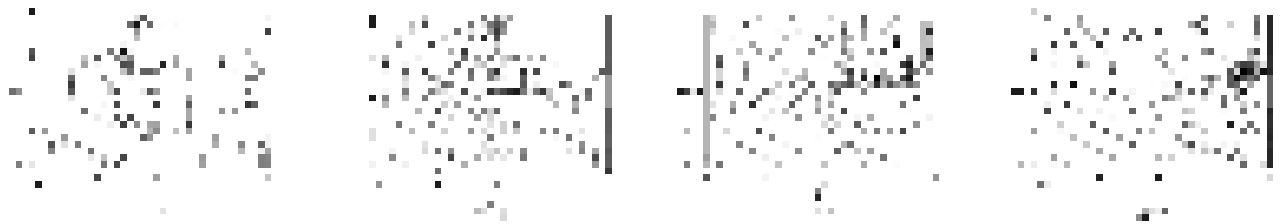


图9 前掠翼 X 方向剖面流线
Fig.9 Streamlines on X directional sections of FSW

图10是 16° 迎角时后掠翼在 $X = 7, 8, 8.5, 9$ 剖面处的流线图,可以很明显的看出,与图9中前掠翼的流谱相比,后掠机翼上的涡更靠近翼面,且强度较弱,在机身侧上方无明显的侧缘涡,这样使得后掠翼机翼上吸力面的气流流动较紊乱,压力较大,升力开始下降。



图10 后掠翼 X 方向剖面流线
Fig.10 Streamlines on X directional sections of BSW

4 结论

经数值计算和机理分析研究,得出如下结论:

- 1) 在小迎角状态下,前掠翼的升力较小,其原因是后掠翼的翼尖涡能够对翼表面附着流产生有利干扰,即涡升力;
- 2) 在中等迎角下,后掠翼翼尖分离加剧使涡破裂,升力开始下降,而此时前掠翼的升力依然保持缓慢的增长;
- 3) 在大迎角下,前掠翼升力较大且下降缓慢,具有良好的大迎角气动性能。

前掠翼和后掠翼气动特性的差异是由于其展向速度不同而产生的。后掠翼过早的翼尖失速是导致失速迎角较小的原因,而前掠机翼之所以具有良好的大迎角升力平台和机动性,也正是由于其翼根失速对位于翼尖位置的襟副翼等操纵面的控制效率影响不大。

参考文献:

- [1] Moore M, Frei D. X-29 Forward Swept Wing Aerodynamic Overview [R]. AIAA-83-1834, 1983.
- [2] Saltzman Edwin J, Hicks John W. In-Flight Lift- Drag Characteristics for a Forward-Swept Wing Aircraft [R]. NASA Technical Report 3414, December, 1994.
- [3] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.

- FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Configuration Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [4] 武文康, 张彬乾. 战斗机气动布局设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
WU Wenkang, ZHANG Binqian. Fighter Plane Aerodynamic Configuration Design[M]. Xi'an: Press of Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [5] Krone X J Jr. Forward Swept Wing Demonstrator [R]. AIAA - 80 - 1882, 1980.
- [6] 孙 静, 张彬乾. W - 型无尾气动布局流动机理研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(3): 385 - 388.
SUN Jing, ZHANG Binqian. Flow Mechanism Investigation for W - shaped Tailless Aerodynamic Configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(3): 385 - 388. (in Chinese)
- [7] Breitsamter C, Laschka B. Vortical Flowfield Structure at Forward Swept Wing Configurations[C]//ICAS Proceedings, 21st Congress of the International of the Aeronautical Sciences, ICAS - 98 - 3.8.2, Melbourne, Australia, Sept. 13 - 18, 1998.
- [8] Huffman J K, Fox C H Jr. Subsonic Longitudinal and Lateral - directional Statics Aerodynamic Characteristics for a Model with Swept Back and Swept Forward Wings [R]. NASA TM - 74098, 1978.
- [9] Nangia R K, Pamlmer M E. Flying Wings with After & Forward - Sweep, Relating Design Camber & Twist to Longitudinal control [R]. AIAA - 2002 - 4616.
- [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 Jing, Zhang Binqian. Concept Investigation of 'W' Tailless Configuration[R]. AIAA - 2005 - 4602.

(编辑: 姚树峰, 徐敏)

The Numerical Research on Flow Mechanism of Forward - Swept Wing and Backward - Swept Wing Configurations

LIU Wen - fa, WANG Xu, MI Kang

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

Abstract: Navier - Stokes control equations and standard turbulence model are employed to numerically simulate the aerodynamic characteristics of forward - swept wing (FSW) and backward - swept wing (BSW). The superiorities and shortages are compared, and then the flow mechanism is analyzed by streamlines display. The research results show that the lift coefficient of BSW is higher in low angle of attack while the stall characteristics of FSW are better in big angle of attack owing to the opposite direction of the spanwise velocity. The premature wingtip stall induces lower angle of attack while stalling. The reason why FSW has better performances during big angle of attack is the favorable interference produced between vortices of side - strake and wingtip leading edge, which affords great vortex lift and enhances the control ability to the flow on the wing surface. The flow mechanism of the forward - swept wing can provide theoretical references for the design of the advanced aircraft configurations.

Key words: forward - swept wing (FSW); backward - swept wing (BSW); flow mechanism; numerical research; vortex

在“第二届中国高校精品·优秀·特色科技期刊”暨“2008年高校科技期刊先进集体”评比中

我校学报自然科学版再次被评为优秀期刊

近日, 我校学报编辑部主任姚树峰编审参加了在武夷山召开的“第二届中国高校精品·优秀·特色科技期刊”暨“2008年高校科技期刊先进集体”评比颁奖大会。颁奖会上, 我校学报自然科学版继首届(2006年)被评为优秀后, 再次被评为优秀期刊, 学报编辑部被评为2008年高校科技期刊先进集体。

教育部科技司2008年4月23日以教技司[2008]118号文, 决定开展此次评奖, 目的是总结办刊经验, 更新办刊观念, 充分发掘并发挥好高校的办刊优势, 全面提升高校科技期刊的竞争力和影响力, 为高校教学、科研和社会服务做出新的贡献。2008年9月19至22日, 由教育部科技司司长谢焕忠担任主任评委的31位专家对453份申报材料进行了评审, 评出精品科技期刊76种, 优秀科技期刊118种, 特色科技期刊53种, 高校科技期刊先进集体121个。评比结果经过网上公示后, 11月24日进行了颁奖表彰。(徐敏)