联翼布局俯仰力矩非线性变化特性的数值模拟

王延奎 单继祥 田 伟 邓学蓥

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 联翼布局飞机具有优良的升阻特性,是下一代亚声速飞机优先选择的气动布局型式之一,但在某些情况下其俯仰力矩随迎角的增大会表现出较强的非线性变化特点. 针对该问题,在 $Ma=0.75$ 条件下,采用数值模拟方法对某亚声速联翼布局气动性能及其绕流流场进行研究,通过对各部件气动特性分析,结合不同前翼绕流流动状态下前/后翼绕流场特点及截面气动力分布特点,揭示了前翼对后翼绕流流场干扰是引起其俯仰力矩非线性变化的主要原因. 计算结果表明:在一定迎角下,该联翼布局飞机前翼绕流发生分离,从而影响后翼绕流流场,引起后翼气动效率下降,导致全机俯仰力矩随飞机迎角发生非线性上扬,对该机飞行性能的提高带来严重影响.

关 键 词: 联翼布局; 俯仰力矩特性; 气动干扰; 数值模拟

中图分类号: V 211

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0862-05

Investigation on non-linear characteristic of pitching moment of joined wing configuration aircraft

Wang Yankui Shan Jixiang Tian Wei Deng Xueying

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The joined wing configuration is one of the best configurations for the next transonic aircraft due to the advantage in the drag and lift characteristic, but the pitching moment changes non-linearly with the attack angle increasing in some condition. To solve the problem, the investigations of flow mechanism over jointed wing configuration were conducted by computational flow method and the aerodynamic characteristic for all parts were also analyzed to combined with the flows interaction between the fore-wing and after-wing and the section aerodynamic force distribution in the wing, under the condition of $Ma=0.75$. The results show that the lack of aerodynamic efficiency of after-wing is caused by the influence of the separation flow over the fore-wing and the pitching moment of the aircraft will increase nonlinearly with the attack angle.

Key words: joined wing; pitching moment characteristic; aerodynamic interference; numerical simulation

联翼布局是一种前翼后掠,后翼前掠,前后翼在前翼一定位置联结形成的飞机布局. 与常规布局相比,联翼布局飞机具有重量轻、诱导阻力小、跨音速面积分布好、浸润面积小、具有直接升力和直接侧力控制能力等诸多优点[1],是下一代跨声速飞机优先选择的布局方式之一.

国内外针对中小迎角下前后翼参数对升阻力特性影响研究较多,但对俯仰力矩特性和机翼流场结构的研究较少. 文献[2]研究发现,当 $Re=6\times10^5\sim9\times10^5$ 时,联翼布局模型俯仰力矩会在 $\alpha=10°\sim12°$ 发生先上仰后下降的现象,且机翼扭转不能完全改善俯仰力矩的非线性变化. 文献

收稿日期: 2011-06-06; **网络出版时间**: 2012-04-01 12:02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120401.1202.011.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(2011ZA51003)

作者简介: 王延奎(1967-),男,山东青州人,教授,wangyankui@buaa.edu.cn.

[3]采用测力、油流等手段对平列式联翼布局的流动机理和气动特性进行了研究. 研究发现,当前后翼两个升力面距离较近时,前翼尾流的下洗和速度阻滞降低了后翼气动效率,而后翼的上洗又使前翼提前失速,但是未对俯仰力矩的强非线性变化特性进行深入的分析. 文献[4]通过对上联翼布局飞机的纵向气动特性进行实验和 CFD 计算,对 $\alpha = -5° \sim 8°$, $Re = 0.25 \times 10^6$ 时的联翼布局飞机的升力特性和流场结构进行了分析. 研究发现,当$\alpha = -5°$时,前翼下翼面发生分离,当$\alpha = 0° \sim 8°$时,前后翼处于附着流状态,但在前后翼之间的相互干扰特性及其对全机俯仰力矩的影响特性方面也缺乏深入研究.

本文采用数值计算方法,对联翼布局飞机的亚声速气动特性、空间流场结构进行研究,揭示联翼布局飞机俯仰力矩随迎角增大呈现出的强非线性变化特征.

1　计算模型及计算方法

1.1　计算模型

计算模型如图 1 所示. 模型后翼与机身连接,前后翼连接处在前翼 $y/L = 0.6$ 半展长处(L 为半展长),连接部件为前翼吊舱. 以吊舱位置为分界点,将前翼划分为前翼内侧和前翼外侧.

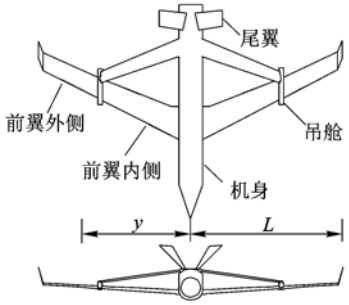


图 1　计算模型

1.2　数值格式和湍流模型

本文采用有限体积法对控制方程进行离散化,耦合连续性方程、动量方程和能量方程求解,离散格式选用显式二阶迎风格式.

计算采用 RNG $k \sim \varepsilon$ 湍流模型.

计算采用多块对接结构化网格.

2　计算结果与分析

2.1　全机俯仰力矩特性及实验验证

图 2 是当 $Ma = 0.75$ 时,联翼布局飞机俯仰力矩的实验和计算的对比曲线. 从计算结果中可以看出,在 $\alpha = 0° \sim 4°$范围内,随迎角增大,俯仰力矩系数线性减小;在 $\alpha = 4° \sim 8°$范围内,俯仰力矩出现了先上仰再减小的非线性变化;当 $\alpha > 8°$时,随迎角增大,俯仰力矩再次产生上仰. 计算结果与实验结果有较好的一致性,计算结果可信. 计算和实验结果均表明,当 $Ma = 0.75$ 时,该联翼布局飞机俯仰力矩随迎角表现出了很强的非线性变化特性.

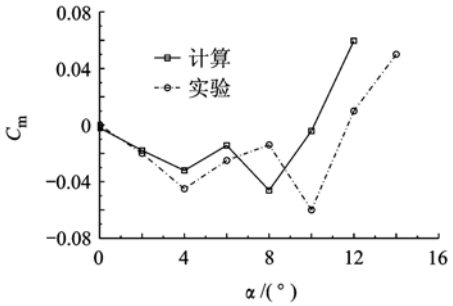


图 2　全机俯仰力矩随迎角的变化曲线($Ma = 0.75$)

2.2　各部件俯仰力矩贡献特性分析

图 3 是该联翼布局飞机各部件俯仰力矩系数随迎角的变化曲线(其中各部件的分布如图 1 所示). 从图 3 可以看出:①机身和尾翼的俯仰力矩系数随迎角增大呈现线性变化特性;②前翼外侧俯仰力矩在 $\alpha = 0° \sim 4°$范围内随迎角增大呈现线性减小,当 $\alpha \geqslant 6°$时,俯仰力矩曲线斜率逐渐减小;③前翼内侧俯仰力矩在 $\alpha = 0° \sim 6°$范围内随迎角呈现线性增大,当$\alpha \geqslant 8°$时,俯仰力矩曲线斜率大幅减小;④对于后翼,当 $\alpha = 4° \sim 8°$时,俯仰力矩曲线斜率有所减小,当$\alpha \geqslant 8°$时,俯仰力矩随迎角增大而急剧增大,产生上仰.

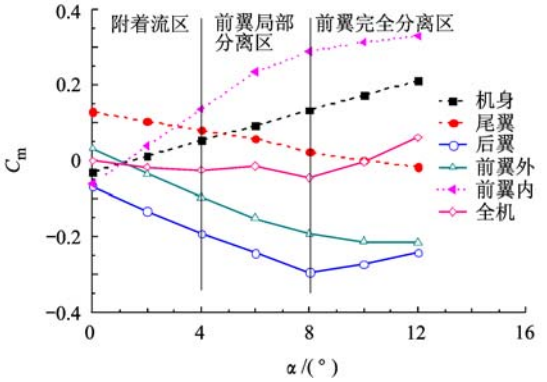


图 3　各部件俯仰力矩随迎角的变化曲线($Ma = 0.75$)

因此,从全机俯仰力矩随迎角的非线性变化特征看:①当 $\alpha = 6°$时,全机俯仰力矩的小幅上扬主要是由于前翼局部流动分离导致其本身气动效率降低和前翼流动分离影响下的后翼气动效率的降低共同引起的;②当 $\alpha \geqslant 8°$以后全机俯仰力矩随迎角增大呈现出的大幅上扬是由于前翼大面积流动分离导致其本身气动效率降低和前翼流动分

离影响下的后翼气动效率的降低共同引起的,而后翼气动效率的降低是主要原因. 总之,处于前翼流场影响下的后翼气动效率的降低对于全机俯仰力矩随迎角所表现出的非线性变化特性起到了决定性的作用.

2.3 俯仰力矩非线性变化机理分析

图 4 是该联翼布局飞机各部件升力系数随迎角的变化曲线(其中各部件的分布如图 1 所示). 从图 3 和图 4 可以看出:按照全机俯仰力矩系数随迎角的变化特性及其前翼流动形态,可将全机流动状态沿迎角划分为 3 个区域,并将这 3 个区域按照前翼流动状态分别命名:当 $0°\leqslant\alpha<4°$ 时,附着流区,全机俯仰力矩系数基本随迎角线性减小;当 $4°\leqslant\alpha\leqslant8°$ 时为前翼局部分离区,俯仰力矩系数随迎角发生先上仰后减小的非线性变化;当 $8°<\alpha\leqslant12°$ 时为前翼完全分离区,俯仰力矩系数随迎角增大显著上仰. 以下将结合机翼流场结构,对各机翼部件气动力变化特性进行分析,以揭示俯仰力矩随迎角所呈现出的非线性变化特性的机理.

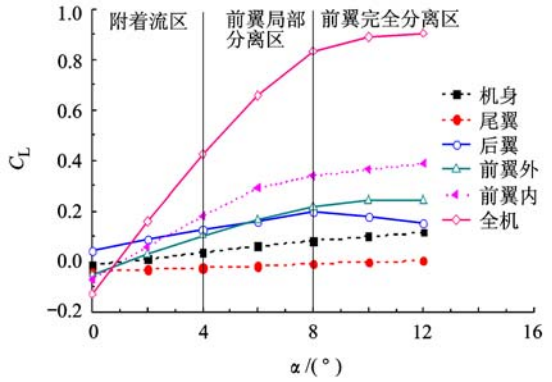


图 4 各部件升力系数随迎角的变化曲线($Ma=0.75$)

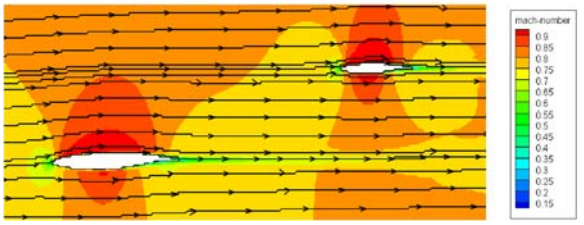
2.3.1 附着流区($0°\leqslant\alpha<4°$)

对于该区域,全机升力系数、俯仰力矩系数随迎角基本呈线性变化. 图 5 是当 $\alpha=2°$ 时,前/后翼各展向位置截面流线图. 从图 5 可以看出,此时该布局前/后翼均呈现附着流流态.

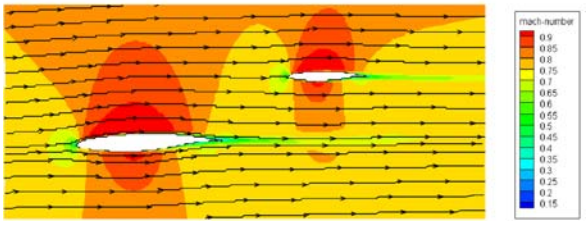
2.3.2 前翼局部分离区($4°\leqslant\alpha<8°$)

对于该区域,全机升力线斜率逐渐减小,俯仰力矩系数表现出先上仰后减小的非线性变化. 图 6 是当 $\alpha=6°$ 时,前/后翼各展向位置截面流线图. 从图 6 可以看出,此时前翼内侧机翼吊舱附近 $y/L=0.5$ 截面发生明显的流动分离,且后翼局部处于前翼分离的尾流区,而对于前翼其它截面仍以附着流流态为主,这一变化引起了从 $\alpha=4°$ 到 $\alpha=6°$ 的俯仰力矩的非线性小幅上扬.

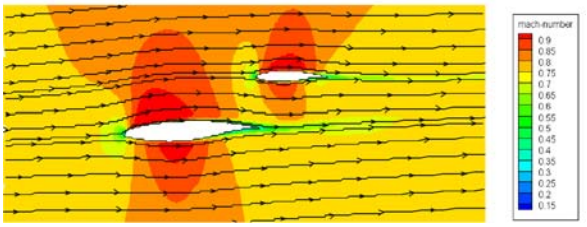
图 7 是当 $\alpha=6°$ 和 $8°$ 时,前/后翼截面俯仰力



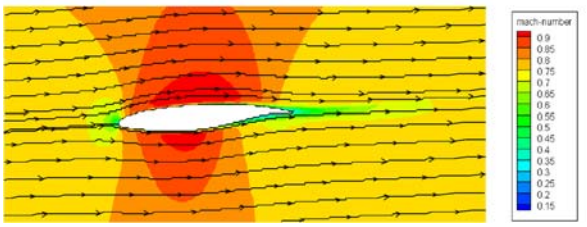
a $y/L=0.22$



b $y/L=0.41$



c $y/L=0.5$



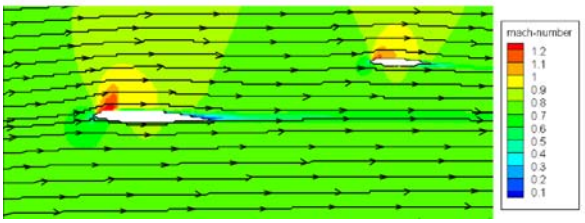
d $y/L=0.72$

图 5 当 $\alpha=2°$ 时机翼展向各截面流线图($Ma=0.75$)

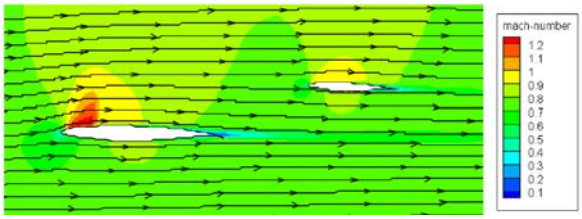
矩系数和截面法向力系数的展向分布. 从图 7 可以看出,当 $\alpha=6°$ 时,对于前翼外侧,截面法向力系数沿展向略有减小;对于 $y/L=0.11\sim0.41$ 截面,前后翼截面法向力系数基本相同;对于前翼 $y/L=0.5$ 截面,由于该截面已发生分离,截面法向力系数相对于其它截面减小 5% 左右;对于后翼,$y/L=0.5$ 截面法向力系数相对于其它截面均大幅减小,该截面法向力系数仅相当于 $b=0.42$ 截面法向力系数的 30%,截面法向力系数的减小使得截面俯仰力矩系数大幅增大.

综上所述,正是由于后翼局部处于前翼分离的尾流区,使得处于该区域的后翼的法向力系数大幅减小,俯仰力矩系数增大,从而使得后翼升力线斜率减小,俯仰力矩斜率减小,导致全机俯仰力矩系数在该迎角下产生小幅上仰.

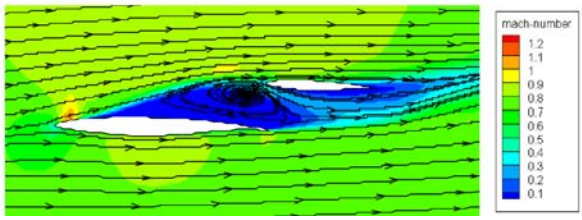
图 8 是当 $\alpha=8°$ 时机翼展向各截面流线图. 由图 8 可以看出,随着迎角的继续增大,前后翼的



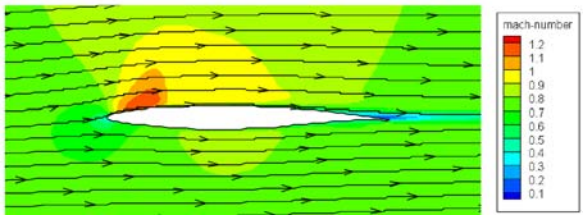
a　$y/L=0.22$



b　$y/L=0.41$

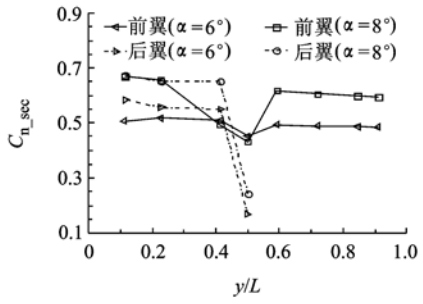


c　$y/L=0.5$

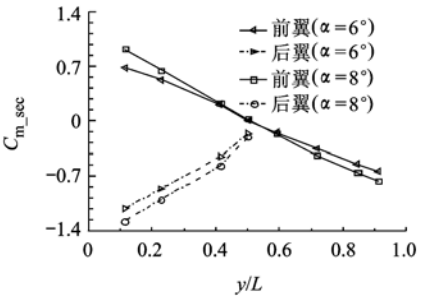


d　$y/L=0.72$

图 6　当 $\alpha=6°$ 时机翼展向各截面流线图($Ma=0.75$)



a　截面法向力系数

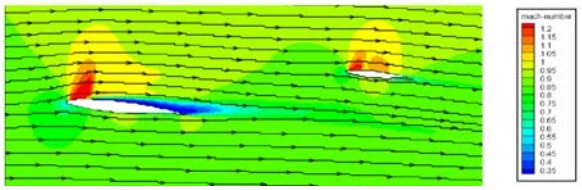


b　截面俯仰力矩系数

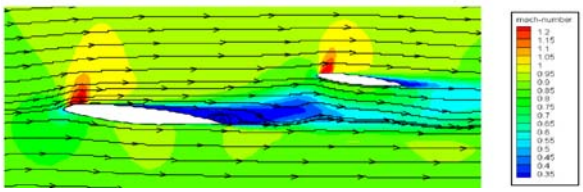
图 7　当 $\alpha=6°$ 和 8° 时前/后翼各截面气动力沿机翼展向分布曲线($Ma=0.75$)

流动状态基本不变,但前翼分离区域沿展向和弦向逐渐增大. 由图 7 可以看出,当 $\alpha=8°$ 时,除前翼 $y/L=0.41$ 截面的法向力系数相对于 $y/L=0.11$ 截面减小外,其它前/后翼截面的气动力分布规律与 $\alpha=6°$ 时相同.

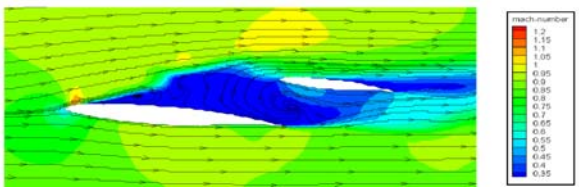
随着迎角的增大,当 $\alpha=8°$ 时,前翼分离区域逐渐增大,激波位置前移,前翼内侧升力线斜率减小,对全机的俯仰力矩贡献减小,导致全机俯仰力矩系数减小,从而使得俯仰力矩在上仰后在该迎角表现出减小的非线性变化,如图 3 所示.



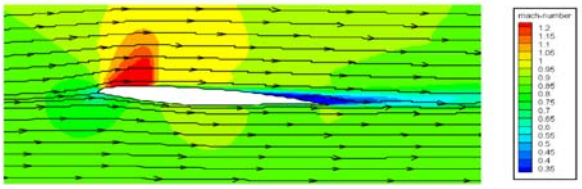
a　$y/L=0.22$



b　$y/L=0.41$



c　$y/L=0.5$



d　$y/L=0.72$

图 8　当 $\alpha=8°$ 时机翼展向各截面流线图($Ma=0.75$)

2.3.3　前翼完全分离区($8°<\alpha<12°$)

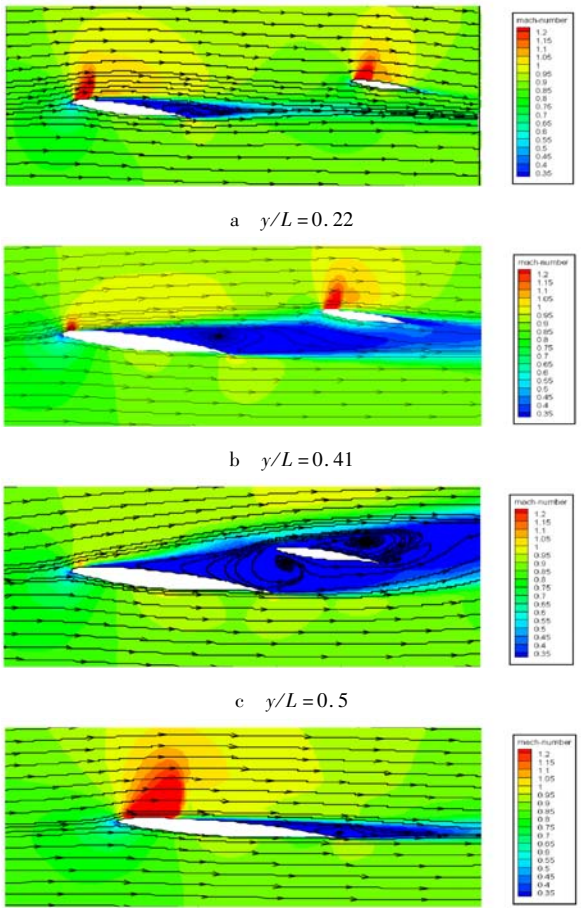
对于该区域,全机失速,升力系数逐渐达到最大;俯仰力矩系数随迎角的增大产生严重上仰.

图 9 是当 $\alpha=10°$ 时,机翼展向各截面流线图. 可见,此时前翼外侧已发生分离;前翼内侧 $y/L=0.22\sim0.5$ 截面均已发生分离,前翼内侧分离区范围沿展向和弦向继续增大. 后翼仍然是翼根及中段区域为附着流,翼尖区域处于前翼分离的尾流区,与前翼局部分离区时规律一致,但处于前翼分离尾流区内的区域增大.

图 10 是当 α 为 8° 和 10° 时,前后翼的截面法

向力系数和截面俯仰力矩系数的展向分布曲线.

图 10 可见,当 $\alpha = 10°$时,对于前翼内侧,随着前翼分离区域沿展向和弦向的增大,$y/L = 0.22 \sim 0.5$ 的区域的截面法向力系数和俯仰力矩系数相对于$y/L = 0.11$ 截面大幅减小,对于 $y/L = 0.41 \sim 0.5$ 的区域已达到失速;对于前翼外侧,由于前翼分离,其截面法向力系数减小、俯仰力矩系数增大. 对于后翼,处于前翼分离尾流区的 $y/L = 0.41 \sim 0.5$ 区域的截面法向力相对于附着流区域的 $y/L = 0.11$ 截面大幅减小. 与 $\alpha = 8°$时相比,后翼各截面截面法向力系数均减小,截面俯仰力矩系数增大.



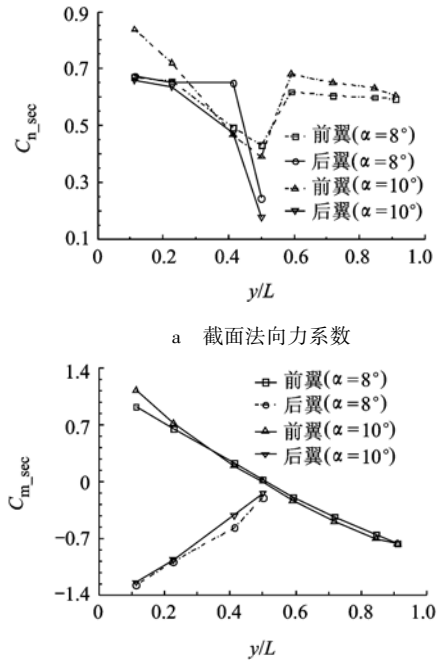
a $y/L = 0.22$

b $y/L = 0.41$

c $y/L = 0.5$

d $y/L = 0.72$

图 9 当 $\alpha = 10°$时机翼展向各截面流线图($Ma = 0.75$)



a 截面法向力系数

b 截面俯仰力矩系数

图 10 当 $\alpha = 8°$和 10°时前/后翼各截面气动力沿机翼展向分布曲线($Ma = 0.75$)

综上所述,当 $\alpha = 10°$时,随着前翼分离区域的增大,后翼已失速,后翼升力系数随迎角急剧减小,导致后翼提供的低头力矩急剧减小,从而引起全机俯仰力矩系数的增大,产生严重上仰.

3 结 论

1)该亚声速联翼布局飞机的俯仰力矩系数随迎角的增大存在比较严重的非线性变化特性,计算结果与实验结果吻合,计算方法得当.

2)揭示了该联翼布局飞机俯仰力矩系数随迎角增大呈现出强非线性变化的流动机理,即前翼流动分离不仅引起前翼气动效率的降低,更重要的是引起处于前翼流场下游的后翼气动效率的大幅降低,而后者对于全机俯仰力矩随迎角所表现出的非线性变化特性起到了决定性的作用.

3)根据前翼流动状态及其对应的全机俯仰力矩变化规律,将全机流场分为附着流、前翼局部分离和前翼完全分离 3 种典型状态,并对每个分区的前/后翼流场干扰特性及其引起的全机俯仰力矩的变化特性进行了比较详细的分析,给出了干扰规律,分析了全机俯仰力矩随迎角变化呈现出的非线性变化特性.

参考文献(References)

[1] Wolkovitch J. The joined wing: an overview journal of aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(3): 161 – 178

[2] Bond V L, Canfield R A. Joined-wing wind-tunnel test for longitudinal control via aftwing twist[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1481 – 1489

[3] 李光里,李国文,黎军,等. 连接翼布局气动特性研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(4):513 – 518
Li Guangli, Li Guowen, Li Jun, et al. The aerodynamics investigation of the joined wing configuration[J]. Aerodynamic Science, 2006, 24(4): 513 – 518(in Chinese)

[4] CharleT, Gregory S. Comparsion of computational and experimental studies for a joined wing aircraft[R]. AIAA 2002-0702, 2002

(编 辑:文丽芳)