

机翼前掠过程气动中心变化规律

张冬, 胡孟权, 王旭, 吴章沅

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 基于一种滑轨式变前掠翼布局飞行器,采用三维 N-S 控制方程的有限体积法离散格式,对不同状态下飞行器的气动中心进行数值计算,得到了变前掠翼布局飞行器气动中心的位置。在相同马赫数下,总结了变前掠翼布局飞行器气动中心随前掠角的变化规律;在相同前掠角下,总结了变前掠翼布局飞行器气动中心随马赫数的变化规律。通过机体表面压力云图以及机翼截面压力系数分布图,分析了变前掠翼布局飞行器气动载荷分布,总结了引起气动中心变化的原因。结果表明:在相同马赫数下,气动中心随前掠角的增大,先少量后移再较大前移;在相同前掠角下,随着飞行马赫数的增大,气动中心均向后移动,移动量在可接受范围内;选取合适的任务模式,可使气动中心仅在小范围移动。

关键词 变前掠翼;气动中心;有限体积法;前掠角;数值仿真

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.04.001

中图分类号 V221 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)04-0001-04

A Study of the Change Regulation of Aerodynamic Center with the Wing Sweeping Forward

ZHANG Dong, HU Mengquan, WANG Xu, WU Zhangyuan

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to research the change regulation of aerodynamic center based on a variable forward-swept wing (VFSW) configuration with a slide way sweeping, by adopting a format of N-S control equations with the method of finite volume method, the aerodynamic center on the VFSW configuration under different conditions is numerically simulated, and the location of the aerodynamic center is obtained. The change regulation of aerodynamic center with the sweep angle in the same Mach number and the change regulation of aerodynamic center with Mach number at the same sweep angle are summarized. The corresponding reason is analyzed through surface pressure contour over configuration and pressure coefficient on the wing. The results show that the aerodynamic center moves backward slightly and then reverses heavily with the increase of sweep angle in the same Mach number. With the increase of flight Mach number, the aerodynamic center moves forward in a tolerance interval at the same sweep angle. When the VFSW configuration executes corresponding missions, this makes an aerodynamic center moveable in a small scale.

Key words: variable forward-swept wing; aerodynamic center; finite volume method; sweep angle; numerical simulate

收稿日期:2014-12-04

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11402301);航空科学基金资助项目(20110596007)

作者简介:张冬(1990-),男,四川遂宁人,硕士生,主要从事飞行器设计及气动仿真研究.E-mail:641713924@qq.com

引用格式:张冬,胡孟权,王旭,等.机翼前掠过程气动中心变化规律[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(4):1-4. ZHANG Dong, HU Mengquan, WANG Xu, et al. A Study of the Change Regulation of Aerodynamic Center with the Wing Sweeping Forward[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(4): 1-4.

变前掠翼布局融合平直翼的高气动效率、前掠翼的大迎角高机动性和菱形翼的高速低阻等特性,使得飞行器在亚、跨和超声速状态下均能获得良好的气动性能^[1]。在机翼变掠过程中,气动中心沿飞行器的纵轴移动,会引起飞行器的纵向静稳定度发生很大变化。对于变后掠飞机,当飞行速度由亚声速变为超声速时,一方面,由于激波出现,气动力分布后移;另一方面,飞机由小后掠角变掠到大后掠角时,气动中心也会向后移动。两方面后移效果叠加,使变后掠飞机超声速纵向静稳定度增大到不可接受的程度,这是变后掠飞机发展的重大障碍^[2]。对于变前掠布局飞行器,情况正好相反,增大前掠角,气动中心前移,会抵消一部分因飞行马赫数增加所造成的气动中心的后移量,使得变前掠翼布局飞行器不会面临变后掠飞机那样棘手的问题,这也是变前掠布局的一大优势所在。

本文通过计算变前掠翼布局飞行器5种构型在3种不同飞行马赫数下气动中心的位置,分析总结了气动中心的变化规律及原因。

1 计算模型及网格

1.1 模型

本文计算模型在保持机身不变的情况下,严格按布置在机身上的滑轨滑动生成前掠角 $\Lambda = 0^\circ$ 、 25° 、 50° 、 75° 、 90° 的5种构型飞机,方案设计见图1。机身长度为17 m,在平直翼状态下展弦比为7,在菱形翼状态下机翼前缘后掠角为 65° ,以参考重心为原点,参考重心选取在平直翼状态时的机翼前缘处,并假设参考重心不随掠角变化。

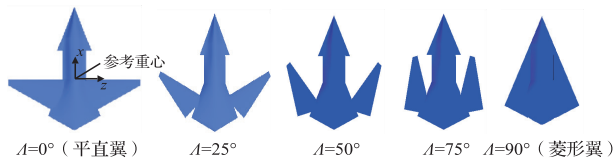


图1 不同前掠角下机翼结构图

Fig.1 Wing configurations with variable forward-swept angle

1.2 网格

考虑到模型的几何对称性,本文各状态模型在计算时均采用半模,并采用结构网格,图2为 25° 前掠角构型时的网格示意图。网格划分时,边界层内第1层网格高度控制在0.001 mm, y^+ 值控制在0~1之间,以满足飞机表面粘性边界层的计算要求^[3],各模型网格数量控制在 $3 \times 10^6 \sim 4 \times 10^6$ 之间。

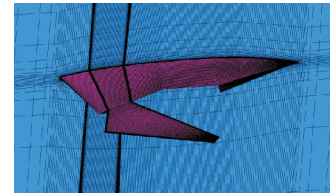


图2 机翼表面网格示意图

Fig.2 Sketch of wing surface grids

2 控制方程与离散

采用无热源的三维 Navier-Stokes 方程进行数值模拟,在直角坐标系中,定义速度分量 u_1, u_2, u_3 ,无热源的三维 Navier-Stokes 方程守恒形式^[4]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)通矢量项; \mathbf{f}_v 为粘性(耗散)通矢量项。

控制方程采用有限体积法离散,对流项选用二阶迎风差格式离散^[5]。物面为无滑移壁面条件,远场条件为压力远场,采用 SST 湍流模型,计算残差收敛精度为 10^{-5} 。

3 计算结果与分析

在变掠过程中,机翼的平均空气动力弦长在不断变化,本文直接给出气动中心离参考重心距离的绝对值,以指向机头方向为正,计算结果见表1。

表1 气动中心离参考重心距离计算结果

Tab.1 The results of the distance between aerodynamic center and center of gravity (m)

Λ	0.2Ma	0.7Ma	0.8Ma	0.9Ma	1.1Ma	1.3Ma
0°	0.128	0.005	-0.098	-0.212	-0.923	-1.057
25°	-0.225	-0.341	-0.477	-0.556	-0.981	-1.173
50°	-0.234	-0.421	-0.708	-0.581	-0.932	-0.965
75°	0.923	0.751	0.611	0.502	-0.315	-0.498
90°	1.331	1.201	1.045	0.924	-0.082	-0.136

3.1 气动中心随前掠角变化规律分析

如图3所示,在相同马赫数下,从 $\Lambda = 0^\circ$ (平直翼)构型变掠到 $\Lambda = 90^\circ$ (菱形翼)构型的过程中,气动中心先后移再前移。当前掠角在 $0^\circ \sim 50^\circ$ 变化时,气动中心变化较为缓和,移动量在0.7 m以内,尤其是前掠角由 25° 变化到 50° 时,气动中心移动量仅在0.23 m内变化;当前掠角在 $50^\circ \sim 90^\circ$ 变化时,气动中心变化较为剧烈,最大移动量达1.75 m,是前掠角在 $0^\circ \sim 50^\circ$ 变化时所产生移动量的2.5倍。造成以上变化的原因,主要是由于变掠过程中机翼表面

气动力分布发生改变。图 4 为 0.2 Ma 时各构型上翼面压力分布,前掠角由 0°变化到 25°的过程中,靠近翼梢部分的翼面越过参考重心向前移动,与此同时,翼根沿布置在机身上的滑轨移动,带动靠近翼根部分的翼面后移,因而气动中心向后有少量的移动。当前掠角从 25°变化到 50°时,气动中心移动量很小,这说明翼梢部分翼面前移和翼根部分翼面后移使得气动中心前后移动的效果相互作用,趋于平衡。当前掠角从 50°变化到 90°时,靠近翼梢部分的翼面明显前移,而此时靠近翼根部分的翼面移动量减小,在后期变掠过程中甚至出现前移,故整个机翼翼面积向前有很大的移动量,气动力随之前移,因而气动中心有较大前移。

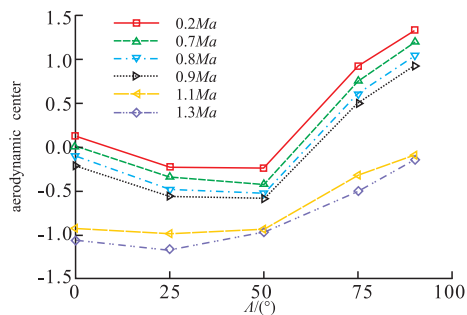


图 3 气动中心位置与前掠角的关系

Fig.3 Relationship between aerodynamic center and sweep angle

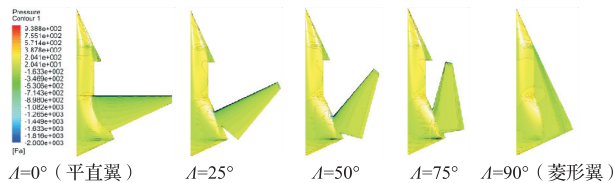


图 4 各构型上翼面压力分布图(Ma = 0.2)

Fig.4 The upper surface pressure contour on different configurations(Ma = 0.2)

3.2 气动中心随马赫数变化规律分析

图 5 反映了气动中心随飞行马赫数的变化趋势。随着飞行马赫数的增大,气动中心均向后移动。图 6 显示了在 0.2Ma、0.8Ma 和 1.3Ma 下,平直翼构型展向剖面 $z/(b/2) = 0.5$ 压力系数分布,图 7 为 25°前掠角构型机体上表面压力云图。

从亚声速变化到跨声速时,气动中心仅有少量移动,这是因为在亚声速时,迎角增大使得机翼前部吸力区变大,所以机翼前部是引起机翼升力增大的地方,因此气动中心比较靠前, Ma 增大而流线谱变化不大,故气动中心基本不随 Ma 变化而变化;当进入跨声速区时,机翼表面局部地方出现了激波和超声速区,从机翼前缘直到局部超声速区内,吸力明显增加,因而气动中心比较靠后;从跨声速变化到超声

速时,局部激波后移,局部超声速区不断向后扩大,因而气动中心不断向后移动。前掠角 50°的构型从亚声速变化到超声速时,气动中心总体移动量较小。在计算过程中发现,前掠角 50°的构型在 0.8 Ma 左右气动中心在较小迎角下就出现波动,在求解气动中心过程中,宜取线性段的小迎角结果进行拟合,否则会出现较大偏差。

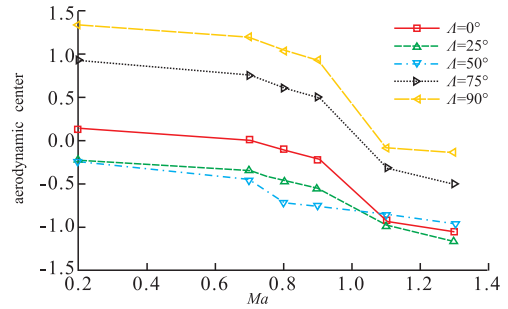


图 5 气动中心位置与马赫数的关系

Fig.5 Relationship between aerodynamic center and Mach number

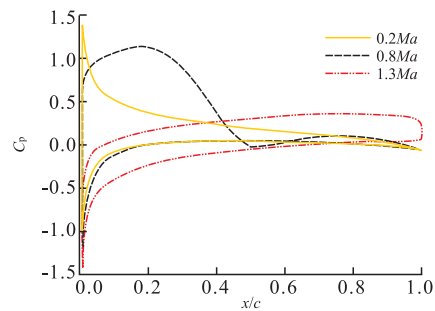


图 6 平直翼机翼截面压力系数分布 $z/(b/2) = 0.5$

Fig.6 The distribution of pressure coefficient of straight wing

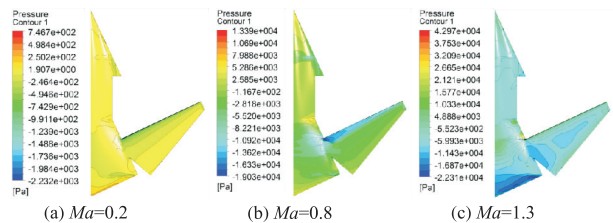


图 7 前掠角 $\Lambda = 25^\circ$ 机体上表面压力云图

Fig.7 The upper surface pressure contour on configuration with sweep angle $\Lambda = 25^\circ$

3.3 不同任务模式下气动中心位置分析

由文献[6]可知,在起飞和巡航状态,处于低、亚声速飞行,变前掠布局飞行器采用大展弦比平直机翼可以获取最大的升阻比,加大续航时间。从图 5 可以看出,在低、亚声速下采用平直翼飞行时,气动中心就在参考重心附近;在近距离格斗状态,变前掠布局采用前掠机翼,可以提高战术机动性,增强近距离作战能力,此时处于亚、跨声速飞行,从计算结果来看,在亚、跨声速阶段,采用前掠角低于 50°的构型,气

动中心在参考重心后 0.7 m 以内变化;在逃逸战区状态,变前掠布局采用菱形翼,可以充分利用其高速低阻特性,实现超声速突防的战术动作。计算结果表明,菱形翼在超声速 1.3 Ma 飞行时,气动中心在参考重心后 0.136 m 处,这对减小超声速的配平阻力非常有利。综合看来,变前掠翼布局飞行器在其各任务剖面飞行时,气动中心移动量并不大,这有利于飞行稳定性及机动性的调节与控制。

4 结论

通过对变前掠布局飞行器 5 种构型在 3 种不同飞行马赫数下气动中心的计算,总结了气动中心相应的变化规律,得到的主要结论如下:

1) 在相同马赫数下,从 0° (平直翼) 变掠到 90° (菱形翼) 的过程中,气动中心先后移再前移。前掠角在 $0^\circ \sim 50^\circ$ 变化时,气动中心移动量较小;前掠角在 $50^\circ \sim 90^\circ$ 变化时,气动中心移动量较大。

2) 随着飞行马赫数增大,气动中心均向后移动。从亚声速变化到跨声速,气动中心仅有少量移动;从跨声速变化到超声速,气动中心移动量较大。

3) 变前掠翼布局飞行器在相应的任务模式下,气动中心移动量不大。

本文探清了变前掠布局飞行器机翼在变掠过程中气动中心的变化规律,有助于飞行器配重方案的选取以及纵向静稳定性的控制,对变掠时机的选取也有一定的借鉴意义。在下一步工作中,将进行风洞实验以及模型试飞试验,以对仿真计算结果进行验证和进一步分析。

参考文献(References):

[1] 刘文法,王旭,米康.一种新的变前掠翼无人机气动

布局[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)

[2] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版社,1997:366-367.

FANG Baorui. Aircraft Aerodynamic Configuration Design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997: 366-367. (in Chinese)

[3] 于冲,王旭,董福安,等. y^+ 值对翼型气动参数计算精度的影响研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(3):25-29.

YU Chong, WANG Xu, DONG Fuan, et al. The Study of Effect on y^+ for Precision of Pneumatic Parameters about Foil [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13(3):25-29. (in Chinese)

[4] 王福军.计算流体力学分析[M].北京:清华大学出版社,2004.

WANG Fujun. The Analysis of Computational Fluid Dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)

[5] 李人宪.有限体积法基础[M].北京:国防工业出版社,2008.

LI Renxian. Fundamentals of Finite Volume Method [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)

[6] 刘文法.变前掠翼布局气动设计及流动机理研究[D].西安:空军工程大学,2010.

LIU Wenfa. The Investigation of Aerodynamic Design and Flow Mechanism for Variable Forward-swept Wing [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)

(编辑:徐敏)