头部厚度分布对飞翼布局失速特性影响研究

单继祥^{1*}, 黄勇², 张旭¹

1. 中国工程物理研究院, 总体工程研究所, 绵阳 621999;

2. 中国空气动力研究与发展中心, 高速空气动力研究所, 绵阳 621000

* E-mail: sjx637@163.com

收稿日期: 2016-09-08; 接受日期: 2017-01-20; 网络出版日期: 2017-08-18

摘要 跨音速条件下, 大后掠飞翼布局翼身厚度分布影响激波/前缘涡干扰, 进一步影响全机的失速特性. 本文采用数值模拟方法, 研究了跨音速时头部翼身厚度分布对小展弦比飞翼布局失速特性的影响规律及其对失速迎角附近激波/前缘涡干扰特性的影响. 研究结果表明, 减小机身头部厚度, 将使机身背风侧第一道激波位置后移, 激波/前缘涡干扰减弱, 涡破裂点位置后移. 将座舱位置后移10%机身长度, 可使背风侧第一道激波位置后移到后缘附近, 前缘涡破裂迎角增大4°左右, 使全机失速迎角和可用升力系数增大, 显著改善失速特性和俯仰力矩上仰特性. 同时, 将机头座舱位置后移, 有利于减小全机的航向静不稳定裕度, 提高航向静稳定性. 该研究为大后掠飞翼布局气动布局设计和流动机理分析提供基础.

关键词 飞翼布局, 小展弦比, 激波/前缘涡干扰, 翼身厚度, 数值模拟

1 引言

飞翼布局是仅由单独翼面构成的气动布局形式, 具有优良的气动、隐身性能, 特别是小展弦比飞翼布局, 具有良好的跨、超音速气动特性, 是下一代超音速战斗机优先选择的布局方式之一^[1].

对于大后掠三角翼的研究表明^[2,3], 在不大的迎角下, 三角翼背风面会产生一对稳定的前缘涡, 该涡在背风面诱导出很强的附加升力, 即前缘涡升力. 随着迎角的增大, 前缘涡逐渐增强, 涡升力逐渐增大, 提高了飞机的失速迎角, 增强了飞机的机动性. 随着迎角的继续增大, 前缘涡将出现涡破裂, 导致涡升力减小, 全机失速.

在跨音速情况下, 激波的出现将导致激波/边界层

干扰、激波/前缘涡干扰等更为复杂流动现象, 呈现出许多与亚音速不同的流动特点^[4-6]. 针对激波/前缘涡干扰的流动机理, 美国国家航空航天局(NASA)兰利研究中心和与之对应的第二次“国际涡流实验”(VFE-2)进行了大量的试验和数值模拟研究^[7-11]. 结果表明, 与亚声速时涡破裂位置随着迎角的增加而逐渐向上游移动不同, 跨音速时激波将穿过前缘涡, 导致前缘涡破裂, 涡破裂位置在很小迎角范围内由后缘突然前移30%弦长, 导致全机失速, 俯仰力矩急剧上仰. 随着迎角继续增大, 涡破裂位置缓慢前移.

李喜乐等人^[12]对第二次涡流试验(VFE-2)中的尖前缘三角翼模型的研究表明, 临界迎角时, 支架附近激波经过前缘涡, 主涡发生了破裂, 使得涡破裂位置突然向上游移动弦长的30%之多, 全机失速; 随着迎角

引用格式: 单继祥, 黄勇, 张旭. 头部厚度分布对飞翼布局失速特性影响研究. 中国科学: 技术科学, 2017, 47: 985-991

Shan J X, Huang Y, Zhang X. Effect of nose thickness distribution on the stall characteristics of low aspect ratio flying wing configuration at transonic flow (in Chinese). Sci Sin Tech, 2017, 47: 985-991, doi: [10.1360/N092016-00329](https://doi.org/10.1360/N092016-00329)

继续增大, 涡破裂位置则缓慢前移。

目前, 我国也建立了 65° 后掠角、单前缘、W型后缘的小展弦比飞翼标准模型, 并开展该飞翼布局典型跨音速气动、流动特性研究^[13,14]。李永红等人^[14]对不同翼身厚度标准模型的研究表明, 跨声速时, 在相同迎角条件下, 厚飞翼布局上翼面激波位置较薄飞翼布局更为靠前, 涡破裂迎角发生较早, 薄飞翼布局较厚飞翼布局失速迎角推迟约 8° 。

降低机身相对厚度可以明显提高飞翼布局的涡破裂迎角, 提升飞翼布局的失速特性, 但为满足机身容积需求不能完全缩减机身厚度。本文采用数值模拟方法研究了跨音速巡航马赫数下($Ma=0.9$), 翼身头部厚度分布对小展弦比飞翼模型失速特性、前缘涡破裂特性、航向气动特性影响规律, 为大后掠飞翼布局气动布局设计和流动机理分析提供基础。

2 计算模型及数值计算方法

2.1 计算模型

本文的计算模型为我国建立的小展弦比飞翼布局标准模型, 外形如图1(a)所示。该模型全长12.56 m, 展长9.45 m, 前缘后掠角 65° , W型后缘后掠角 $\pm 47^\circ$, 展弦比1.54, 对称面处翼型厚度10.0%, 外翼翼型厚度5.0%。采用变前缘半径设计。全机力矩参考点位于45%机身长度处。

图1(b)和(c)模型是在小展弦比飞翼布局标模基础上, 将座舱位置分别后移5%, 10%机身长度(c)的变头部厚度飞翼布局模型, 图2是不同头部翼身厚度分布模型在展向截面 $2y/b=0, 0.15, 0.3$ 处翼型比较, y 是展向截面位置, 即展向截面相对于对称面的距离, $b/2$ 表示半展长。其中, x/c' , z/c' 分别是翼型弦向坐标 x 、纵向坐标 z 相对于截面当地弦长 c' 归一化处理后的相对弦向位置、相对厚度。从图2中可以看出, 将座舱位置后

移, 将使飞翼模型机身部分的头部翼型厚度显著较小, 且随着座舱位置后移距离的增大, 翼型厚度减小幅度增大。在展向上, 座舱位置后移主要影响对称面附近 $\pm 20\%$ 半展长区域的翼型厚度分布, 且翼型厚度变化量沿展向逐渐减小。

2.2 数值模拟方法及网格

采用有限体积法对复杂外形绕流进行数值模拟, 控制方程采用雷诺平均N-S方程组, 空间离散方法为有限体积法, 空间无黏通量采用Roe格式进行离散, 黏性通量采用二阶中心差分格式离散, 时间项采用隐式LU-SGS方法求解。湍流模型是两方程 $k-\omega$ SST模型。为了加快收敛速度, 采用了局部时间步长和多重网格技术。

计算网格采用多块对接结构网格, 空间均采用“O”型网格, 物面均采用“H”型网格, 网格数量约800万, 附面层第一层网格 $y^+ \approx 1$ 。小展弦比飞翼布局模型计算模型表面网格和空间拓扑结构如图3所示。物面采用无滑移边界条件, 远场采用无反射远场边界条件。

2.3 计算方法验证

为了验证数值模拟方法和网格的可靠性, 对数值模拟结果和课题组在FL-24风洞(中国空气动力研究与发展中心高速所)、FD-12风洞(中国航天空气动力技术研究院)的风洞试验结果进行了比较。

图4是当 $Ma=0.9$ 、无侧滑时, 不同攻角 α 状态下小展弦比飞翼布局模型阻力系数 C_D 、升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 计算和试验结果比较。从图4中可以看出, 在中小迎角范围内, 纵向气动特性的计算结果与试验结果基本一致; 在失速迎角附近, 计算曲线也较好地模拟出前缘涡破裂导致的升力失速和俯仰力矩上仰现象, 但计算的失速迎角、可用升力系数相对于

图1 (网络版彩图)不同头部厚度分布模型比较。(a)原型;(b)头部后移模型(5% c);(c)头部后移模型(10% c)

图2 (网络版彩图)不同头部厚度分布模型展向翼型比较

图3 (网络版彩图)计算网格. (a) 壁面网格; (b) 空间网格拓扑

试验结果偏大. 这主要是因为跨音速前缘涡破裂现象是一种十分复杂的流动现象, 受来流湍流度、支架干扰、洞壁干扰等诸多因素影响, 即使同一试验模型在不同的风洞进行试验也不能取得一致的结果, 流动的复杂性造成了模拟结果的偏差. 但总体而言, 计算结

图4 (网络版彩图)试验与计算结果比较($Ma=0.9$). (a) $C_D \sim \alpha$; (b) $C_L \sim \alpha$; (c) $C_m \sim C_L$

果与试验结果的流动规律完全吻合, 计算结果可信. 同时, 结果表明涡破裂现象的复杂性.

3 计算结果与分析

3.1 减小头部翼身厚度对失速特性影响

首先研究了头部翼身厚度分布对跨声速、超声速巡航马赫数下, 小展弦比飞翼布局纵向气动特性的影响. 图5是当 $Ma=0.9, 2.0$ 时, 不同头部翼身厚度分布飞

图5 (网络版彩图)不同头部厚度分布模型纵向气动特性比较。(a) $C_D \sim \alpha$; (b) $C_L \sim \alpha$; (c) $C_m \sim \alpha$

翼模型纵向气动曲线比较。从中可以看出,当 $Ma=0.9$ 时,在中小迎角范围内,减小头部翼身厚度将使上表面的头部激波减弱,座舱位置变化区域的压力系数减小,从而使全机阻力系数略有减小,升力系数略有增大,俯仰力矩系数增大。当座舱位置后移10%机身长度时,零升俯仰力矩系数增大0.002左右。但在失速迎角附近,座舱位置后移将使全机失速迎角和可用升力系数增大,且升力系数和俯仰力矩系数的随迎角的变

化更为平缓,失速特性和俯仰力矩上仰特性得到大幅改善。随着座舱位置后移幅度的增大,失速迎角和可用升力系数增大幅度增加。当座舱位置后移10%机身长度时,与原型相比,失速迎角增大 4° ,可用升力系数增大0.15。减小飞翼布局头部的翼身厚度可大幅改善全机的失速特性。

当 $Ma=2.0$ 时,减小飞翼模型头部翼身厚度对全机纵向气动力的影响及其流动机理与跨音速时相同,变化幅度相对较小。

在超音速时,前缘涡诱导的涡升力只占总升力的很小一部分,因此,飞翼布局模型前缘涡破裂不会导致失速,在计算迎角范围内,减小头部翼身厚度对超音速气动特性影响的规律不变。但跨音速时,在失速迎角前,前缘涡诱导的涡升力占总升力20%左右,激波诱导的前缘涡破裂将使涡升力大幅减小,导致升力失速。针对头部翼身厚度的改变对全机失速特性的改善作用,本文将通过对激波/前缘涡干扰特性的分析,对其流动机理进行了研究。

3.2 减小头部翼身厚度对涡破裂特性影响

对于小展弦比飞翼标模,跨音速时全机失速是由激波诱导前缘涡破裂造成的。座舱位置的后移使失速迎角增大,最大可用升力系数增加。本文针对头部厚度减小对失速特性的以上改善作用开展了流动机理研究。

图6是当 $Ma=0.9$ 时,不同头部厚度分布飞翼模型前缘涡破裂点位置比较。其中,涡破裂点位置为涡轴涡量突然下降到零处的轴向位置。从图6中可以看出,

图6 (网络版彩图)不同头部厚度分布飞翼模型前缘涡破裂点位置比较($Ma=0.9$)

将座舱位置后移5%机身长度, 对前缘涡破裂迎角无影响, 但将使前缘涡破裂点前移幅度减小10%机身长度, 从而使全机升力系数增大; 将座舱位置后移10%机身长度, 可使前缘涡破裂点推迟到模型后缘, 从而使前缘涡破裂迎角增大 4° , 使全机失速迎角、可用升力增大。

图7是当 $Ma=0.9$, $\alpha=18^\circ$ 时, 不同头部厚度分布飞翼模型背风侧激波面和空间流线图比较。从图7中可以看出, 与原型相比, 将座舱位置后移5%机身长度时, 飞翼布局背风侧的流动特性基本不变, 翼身的第一道激波诱导了前缘涡的破裂。但头部翼身厚度的减小将使背风侧第一道激波的位置后移5%机身长度, 前缘涡的破裂点也随之后移5%机身长度, 使后移区域内吸力增加, 前缘涡升力增大, 从而使全机升力系数增大, 失速程度减弱。

当座舱位置后移10%机身长度时, 背风侧由原始模型时的两道激波减少为一道激波, 该激波位于原始模型两道激波之间。同时, 该激波同样穿过了前缘涡涡核, 但从涡核处流线可以清晰地看出, 前缘涡未发生破裂。涡破裂点的后移将使涡升力系数继续增加, 失速迎角增大。

总之, 将座舱位置后移, 减小机头厚度, 将使机身背风侧的第一道激波位置后移, 激波/前缘涡干扰减弱, 导致涡破裂点后移, 甚至涡破裂迎角增大, 从而提高了失速迎角, 增大了可用升力, 改善了失速特性。

3.3 减小头部翼身厚度对航向稳定性影响

对于该种小展弦比飞翼布局战斗机, 由于机翼展弦比小, 机身厚度较大, 因此, 该类飞翼布局主要由机身提供偏航力矩。由于该小展弦比飞翼标模座舱位置较为靠前, 提供了较大的航向静不稳定力矩。因此, 改变座舱位置, 对全机的偏航力矩特性也将产生影响。

图8是 $Ma=0.9$, 侧滑角 $\beta=5^\circ$ 时, 不同头部厚度分布飞翼模型偏航力矩系数 C_n 比较。从图8中可以看出, 将座舱位置后移, 可使全机偏航力矩系数增大, 静不稳定裕度减小, 且其随着座舱位置后移幅度的增大而线性增大。当 $\alpha=0^\circ$ 时, 将座舱位置后移10%机身长度可使全机航向静不稳定裕度减小14%, 提高全机航向性能。

图7 (网络版彩图)不同头部厚度分布飞翼模型背风侧激波面和空间流线图比较($Ma=0.9$, $\alpha=18^\circ$). (a) 原始模型; (b) 头部后移模型(5%); (c) 头部后移模型(10%)

4 总结

本文采用数值模拟方法研究了跨声速时小展弦比飞翼布局失速迎角附近的激波/边界层干扰流动, 分

图8 (网络版彩图)不同头部厚度分布飞翼模型偏航力矩系数比较($Ma=0.9, \beta=5^\circ$)

析了机头处翼身厚度对飞翼布局失速特性和流动特性的影响。结果表明: 将座舱位置后移, 可使背风侧第一道激波位置后移, 激波/前缘涡干扰减弱, 使涡破裂点后移, 甚至涡破裂点位置推迟到后缘位置, 从而增大涡破裂迎角, 使全机失速迎角和可用升力系数增大, 显著地改善失速特性和俯仰力矩上仰特性。随着座舱后移量的增大, 其改善效果逐渐增强。同时, 将座舱位置后移, 可使全机偏航力矩系数增大, 静不稳定裕度减小, 且其随着座舱位置后移幅度的增大而线性增大。当 $\alpha=0^\circ$ 时, 将座舱位置后移10%, 可使全机航向静不稳定裕度减小14%, 改善全机的航向性能。通过本文的研究可为大后掠飞翼布局气动布局设计和流动机理分析提供基础。

参考文献

- Roman D, Allen J B, Liebeck R H. Aerodynamic design challenges of the blended-wing-body subsonic transport. In: 18th Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, 2000, AIAA2000-4335
- 阎超, 李亭鹤, 黄贤禄. 三角翼上分离及涡流的数值模拟. 力学进展, 2001, 31: 227-244
- 王运涛, 张玉伦, 王光学. 三角翼布局气动特性及流动机理研究. 空气动力学学报, 2013, 31: 554-558
- 焦瑾, 杨永, 李喜乐. 基于DES方法的三角翼激波/涡干扰流场数值模拟. 航空计算技术, 2010, 40: 72-77
- Schiavetta L A, Boelens O J, Crippa S, et al. Shock effects on delta wing vortex breakdown. J Aircraft, 2009, 46: 903-914
- Erickson G E, Rogers L W. Experimental study of the vortex flow behavior on a generic fighter wing at subsonic and transonic speeds. In: 19th AIAA, Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences. 1987, AIAA 87-12
- Konrath R, Klein C, Schröder A. PSP and PIV investigations on the VFE-2 configuration in sub- and transonic flow. Aerosp Sci Technol, 2013, 24: 22-31
- Hummel D J. The international vortex flow experiment 2 (VFE-2): Background, objectives and organization. Aerosp Sci Tech, 2013, 24: 1-9
- Fritz W. Numerical simulation of the peculiar subsonic flow-field about the VFE-2 delta wing with rounded leading edge. Aerosp Sci Technol, 2013, 24: 45-55
- Luckring J M, Hummel D. What was learned from the new VFE-2 experiments. Aerosp Sci Technol, 2013, 24: 77-88
- Konrath R, Schroder A, Kompenhans J. Analysis of PIV results obtained for the VFE-2 65 degree delta wing configuration at sub- and transonic speeds. In: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings. 2006, AIAA2006-3003
- 李喜乐, 杨永, 张强, 等. 绕跨声速三角翼的激波/涡干扰流场数值模拟. 航空学报, 2013, 34: 750-761
- 苏继川, 黄勇, 钟世东, 等. 小展弦比飞翼跨声速典型流动特性研究. 空气动力学学报, 2015, 33: 307-312
- 李永红, 黄勇, 王义庆, 等. 翼身相对厚度对小展弦比飞翼布局跨声速气动特性及流动机理的影响研究. 空气动力学学报, 2015, 33: 302-306
- Jobe C E. Vortex breakdown location over 65° delta wings empiricism and experiment. Aeronaut J, 2004, 108: 475-482

Effect of nose thickness distribution on the stall characteristics of low aspect ratio flying wing configuration at transonic flow

SHAN JiXiang¹, HUANG Yong² & ZHANG Xu¹

¹*Institute of System Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China;*

²*High Speed Aerodynamic Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China*

The wing wing-body thickness of the highly swept flying wing configuration has great influence on the shock-leading edge vortex interaction at transonic speed, which would make significant effect on the stall characteristics. The effects of the nose thickness on the stall characteristics and heading characteristic of the low aspect ratio flying wing configuration are analyzed in simulated method and the flow mechanism is also studied. The results show that to decrease the nose thickness would make the position of the first shock wave and the breakdown position move back and the shock-leading edge vortex interaction will be weakened. To make the nose move back 10%*c*, the first shock wave in the leeward side will move back and it can delay the vortex breakdown by an angle 4°, which makes the stall angle and available lift coefficient increase. It would significantly improve the stall characteristics and the pitching moment characteristics. To decrease the thickness in nose also can make the heading static instability margin which would improve the heading performance. This study is useful reference for the layout design and flow mechanism of the low aspect flying wing configuration.

flying wing configuration, low aspect ratio, shock-leading edge vortex interaction, wing-body thickness effect, CFD

doi: 10.1360/N092016-00329