

文章编号: 0258-1825(2004)03-0481-05

三角翼大迎角绕流数值模拟中 网格的影响研究

刘刚^{1,2}, 周铸², 黄勇², 陈作斌²

(1. 西北工业大学, 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 在大迎角条件下的数值模拟, 计算的结果往往是要受多方面因素的综合影响。本文对三角翼大迎角的定常绕流进行一系列数值模拟, 详细研究了计算网格等因素对模拟结果的影响。得到了一些有益的结论。

关键词: 大迎角绕流; 三角翼; 计算流体力学

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

0 引言

飞机或者导弹在作大迎角飞行时会出现许多与分离、旋涡和非定常有关的空气动力学问题, 流动结构与状态对来流条件、外形等非常敏感。这给大迎角风洞试验带来新的困难: 一是时间长, 费用高; 二是流场复杂, 许多因素互相影响, 需要相当高的实验检测技术。相比之下, CFD 技术具有时间少, 费用低的优势, 能有效地模拟飞行器的流场和气动特性。

具有尖前缘的后掠角较大的三角翼, 在前缘处会形成自由涡层型三维分离。由前缘分离而形成的由前缘卷起的集中脱体涡, 能在相当大迎角范围内, 提供比附着流升力高得多的涡升力, 所以现在, 对稳定的强大的脱体涡系的应用发展, 已成为当代高速战斗机和高速运输机获得高性能的主要气动手段之一。同时, 当迎角增加到一定值时, 翼面脱体涡会破裂而且破裂点在翼面上会移动。随着翼面脱体涡破裂的发生及前移, 涡升力将达到极限, 翼面绕流将接着进入气流全面分离而失速。所以, 在大迎角条件下, 研究这些集中涡的形成、位置、强度、互相干扰和破裂等演化规律以及对机翼气动力影响, 是气动力学重要的课题, 也对计算网格、湍流模型和解算器的品质提出了更高的要求。本文通过对三角翼大攻角的定常绕流进行了一系列数值模拟, 研究了计算网格因素对模拟结果的影响。得到了一些有益的结论。

1 数值方法和计算网格

在有限体积法的框架里, 显式部分对流项用中心差分离散, 加二、四阶人工耗散避免奇偶失联和波前振荡, 同时为减少边界层中人工耗散的影响, 根据地马赫数做如下修正:

$$f(M) = (M/M_\infty)^2$$
$$\epsilon_{j+1/2}^{(2)} = k_2 f(M) \max(r_{j+1}, r_j)$$
$$\epsilon_{j+1/2}^{(4)} = \max(0, k_4 f(M) - \epsilon_{j+1/2}^{(2)})$$

粘性项同样用中心差分离散, 忽略交叉导数项。隐式部分用一阶迎风离散和近似 LU 分解。做定常计算。湍流模型采用多块 B-L 代数模型。

物面采用壁面无穿透, 远场根据一维特征线理论采用无反射的统一的边界条件^[1]。

基本外形选用了 S. Gortz 等人采用的 70° 后掠三角翼^[2], 它被广泛用于实验研究中, 其根弦长度为 762mm, 尾缘处半展长为 277.3mm, 翼身 12.7mm, 前后缘 25° 斜角。如图 1 所示。为了观察几何外形对气动力的影响, 把它分别与双面斜角和无厚度的三角翼外形作了比较计算。

针对给出的几何外形, 我们生成了多套网格来进行了数值试验。就网格的拓扑结构来讲, 主要采用了以下三种(以下给出的网格均为半三角翼)。(1) C-H 型, 网格分为 10 块, 共有 1 515 904 个网格点。(2) C-O 型, 网格分为 4 块, 共有 640 256 个网格点。(3) O-H

* 收稿日期: 2003-05-27; 修订日期: 2003-12-10。

作者简介: 刘刚(1964-), 男, 湖南涟源市人, 研究员, 研究方向: 飞行器总体布局及飞行性能与评估。

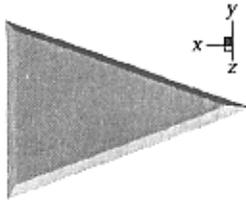


图 1 三角翼几何外形
Fig.1 Delta wing geometry



图 2 C-H 型网格物面示意
Fig.2 C-H type surface grid



图 3 C-O/O-H 型网格物面示意
Fig.3 C-O/O-H type surface grid

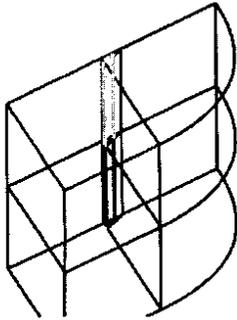


图 4 C-H 型网格空间结构
Fig.4 C-H type space grid

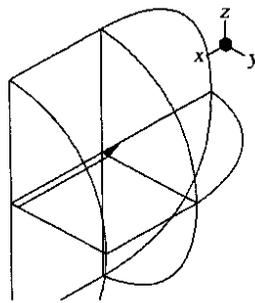


图 5 C-O 型网格空间结构
Fig.5 C-O type space grid

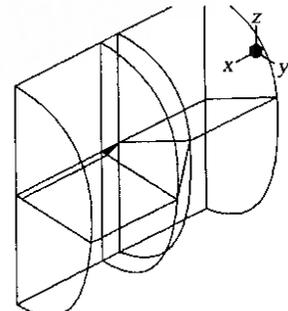


图 6 O-H 型网格空间结构
Fig.6 O-H type space grid

型网格分为 4 块,共有 802 944 个网格点。图 2-图 3 是翼表面网格分布示意图,图 4、图 5、图 6 是网格的空间结构示意图。

2 计算结果与分析

计算的来流条件取为:马赫数 $Mach = 0.1615$,雷诺数 $Re = 1.5 \times 10^6$ (基于根弦长度)。迎角 $\alpha = 35^\circ$ 。如未注明,计算则都是针对半展长三角翼进行,这对于研究各种因素对计算结果的影响和旋涡的基本形态是有效的。

2.1 几何外形

表 1 给出了 C-H 网格, Euler 方程三种不同外形的计算结果。可以看到,计算的结果对外形的变化是灵敏的,该结果说明实验模型的加工精度对实验结果的影响是值得关注的。

表 1 几何外形的影响

Table 1 Influence of geometry

外形	C_{my}	C_d	C_l
无厚度	-0.3450	0.3899	0.5359
单面斜角	-0.4412	0.4582	0.6499
双面斜角	0.3873	0.3994	0.5969

2.2 远场边界位置的影响

为了确定远场边界位置的影响,我们应用 O-H 网格对湍流绕流作了以下几组数值试验。

表 2 远场边界的影响

Table 2 Influence of far field boundary

	C_{my}	C_d	C_l
5 倍弦长	0.3736	0.4041	0.5564
10 倍弦长	0.3370	0.3785	0.5195
前后 10 倍/其余 5 倍	0.3424	0.3805	0.5225
后 10 倍/其余 5 倍	0.3473	0.3824	0.5239

从表 2 可以看到,在三角翼的后部流动影响较大,取 10 倍和 5 倍根弦长度得到的结果差别较明显,而其余几个方向上,两种情况差别很小。

2.3 网格拓扑结构的影响

从表 3 可以看出(湍流),计算网格的拓扑结构对计算结果也有明显的影响。其中,C-H 型和 C-O 型网格的结果较为吻合,而 O-H 型网格的计算结果差别较大。一般认为,O 型网格能有效地节约网格数目,提高计算效率,但引进了奇性轴,可能使得解的质量下降,而 H 型网格在模拟的准确性上更有优势。

表 3 网格拓扑结构的影响

Table 3 Influence of grid topology

计算网格	C_{my}	C_d	C_l
O-H	0.3736	0.4041	0.5564
C-H	0.3198	0.3588	0.4926
C-O	0.3142	0.3618	0.4939

2.4 物面网格距离的影响

进行粘性的数值模拟时,物面网格,尤其是第一层网格距物面的距离对计算结果重要,我们也作了一组数值试验,表 4 给出了物面第一层网格分别距物面距离为 10^{-4} , 10^{-5} 和 10^{-6} 根弦长度时的计算结果,可以看出 $(\Delta y)_1/c$ 在 10^{-5} 至 10^{-6} 量级时,得到的气动系数结果较为稳定。

表 4 物面网格距离的影响

Table 4 Influence of surface grids distance

$(\Delta y)_1/c$	C_{my}	C_d	C_l
10^{-4}	0.3430	0.3791	0.5287
10^{-5}	0.3198	0.3588	0.4926
10^{-6}	0.3210	0.3591	0.5032

2.5 网格分布的影响

大迎角条件下的计算,除了要准确模拟边界层外,对卷起的集中涡的模拟同样重要,而脱体涡离边界层还有一定距离,为了准确描述涡的运动,尤其是涡破裂的位置等性状,需要在边界层外部也适当加密,表 5 给出了将网格重新分布后(不影响空间结构)的结果比较。可以看到,网格变化对计算结果也有影

响,这也使得数值模拟中对网格的数目要求更高。

表 5 网格分布的影响

Table 5 Influence of grid distribution

	C_{my}	C_d	C_l
初始网格	0.3198	0.3588	0.4926
修正后网格	0.3310	0.3476	0.4837

为了证明本文数值模拟的正确性,这里我们计算了一个根弦长 523.5mm,展长 381.0mm,厚度 12.7mm,前后缘 25° 斜角双面倒角的半展长三角翼,来流条件为: $Mach = 0.16$, $Re = 1.97 \times 10^6$ 。

图 7-图 8 给出了该外形的升、阻力系数随迎角的变化曲线与 Soltan^[3] 等的实验结果比较,计算网格是采用的 O-H 型。从图中可以看到,计算得出的升、阻力系数随迎角的变化和实验值是基本符合的,另一方面,用 Euler 方程得出的升、阻力在 40° 时和实验值差别较大,也就是说,无粘的物理模型不能准确模拟最大升力或失速现象,而这是大迎角三角翼流动模拟的一项重要内容,所以,此时应当基于粘性模型来进行计算。图 9-图 10 是在 35° 时分别基于无粘 Euler 方程模型和湍流计算得到的背风区物面流线图,差别明显,湍流的结果清楚地显示了二次、三次分离线和再附线的位置,而用 Euler 方程模拟的结果则观察不到二次涡现象,迎风区的物面流线差别不大。

图 11-图 12 分别给出了用无粘模型和湍流模型得到的涡心轴向速度分布,呈 arc-type 和 peak-type 两种形态。可以看到,二者都能模拟出涡的破裂行为,在 $x = 200mm$ 附近,涡的轴向速度陡然下降,可以认为在该处出现涡破裂,可以看到,无粘模型得到的破裂点位置稍微靠上游一些。图 13 描述的是空间的流

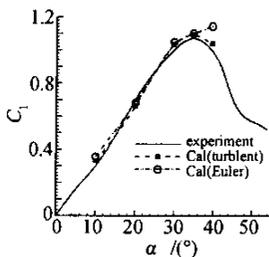


图 7 升力系数和实验值比较

Fig.7 Comparison of

升力系数和实验值比较

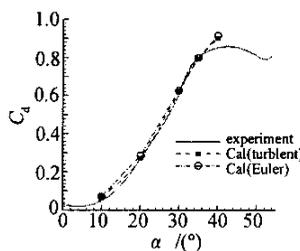


图 8 阻力系数和实验值比较

Fig.8 Comparison of

阻力系数和实验值比较



图 9 背风区物面流线(无粘)

Fig.9 Lee side surface

streamlines(inviscid)

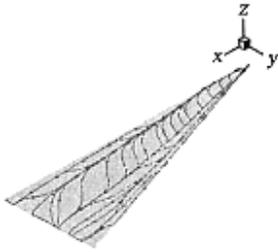


图 10 背风区物面流线(湍流)
Fig. 10 Lee side surface streamlines(turbulence)

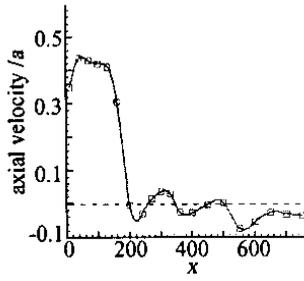


图 11 涡心轴向 u 分布(无粘)
Fig. 11 Axial velocity along vortex core (inviscid)

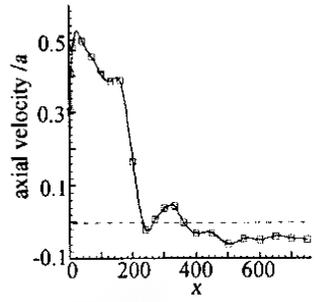


图 12 涡心轴向 u 分布(湍流)
Fig. 12 Axial velocity along vortex core (turbulence)

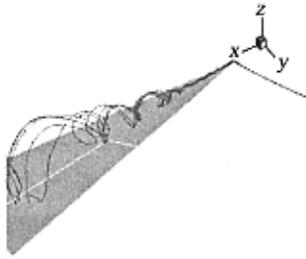


图 13 空间流线
Fig. 13 Space streamlines

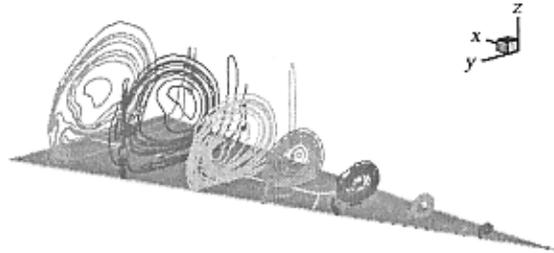


图 14 不同截面总压等值线
Fig. 14 Total pressure contours in different sections

线,可以看到其螺旋型运动轨迹。图 14 给出了典型的截面总压等值线分布,从等值线的数值上看,流场中在物面和旋涡附近,尤其在涡心处,总压损失较大,而在其余区域基本不变。

3 初步结论

本文通过一系列数值试验,在给出的解算器框架内,重点讨论了三角翼计算中网格因素对计算结果的影响,得到了以下的初步结论:

- (1) 计算结果对几何外形(厚度和倒角情况)的变化是灵敏的,计算中不能对外形随意简化,单面斜角对提供升力是有利的;
- (2) 三角翼后部的尾流区对气动影响较大,计算区域的远场边界位置应当适当取大,本文建议取 10 倍根弦长,而在其余方向取 5 倍根弦长;
- (3) 网格的拓扑结构对计算结果影响显著,H 型网格较费网格,但在模拟的准确性上有优势;
- (4) 物面第一层网格的距离,当 $(\Delta y)_1/c$ 在 10^{-5} 至 10^{-6} 量级时,得到的气动力系数结果较为稳定;
- (5) 除物面网格外,旋涡附近的网格质量也对结果影响较大,需要合理地分配网格;
- (6) 通过一组和实验值的比较,证明计算的结果

基本是可靠的,在小迎角下,不同物理模型得到的气动力系数基本一致,但 Euler 方程不能准确模拟最大升力或失速现象;

需要指出的是,在大迎角条件下的数值模拟,计算的结果往往是要受多方面因素的综合影响,不能根据某几个特定的算例就判定某套网格系统或某种数值方法的优劣。接下来的工作中,还要在这方面作进一步的研究,另外,在湍流模型方面的工作还有待加强^[4]。

参 考 文 献:

- [1] 张玉伦,陈汝贤,余涛,陈作斌. 实用外形亚、跨、超声速流场数值模拟研究. 空气动力学学报, 1995 .01.
- [2] GORTZ S, RIZZI A, Computational study of vortex breakdown over swept delta wing [R], AIAA Paper 99-3118.
- [3] GORTZ S, RIZZI A, Computing the high-alpha aerodynamics of delta wings evaluation and analysis [R], AIAA Paper 01-0115.
- [4] MURMAN S M, CHADERJIAN N M, Application of turbulence models to separated high-angle-of-attack flows [R], AIAA Paper 98-4519.

Grid influence in computing the high-alpha aerodynamics of delta wings

LIU Gang^{1 2}, ZHOU Zhu², HUANG Yong², CHEN Zuo-bin²

(1. Northwestern polytechnical University, Xi'an 710072, China ;

2. China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract : Numerical investigation of the flow around delta wing at high-angle-of-attack is presented in this paper, under the consideration for characteristics of flow at large incidences and possible difficulties in numerical simulation. Effects of computational grid on numerical results are discussed in details. Experiences are accumulated for the numerical simulation of flow past complex configurations at high-alpha.

Key words : aircraft ; high angle of attack ; aerodynamic forces ; Euler/Navier-Stokes equations

(上接第 480 页)

Numerical simulations of pre-detonation ignition of pulse detonation engines

WANG Jian-ping¹, LIU Yun-feng², LI Ting-wen²

(1. College of Environmental Sciences, Peking University, Beijing 100871, China ;

2. Department of Mechanics and Engineering Science, Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract : Two-dimensional numerical simulations are performed to study pre-detonation ignition of pulse detonation engines. The effects of the way of installment and the geometry of the pre-detonators on detonation transmission are studied and discussed. The pre-detonators are installed at the close end of the main detonation tube in two basic ways : either in parallel with or perpendicular to the main detonation tube. The results indicate that the perpendicular arrangement is better than the parallel one because the reflected shock waves play an important role in detonation transmission. The results also demonstrate that the diameter ratio of the pre-detonator to the main detonation tube is a very important parameter. The length of the pre-detonator is much less important than its diameter. For the case of the same mixtures, if the diameter is smaller than the critical diameter, detonation transmission cannot be assured by increasing the length of the pre-detonation tube alone.

Key words : pulse detonation engines ; detonation ; ignition ; detonation transmission