

## 五阶 HWCNS 在低速复杂流场中的应用\*

周云龙<sup>1</sup>, 刘伟<sup>1</sup>, 董义道<sup>1</sup>, 王光学<sup>1,2</sup>, 邓小刚<sup>1</sup>

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 中山大学 物理学院, 广东 广州 510006)

**摘要:**采用五阶精度显式混合加权紧致非线性格式求解雷诺平均 NS 方程; 利用多块对接结构网格技术, 对 30P-30N 多段翼型进行网格收敛性研究。在不考虑转捩的情况下, 采用 SA 一方程湍流模型研究混合加权紧致非线性格式与二阶精度 MUSCL 格式对该翼型压力分布和典型站位速度型的影响, 并与实验结果进行对比分析。采用混合加权紧致非线性格式和 SA 一方程湍流模型模拟梯形翼高升力构型低速复杂流场, 通过对总体气动特性和压力分布的分析, 探讨五阶精度显式混合加权紧致非线性格式在低速复杂外形流动中的应用能力。结果表明, 对 30P-30N 三段翼型, 采用全湍流模拟方法可以得到较好的压力分布; 对梯形翼高升力构型, 在附着流和边界层小分离情况下混合加权紧致非线性格式有较好的模拟能力。

**关键词:**高精度格式; 混合加权紧致非线性格式; Navier-Stokes 方程; 低速流动; 湍流模型

**中图分类号:** V211.3   **文献标志码:** A   **文章编号:** 1001-2486(2016)04-001-07

## Application of fifth-order accurate HWCNS for low-speed complex flow field

ZHOU Yunlong<sup>1</sup>, LIU Wei<sup>1</sup>, DONG Yidao<sup>1</sup>, WANG Guangxue<sup>1,2</sup>, DENG Xiaogang<sup>1</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. School of Physics, Sun Yat-sen University, Guangzhou 510006, China)

**Abstract:** The fifth-order accurate explicit HWCNS (hybrid cell-edge and cell-node weighted compact nonlinear schemes) was used to solve Reynolds averaged Navier-Stokes equations. The grid convergence study of 30P-30N was performed by generating multi-block structured grids. The effects of HWCNS and the second-order accurate MUSCL on pressure distribution and velocity profiles at typical stations were studied using SA turbulence model without regarding transition, furthermore the numerical and experimental results were compared and analyzed. The trapezoidal wing was numerically simulated using HWCNS and SA turbulence model, and the application performance of HWCNS for low-speed complex configuration flows was discussed by analyzing the aerodynamic characters and the pressure distribution. Simulation results indicate that the pressure distribution of 30P-30N is simulated with the fully turbulent model accurately; as for the trapezoidal wing, HWCNS shows good simulation performance when dealing with the attached flow and small flow separation.

**Key words:** high-order accurate scheme; hybrid cell-edge and cell-node weighted compact nonlinear schemes; Navier-Stokes equations; low-speed flow; turbulence model

随着现代飞机尤其是大型民机的不断发展, 增升装置已经成为飞机不可缺少的组成部分。设计优良的增升装置可以大大增加飞机的升力, 从而改善其起飞、着陆性能 ( $Ma = 0.15 \sim 0.2$ )。例如, 对于大型双发民用机, 升力系数在相同攻角条件下增加 0.1, 等价于飞机减小了  $1^\circ$  的进场姿态, 后体着陆倾角给定时, 起落架可以缩短而使飞机减少 635 kg 的重量<sup>[1]</sup>。然而在改进飞行性能的同

时, 增升装置的引入势必增加飞机设计的复杂性, 增升装置绕流包含极为复杂的流动现象, 如边界层转捩、掺混边界层和黏性尾迹区干扰等。当攻角增大到一定程度时, 由于逆压梯度的作用, 翼型背风面的湍流边界层会迅速增厚, 在靠近尾缘处出现边界层分离, 分离涡触发形成回流区, 导致翼型升力减小、阻力增大。目前对这种低速复杂流动的机理缺乏系统认识, 因此仍要深入研究飞机

\* 收稿日期: 2015-04-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (11172325, 90716015)

作者简介: 周云龙 (1992—), 男, 河南尉氏人, 博士研究生, E-mail: zhouyunlong08@sina.com;

刘伟 (通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: fishfather6525@sina.com

增升装置的空气动力现象。

计算机硬件技术和计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 技术本身的不断完善使得数值模拟成为研究飞行器复杂流场的重要手段。目前国内外增升装置的数值模拟以二阶空间离散精度的数值算法为主,二阶精度格式虽然已经成熟,但对于许多实际工程问题仍达不到精度要求,不能很好地捕捉流动的物理特征,因此,高阶精度格式成为重要的发展方向。近二、三十年来,国内外已经发展了一系列高阶精度格式,如本质无振荡 (Essentially Non-Oscillatory, ENO)、加权本质无振荡 (Weighted Essentially Non-Oscillatory, WENO) 和紧致格式等,并应用于大涡模拟、直接数值模拟、计算气动声学 and 计算电磁学等诸多领域。邓小刚建立的五阶精度加权紧致非线性格式 (Weighted Compact Nonlinear Schemes, WCNS)<sup>[2-3]</sup> 广泛应用于数值模拟计算中,得到了令人满意的数值结果。例如,刘昕<sup>[4]</sup> 等采用显式 WCNS 和 BL 湍流模型开展了亚跨典型翼型和机翼的数值模拟;王光学<sup>[5]</sup> 等采用显式 WCNS 数值模拟了 65° 大攻角状态下的三角翼绕流,对比分析了不同规模网格和湍流模型计算得到的尖前缘三角翼复杂涡系结构及其相互作用。五阶精度显式混合加权紧致非线性格式 (Hybrid cell-edge and cell-node Weighted Compact Nonlinear Schemes, HWCNS)<sup>[6]</sup> 是在 WCNS 的基础上发展而来。在计算模板的选取上, HWCNS 在模板宽度较小的情况下可以达到和五阶精度显式 WCNS 同样的精度和基本相同的高分辨率,因此 HWCNS 较 WCNS 具有更高的计算效率。同时 HWCNS 满足几何守恒律,更适用于复杂外形的流场计算。邓小刚<sup>[6]</sup> 等采用 HWCNS 数值模拟了一维激波/湍流干扰问题和二维无黏前台阶绕流等典型算例,结果表明 HWCNS 可以很好地捕捉间断,具有很好的收敛性。

采用五阶精度显式 HWCNS 和多块对接结构网格技术求解雷诺平均的 NS 方程,选取 SA 一方程湍流模型对 30P-30N 三段翼型和梯形翼高升力构型进行全湍流数值模拟。将表面压力系数和典型站位速度型等数值结果与实验结果进行对比分析,在文献[6]的基础上进一步考查 HWCNS 在低速复杂流场中的应用能力。

## 1 控制方程及数值方法

控制方程为贴体坐标系下的雷诺平均 NS 方程:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{\partial G}{\partial \zeta} = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \zeta} \quad (1)$$

其中:  $Q$  为守恒变量;  $E, F, G$  为对流通量;  $E_v, F_v, G_v$  为黏性通量;  $t$  为时间;  $\xi, \eta, \zeta$  为贴体坐标系下三个方向的分量。

对流项采用五阶精度显式 HWCNS 进行离散,黏性项采用六阶中心格式进行离散,离散方程组求解采用 LU-SGS 方法,湍流模型采用 SA 一方程湍流模型。

以  $\xi$  方向为例,给出对流项离散的内点和边界及近边界点格式。

内点差分格式采用六阶精度混合差分格式:

$$E'_i = \frac{\alpha}{h} (\tilde{E}_{i+1/2} - \tilde{E}_{i-1/2}) + \frac{192 - 175\alpha}{256h} (E_{i+1} - E_{i-1}) + \frac{35\alpha - 48}{320h} (E_{i+2} - E_{i-2}) + \frac{64 - 45\alpha}{3840h} (E_{i+3} - E_{i-3}) \quad (2)$$

其中,  $E_i$  代表单元中心的数值通量,  $\tilde{E}_{i\pm 1/2} = E(\tilde{U}_{i\pm 1/2})$  是单元边界的数值通量,  $h$  代表单元距离。

$\alpha > 0$  为耗散参数,根据具体的流动特性调节  $\alpha$  以控制格式的耗散特性。内点插值格式采用五阶精度加权非线性插值格式,格式详细分析见文献[2]和文献[3]。因此显式 HWCNS 内点格式具有空间五阶精度。

对于  $p$  阶精度的内点格式,边界格式可以是  $p-1$  阶而不影响格式的全局  $p$  阶精度<sup>[7]</sup>。因此五阶精度显式 HWCNS 可以构造四阶精度的边界及近边界格式,以如下四阶精度混合差分格式为模板构造近边界点差分格式:

$$E'_i = \frac{\alpha}{h} (\tilde{E}_{i+1/2} - \tilde{E}_{i-1/2}) + \frac{16 - 15\alpha}{24h} (E_{i+1} - E_{i-1}) + \frac{3\alpha - 4}{48h} (E_{i+2} - E_{i-2}) \quad (3)$$

设边界节点编号为  $i=0$ ,式(3)取  $\alpha = \frac{4}{3}$  得到近边界 1 点的差分格式:

$$E'_1 = \frac{4}{3h} (\tilde{E}_{3/2} - \tilde{E}_{1/2}) - \frac{1}{6h} (E_2 - E_0) \quad (4)$$

取  $\alpha = 1$  得到近边界 2 点的差分格式:

$$E'_2 = \frac{1}{h} (\tilde{E}_{5/2} - \tilde{E}_{3/2}) + \frac{1}{24h} (E_3 - E_1) - \frac{1}{48h} (E_4 - E_0) \quad (5)$$

对近边界半节点则直接构造四阶精度的显式插值格式:

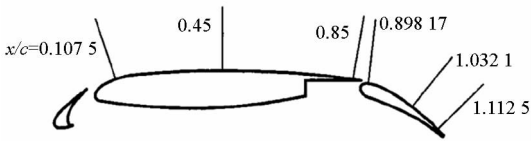
$$\begin{cases} \tilde{U}_{1/2} = \frac{1}{16} (5U_0 + 15U_1 - 5U_2 + U_3) \\ \tilde{U}_{3/2} = \frac{1}{16} (-U_0 + 9U_1 + 9U_2 - U_3) \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $U_i$  代表单元中心的物理量,  $U_{i \pm 1/2}$  代表单元边界的物理量,  $\tilde{U}$  为单元边界的守恒变量。

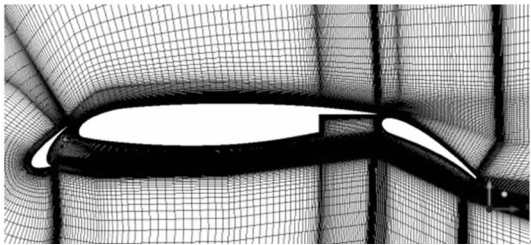
对于边界条件的处理: 壁面采用无滑移边界条件, 即  $u = v = w = 0$ ; 壁面法向压力梯度为 0, 绝热壁面。远场采用无反射边界条件。

## 2 30P-30N 三段翼型计算

30P-30N 三段翼型是一种典型的着陆装置, 由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼三部分组成, 翼型弦长  $c = 0.5588 \text{ m}$ , 缝翼和襟翼的偏转角均为  $30^\circ$ , 缝翼的缝道宽度为  $2.95\% c$ , 外伸量为  $-2.5\% c$ ; 襟翼的缝道宽度为  $1.27\% c$ , 外伸量为  $0.25\% c$ 。翼型构型及速度型测量位置如图 1(a) 所示。计算状态为: 马赫数为 0.2, 攻角为  $19^\circ$ , 基于翼型弦长的雷诺数为  $9 \times 10^6$ 。采用多块对接结构网格技术生成整体 C 型拓扑的结构网格, 远场距离 100 倍弦长, 共 56 块, 如图 1(b) 所示。



(a) 30P-30N 构型  
(a) 30P-30N configuration



(b) 30P-30N 网格  
(b) 30P-30N grids

图 1 30P-30N 翼型  
Fig. 1 30P-30N airfoil

### 2.1 网格收敛性研究

采用五阶精度显式 HWCNS 和 SA 湍流模型对  $19^\circ$  攻角状态进行网格收敛性研究, 粗、中、细三套网格规模依次为 74 150, 170 244 和 381 872, 相邻规模网格法向和周向网格点依次增加 1.5 倍。壁面第一层网格距离  $d$ 、对应的  $y+$  和表征网格尺度的  $N^{-2/3}$  如表 1 所示, 其中  $N$  为网格点数,  $N^{-2/3}$  为网格有效尺度的平方<sup>[8]</sup>。

三套网格计算得到的升力系数如图 2 所示。随着网格加密, 升力系数逐渐收敛, 可以通过 Richardson 外推法获得网格无关解<sup>[9]</sup>, 求解得到

的升力系数网格无关解为 4.215 2。图 3 给出了三套网格计算得到的表面压力系数, 除了在翼型上翼面粗网格压力系数曲线略低于其他两套网格外, 表面压力系数整体较吻合, 现有的网格规模可以模拟翼型的表面压力系数。

表 1 第一层网格尺度

Tab. 1 Scale of the first grid point off the surface

	$d$	$y+$	$N^{-2/3}$
粗网格	$1.5 \times 10^{-5} c$	5	0.000 57
中网格	$1 \times 10^{-5} c$	3.3	0.000 33
细网格	$6.6 \times 10^{-6} c$	2.2	0.000 19

在网格满足收敛性的前提下, 为保证充分的计算精度, 采用细网格进行数值模拟。

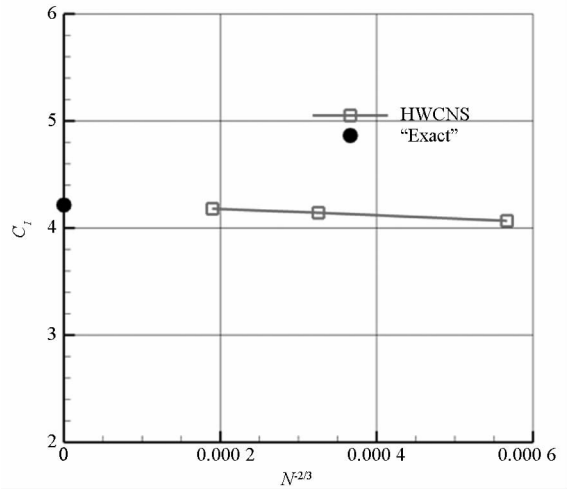


图 2 30P-30N 升力系数

Fig. 2 Lift coefficient curve of 30P-30N

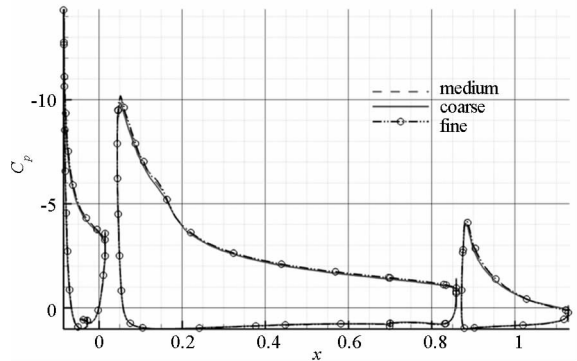


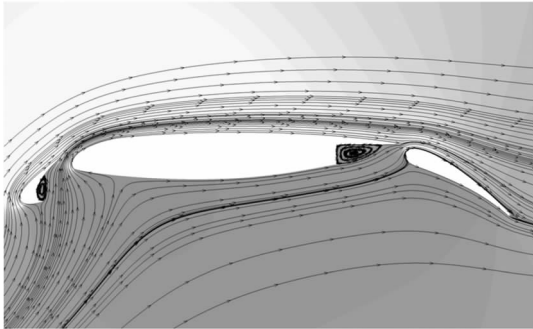
图 3 不同网格的表面压力系数对比

Fig. 3 Comparison of surface pressure coefficient of different grids

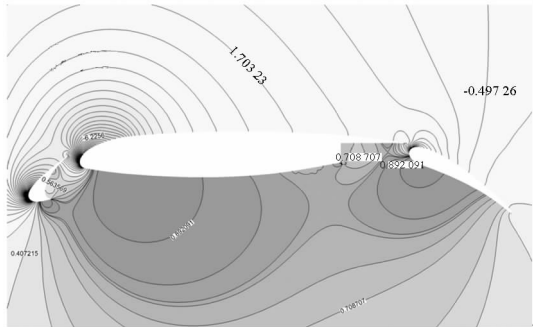
### 2.2 结果分析

图 4 给出了采用五阶精度显式 HWCNS 和 SA 湍流模型模拟得到的 30P-30N 三段翼型的

流场结果。图 4(a)是翼型流线图,可以清晰地看到前缘缝翼缝隙处和主翼空腔内产生的驻涡结构;图 4(b)是压力等值线图,计算流场较为光滑,翼型上下翼面具有明显压差。图 5 给出了采用五阶精度显式 HWCNS 和二阶精度 MUSCL 格式模拟得到的翼型表面压力分布结果,由图可知缝翼和主翼的压力分布与实验值较吻合,但是襟翼处计算得到一个明显高于实验值的吸力峰,这可能与襟翼上方复杂的尾迹流动有关。HWCNS 的计算结果较 MUSCL 格式与实验值更加吻合。



(a) 绕流流线  
(a) Streamline



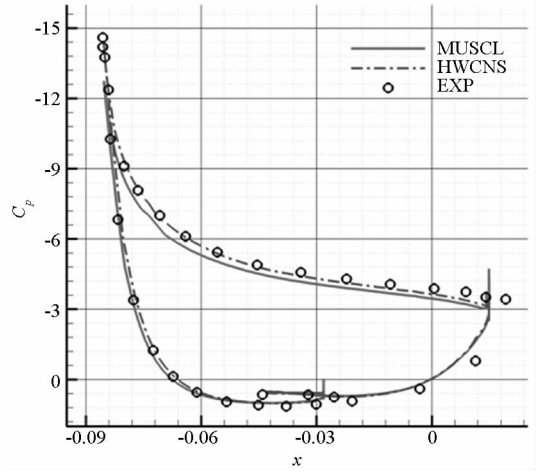
(b) 压力等值线  
(b) Contour lines of pressure

图 4 30P-30N 流场

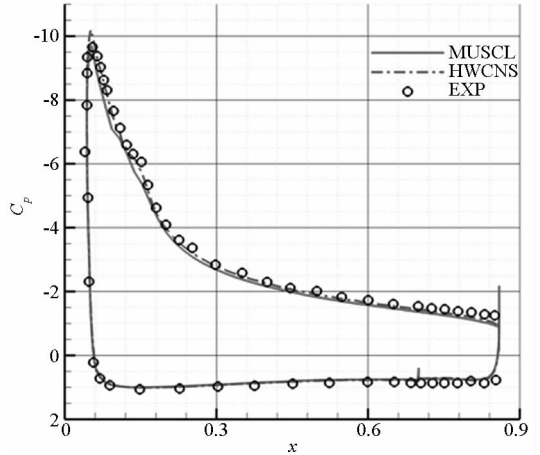
Fig.4 Flow field of 30P-30N

图 6 给出了采用 HWCNS 和 MUSCL 格式计算得到的六个典型站位的流向速度型(其中  $U$  为流向速度,  $a_{inf}$  为来流声速), 站位位置如图 1 所示。由图可知,在 SA 湍流模型下两种计算方法的数值模拟结果与实验值相比,在定性上是相同的,在定量上有一定的差异。在主翼的三个站位上( $x/c$  分别为 0.107 5, 0.45, 0.85), 模拟结果与实验值相比存在边界层厚度较大,尾迹速度偏小,尾迹宽度较大的问题,而 HWCNS 的模拟结果较 MUSCL 格式的模拟结果更接近实验值。在襟翼的三个站位上( $x/c$  分别为 0.898 17, 1.032 1, 1.112 5), 其中  $x/c = 0.898 17$  站位处,模

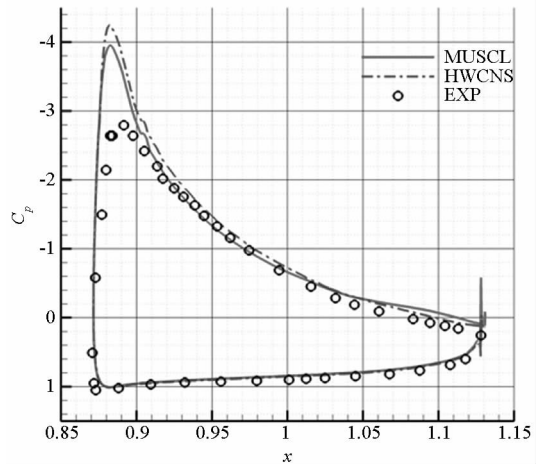
拟得到的缝翼、主翼的尾迹速度与尾迹宽度均与实验值存在明显差异;其余两个站位能够较好地



(a) 缝翼  
(a) Slat



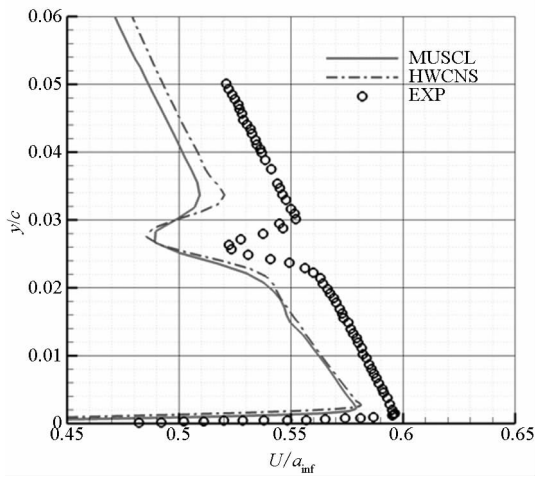
(b) 主翼  
(b) Main



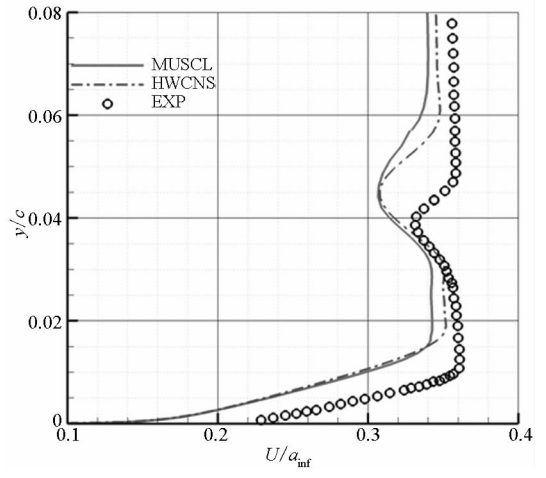
(c) 襟翼  
(c) Flap

图 5 30P-30N 表面压力分布

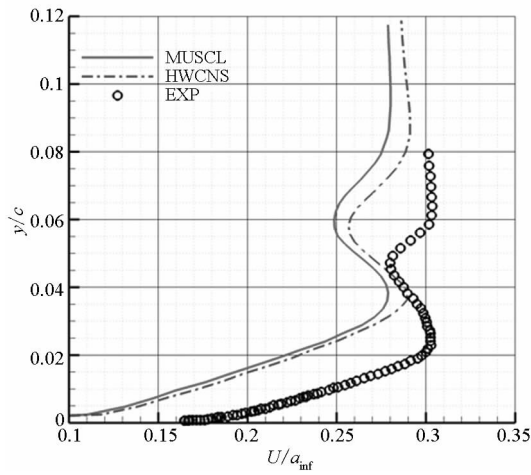
Fig.5 Distribution of surface pressure of 30P-30N



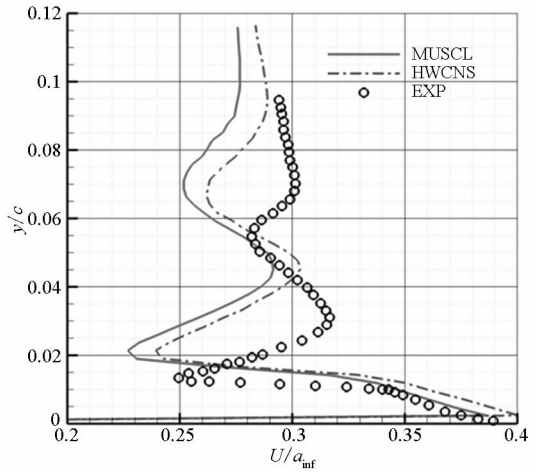
(a)  $x/c = 0.1075$



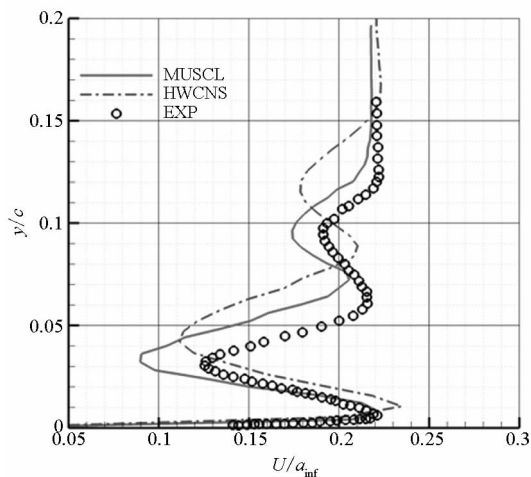
(b)  $x/c = 0.45$



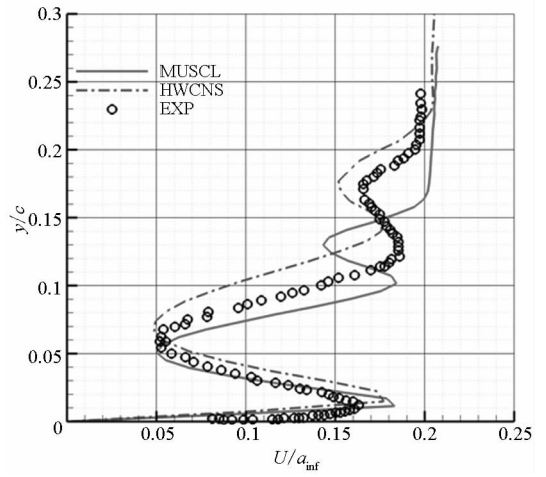
(c)  $x/c = 0.85$



(d)  $x/c = 0.89817$



(e)  $x/c = 1.0321$



(f)  $x/c = 1.1125$

图6 30P-30N 典型站位速度型

Fig.6 Velocity profiles of 30P-30N at typical stations

模拟缝翼和主翼的尾迹宽度,但是缝翼和主翼的尾迹速度均略小于实验值。总体来说,除在  $x/c = 1.0321$  站位处预测的尾迹宽度较大外, HWCNS 较 MUSCL 格式的模拟结果更接近实验值。

### 3 梯形翼高升力构型计算

三维梯形翼是高升力构型的典型代表,它具有大弦长、半翼展三段式结构,连接在机身吊舱上,在 NASA 的几座风洞中进行了大量实验,为

CFD 提供有效的对比数据<sup>[10]</sup>。梯形翼共有好几种构型,本文选择构型 1 进行数值模拟,前缘缝翼和后缘襟翼均采用全展长,缝翼偏转角 30°,襟翼偏转角 25°,平均气动弦长 1 m。计算状态为:马赫数 0.2,基于平均气动弦长的雷诺数  $4.3 \times 10^6$ ,攻角 28°,湍流模型 SA 一方程湍流模型。采用多块对接结构网格技术,网格整体采用 H 型拓扑,网格规模为 6 168 285,壁面第一层网格距离为  $0.6 \times 10^{-5}c$ ,如图 7 所示。

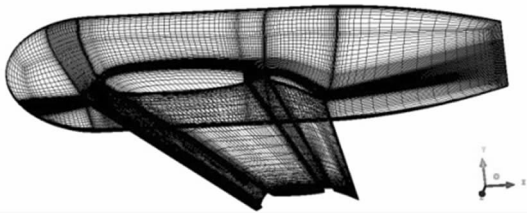


图 7 梯形翼网格

Fig. 7 Trapezoidal wing grids

采用五阶精度显式 HWCNS 和 SA 湍流模型计算得到的梯形翼升阻力系数如表 2 所示,由表可知计算得到的升阻力系数均小于实验值,升力系数  $C_l$  误差约为 2.18%,阻力系数  $C_d$  误差约为 4.63%。

表 2 升阻力系数

Tab. 2 Coefficient of lift and drag

	$C_l$	$C_d$
EXP	2.909 6	0.686 0
HWCNS	2.846	0.654 2

计算得到的表面压力分布云图及表面流线如图 8 所示。由图可知,主翼上弦向流动是最主要的,只在翼梢附近小范围内出现展向流动;襟翼后缘的外侧和襟翼后缘的翼身结合处出现了较为明显的流动分离,分离区的形成导致升力系数的模拟结果偏小。图 9 给出了计算得到的梯形翼翼梢

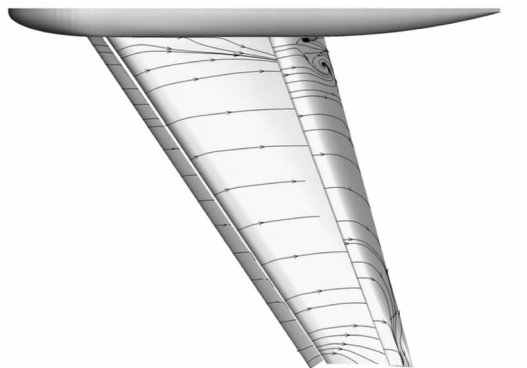


图 8 梯形翼表面流线

Fig. 8 Surface streamline of trapezoidal wing

涡形态,靠近主翼翼梢附近的流场很难预测,HWCNS 由于精度更高,数值黏性更小,对翼梢附近流动的模拟更准确,可以很好地捕捉翼梢涡结构。图 10 给出了沿展向 17% 和 50% 两个典型站位机翼切面的表面压力系数分布。由图可知,在两个站位处 HWCNS 计算得到的表面压力系数分布均与实验值吻合较好。在 17% 站位处,HWCNS 计算的襟翼后缘表面压力系数曲线较为平缓,表明流动在该处发生分离,这与图 8 显示的流动分离相一致。

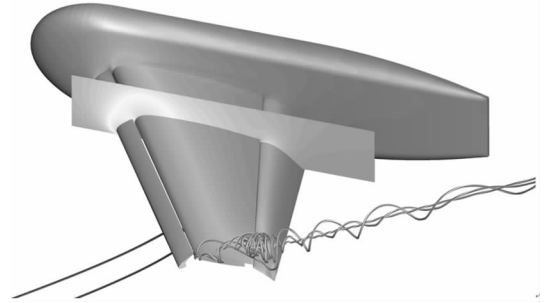
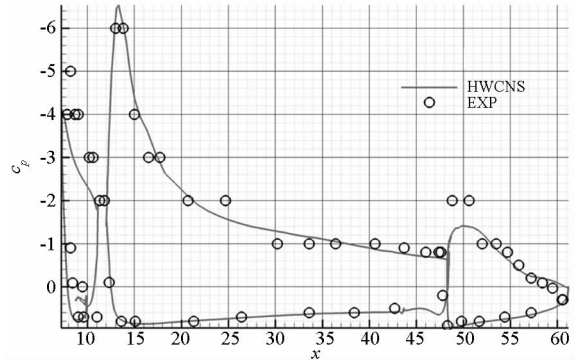


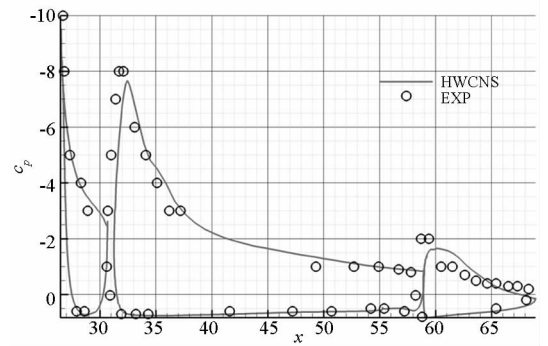
图 9 梯形翼翼梢涡

Fig. 9 Wing tip vortex of trapezoidal wing



(a) 17% 站位

(a) 17% position



(b) 50% 站位

(b) 50% position

图 10 梯形翼典型站位表面压力分布

Fig. 10 Distribution of surface pressure of trapezoidal wing at typical stations

## 4 结论

采用五阶精度显式 HWCNS 数值模拟 30P - 30N 三段翼型和梯形翼高升力构型的绕流流场,结果表明 HWCNS 总体上较好地模拟了复杂低速流动。对 30P - 30N 三段翼型,采用全湍流模拟可以得到较好的压力分布;对梯形翼高升力构型,在附着流和边界层小分离时有较好的模拟能力。但没有考虑转捩及湍流模型的影响,对速度型和机翼后缘处较大分离区的模拟还存在差异,因此有必要开展基于高精度算法的低速绕流转捩及湍流模型影响研究。

## 参考文献 (References)

- [1] 朱自强,陈迎春,王晓璐,等. 现代飞机的空气动力设计[M]. 北京:国防工业出版社,2011.  
ZHU Ziqiang, CHEN Yingchun, WANG Xiaolu, et al. Aerodynamic design for modern aircrafts [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [2] Deng X G, Mao M L. Weighted compact high-order nonlinear schemes for the Euler equations[C]//Proceedings of the 13th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Snowmass Village, 1997; AIAA - 1997 - 1941.
- [3] Deng X G, Zhang H X. Developing high-order weighted compact nonlinear schemes [J]. Journal of Computational Physics, 2000, 165(1): 22 - 44.
- [4] 刘昕,邓小刚,毛枚良. 高阶精度格式 WCNS - E - 5 在亚跨声速流动中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(4): 425 - 430.
- LIU Xin, DENG Xiaogang, MAO Meiliang. Investigation of high-order accurate scheme WCNS - E - 5 applied to subsonic and transonic flows [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 425 - 430. (in Chinese)
- [5] 王光学,邓小刚,刘化勇,等. 高阶精度格式 WCNS 在三角翼大攻角模拟中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 28 - 33.
- WANG Guangxue, DENG Xiaogang, LIU Huayong, et al. Application of high-order scheme (WCNS) at high angles of incidence for delta wing [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 28 - 33. (in Chinese)
- [6] Deng X G, Mao M L, Jiang Y, et al. New high-order hybrid cell-edge and cell-node weighted compact nonlinear schemes[C]//Proceedings of the 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Hawaii, 2011; AIAA 2011 - 3857.
- [7] Gustafsson B. The convergence rate for difference approximations to mixed initial boundary value problems[J]. Mathematics of Computation, 1975, 49(2): 396 - 406.
- [8] Rumsey C L, Long M, Stuever R A, et al. Summary of the first AIAA CFD high-lift prediction workshop[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6): 2068 - 2079.
- [9] Ismail B C, Urmila G. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(7): 078001.
- [10] Slotnick J P, Hannon J A, Chaffin M. Overview of the 1st AIAA CFD high lift prediction workshop[C]//Proceedings of the 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 2011; AIAA 2011 - 862.