

DLR-F6 翼身组合体跨声速阻力计算

郑秋亚^{1,2}, 刘三阳¹, 周天孝³

(1. 西安电子科技大学理学院, 710071, 西安; 2. 长安大学理学院, 710064, 西安;
3. 中国航空计算技术研究所航空气动数值模拟重点实验室, 710068, 西安)

摘要: 采用美国航空航天学会阻力测试小组提供的多块对接网格, 结合 Spalart-Allmaras、Wilcox's $k-\omega$ 和 Menter's $k-\omega$ SST 三种湍流模型, 通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程、数值模拟 DLR-F6 翼身组合体的流场来研究阻力计算精度, 考查网格和湍流模型对翼身组合体构型气动特性的影响。结果表明: 三种湍流模型得到的机翼表面压力系数分布与实验数据吻合良好, 气动力随攻角的变化趋势与实验结果一致; Spalart-Allmaras 模型得到了网格收敛结果, 所得阻力优于其他软件的结果; 网格密度对阻力有影响, 对机翼表面压力系数分布无明显影响; 湍流模型对机翼表面压力系数分布的影响主要体现在激波位置上, 对升力影响较小, 对阻力(尤其是摩擦阻力)影响显著, 对翼根处的流动分离有一定影响; 在跨声速流动中, Menter's $k-\omega$ SST 模型的结果最接近实验数据。

关键词: 阻力; Navier-Stokes 方程; 湍流模型; 翼身组合体

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2010)09-0115-07

Transonic Drag Computation Around DLR-F6 Wing Body Configurations

ZHENG Qiuya^{1,2}, LIU Sanyang¹, ZHOU Tianxiao³

(1. School of Science, Xidian University, Xi'an 710071, China; 2. School of Science, Chang'an University, Xi'an 710064, China; 3. Aeronautical Laboratory of Computational Fluid Dynamics, Aeronautics Computing Technique Research Institute, Xi'an 710068, China)

Abstract: The accuracy of computed drag around the DLR-F6 wing body configuration and the effects of grid and turbulence models on the aerodynamic characteristics are investigated by solving Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations coupled with three kinds of turbulence models—the Spalart-Allmaras (SA) one equation model, the Wilcox's $k-\omega$ model, and the Menter's $k-\omega$ SST model. A multi-block structured patched grid provided by the AIAA Drag Prediction Workshop is employed in the computation. The computational results show that the pressure distributions on the wing surface agree well with the experiment. The varying trends of the computed aerodynamic forces with the angle of attack are consistent with the experiment. Grid refinement leads to convergent results for Spalart-Allmaras model, and the drag gets better than those from other softwares. The different turbulence models exert certain effects on the pressure distributions, especially on the positions of shock wave; a little effects on lift; and obvious effects on drag, especially friction drag. The turbulence models also exert effects on the flow separation near the root of wing. In the transonic flow computations, the Menter's $k-\omega$ SST model achieves the highest accuracy.

Keywords: drag; Navier-Stokes equations; turbulence model; wing body configurations

阻力计算精度是飞行器外形气动特性分析中非常关注的问题,它不仅与描述流体运动规律的方程有关,而且与网格、湍流模型密切相关.在雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程计算中,网格和湍流模型对计算结果的精度起着决定性的作用,所以评估网格、湍流模型的能效并合理使用湍流模型具有非常重要的意义.为此,近年来国际上先后组织了多次专题讨论会,其中影响较大的有欧洲计算空气动力学研究项目 ECARP^[1] (European Computational Aerodynamics Research Project)和美国航空航天学会(AIAA)的DPW(Drag Prediction Workshop).为了研究阻力计算精度,AIAA 阻力预测小组已经召开了多次工作会议,其中第1届工作会议(DPW I)以 DLR-F4 翼身组合体为标准算例^[2-3],第2届工作会议(DPW II)以 DLR-F6 翼/身和翼/身/挂/舱组合体为标准算例,与会的25家研究机构提供了20种CFD软件的计算结果.Laflin等^[4]对这20种软件的计算结果进行了分析和总结.Rumsey等^[5]采用 OVERFLOW 和 CFL3D 软件对 DLR-F6 翼身组合体的流场进行了黏流计算,其中 CFL3D 软件以有限体积方法为基础,采用 FDS(Flux Difference Splitting)格式,对流项和压力项采用三阶偏迎风插值,时间采用隐式近似因式分解方法.王运涛等^[6]利用29基地研发的 TRIP 2.0 软件完成了 DLR-F6 翼身组合体的黏流计算,但是 Spalart-Allmaras (SA)模型^[7]没有得到网格收敛结果.

本文基于 DPW II 提供的多块结构对接网格,使用高分辨率的 Roe 格式和 van Leer 提出的 MUSCL(Monotone Upstream Centered Scheme for Conservation Laws)插值方法,时间采用隐式 LU-SGS 方法,为消除激波附近的非物理振荡,使用三阶迎风偏置修正限制器,在 SA、Wilcox $k-\omega$ ^[8] (简称 Wilcox)和 Menter's $k-\omega$ Shear Stress Transport^[9] (简称 SST)三种湍流模型上,对 DLR-F6 翼身组合体的流场进行了 RANS 方程全湍流三重网格数值计算,得到了与实验数据吻合良好的计算结果,在 SA 模型上得到了网格收敛结果,而且 SA 模型得到的阻力优于 CFL3D 和 TRIP 2.0 的计算结果.

1 控制方程和计算方法

控制方程为归一化时间相关的三维守恒型 RANS 方程,在一般曲线坐标系下其形式为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$ 为守恒变量; $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$ 为无黏通矢量; $\mathbf{E}_v, \mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$ 为黏性通矢量.黏性通矢量中包含的层流黏性系数由 Sutherland 公式计算,湍流黏性系数由湍流模型决定.本文采用 SA、Wilcox 和 SST 三种湍流模型进行计算.

SA 模型^[7]是从经验和量纲分析出发、针对简单流动逐渐补充发展起来的一种模型,适用于带有层流的固壁湍流流动,其核心是引入了相关量 $\tilde{\nu}$,通过求解 $\tilde{\nu}$ 的输运方程来获得湍流黏性系数. $\tilde{\nu}$ 的输运方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} &= C_{b1}(1 - f_{t2})\Omega \tilde{\nu} + \\ \frac{M_\infty}{Re} \left[C_{b1}((1 - f_{t2})f_{v2} + f_{t2}) \frac{1}{k^2} - C_{w1}f_w \right] \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 - \\ \frac{M_\infty}{Re} \frac{C_{b2}\tilde{\nu}}{\sigma} \frac{\partial^2 \tilde{\nu}}{\partial x_j^2} + \frac{M_\infty}{Re} \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + (1 + C_{b2})\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

湍流黏性系数 μ_T 由下式计算

$$\mu_T = \tilde{\rho} \tilde{\nu} f_{v1} \quad (3)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}}; \quad \chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (4)$$

Wilcox 模型^[8]是积分到壁面的两方程涡黏性模型,通过求解湍流动能 k 方程和湍流频率 ω 方程来确定涡黏性系数 μ_T . k 方程和 ω 方程分别定义为

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + u_i \frac{\partial k}{\partial x_i} &= \frac{1}{\rho} p_k \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) - \beta' k \omega \left(\frac{Re}{M_\infty} \right) + \\ \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} &= \frac{1}{\rho} p_\omega \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) - \beta \omega^2 \left(\frac{Re}{M_\infty} \right) + \\ \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

湍流黏性系数 μ_T 定义为

$$\mu_T = \frac{\rho k}{\omega} \quad (7)$$

SST 模型^[9]通过引入混合函数将 Wilcox 和 $k-\epsilon$ 模型合并为一个模型,在靠近壁面的附面层内采用 Wilcox 模型,在远离附面层的流场中采用 $k-\epsilon$ 模型,其湍流动能 k 方程的表达式与 Wilcox 的湍流动能 k 方程相同,湍流频率 ω 方程的表达式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} &= \frac{1}{\rho} p_\omega \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) - \beta \omega^2 \left(\frac{Re}{M_\infty} \right) + \\ \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) + \\ 2(1 - F_1) \frac{1}{\sigma_{\omega 2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \left(\frac{M_\infty}{Re} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

湍流黏性系数 μ_T 由下式决定

$$\mu_T = \min\left[\frac{\rho k}{\omega}, \frac{\alpha_1 \rho k}{\Omega F_2} \left(\frac{Re}{M}\right)\right] \quad (9)$$

在式(5)~(9)中, p_k 和 p_ω 为湍流生成项,其定义为

$$p_k = \mu_T \Omega^2 \quad (10)$$

$$p_\omega = \gamma \alpha \Omega^2 \quad (11)$$

式(2)~(11)中的参数和函数详见文献[7-9].

计算方法为格心有限体积方法,采用捕捉激波能力强的 Roe 格式,为了提高格式精度,对单元左右两侧的变量使用具有保单调特性的三阶 MUSCL 插值方法,并采用三阶迎风偏置修正限制器以消除激波附近的非物理振荡.在时间推进上,采用稳定性良好的隐式 LU-SGS 方法.

2 计算网格和计算状态

选用 DPW II 公布的多块结构对接网格作为本文的计算网格,其粗、中、细计算网格分别由 21、27 和 32 块子网格组成,分别包含 3 579 589、6 038 635 和 10 421 976 个网格点.图 1 是 DLR-F6 翼身组合体表面的网格,图 2 是机翼上测压点沿展向的位置分布.

计算状态为: $M_\infty = 0.75$; $\alpha = 1.23^\circ, 0.49^\circ, -0.304^\circ, -1.54^\circ, -2.07^\circ$; $Re = 3.0 \times 10^6$ (平均气动弦长为 0.141 2 m).

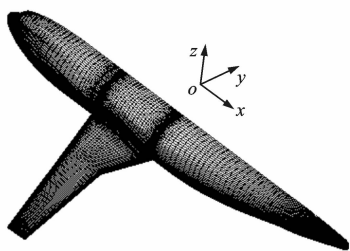


图1 DLR-F6 翼身组合体表面的网格

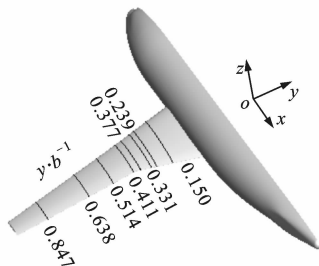


图2 DLR-F6 机翼的展向测压点位置

3 计算结果及分析

对来流马赫数为 0.75、多攻角情况下的 DLR-F6 翼身组合体进行 SA、Wilcox 和 SST 三种模型的 RANS 方程全湍流三重网格计算.实验数据来自 1990 年代法国的 ONERA S2MA 1 177 m $\times$ 1 175 m 跨声速风洞实验.

3.1 网格对气动特性影响

采用 SA 模型和粗、中、细三种不同密度的网格,数值模拟来流攻角 $\alpha = 0.49^\circ$ 状态下的 DLR-F6 翼身组合体流场,以进行网格收敛性研究并考查网格对翼身组合体特性的影响.

图 3 为 SA 模型在粗、中、细网格上得到的阻力系数计算结果,图中同时给出了文献[6]中 TRIP2.0 和文献[5]中 CFL3D(固定升力系数调整攻角)计算的全湍流结果.从图 3 可以看出:本文采用 SA 模型得到了网格收敛的结果,阻力系数受网格密度影响较小,粗、中、细网格上的阻力系数变化量与 CFL3D 的相当;细网格的阻力系数与中网格的相差 0.000 68,中网格的与粗网格的相差 0.000 59;TRIP2.0 在中网格上的阻力系数偏大,未得到网格收敛结果.

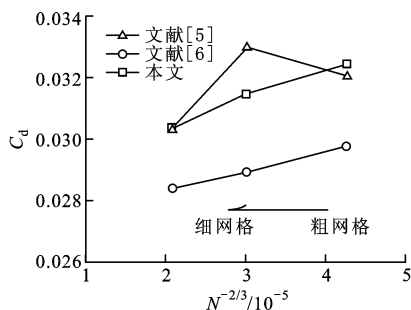


图3 网格节点数 N 对阻力系数 C_d 的影响(SA 模型)

图 4 是 $\alpha = 0.49^\circ$ 时 SA 模型在粗、细网格上预测到的 3 个典型展向站位 (y/b 分别为 23.9%、51.4% 和 84.7%) 处的计算压力系数分布与实验数据的比较 (b 为机翼展长, c 为总弦长).就此结果来看,网格密度对压力系数分布没有明显的影响.

3.2 湍流模型对气动特性的影响

采用相同网格、不同湍流模型对 DLR-F6 翼身组合体的流场进行相同马赫数、不同攻角的全湍流计算,以考查湍流模型对气动特性的影响和气动阻力系数随攻角的变化规律.

3.2.1 压力系数分布与实验数据的比较 图 5 是 $\alpha = 0.49^\circ$ 时 SA、SST 和 Wilcox 三种湍流模型在机

翼表面不同展向位置处的计算压力系数分布与实验数据的比较.从图5可以看出,三种湍流模型得到的机翼表面压力系数分布与实验数据吻合良好,SA模型的结果与SST模型的一致,Wilcox模型捕捉的激波位置较SST模型的偏后,偏后程度随展向位置由翼根向翼梢处推移而增大,表明湍流模型对机翼表面的压力系数分布有影响,且主要体现在激波位置上.

3.2.2 本文结果与其他软件所得结果的比较 表1是 $\alpha=0.49^\circ$ 时用SA模型和SST模型得到的气动力系数计算结果与其他软件计算结果的比较.为避免网格因素的影响,使比较的结论更具有说服力,对比结果选用文献[5]中CFL3D和文献[6]中TRIP2.0的计算结果,因为在计算中它们与本文使用的是相同的网格.实验数据通过插值得到,即用 α

$=0.52^\circ$ 和 $\alpha=0.35^\circ$ 时的实验数据插值出 $\alpha=0.49^\circ$ 时的实验数据.从表1可以看出:对于SA模型,本文的阻力系数最接近实验数据,优于文献[5]和文献[6]的结果,误差为3.5%;对于SST模型,文献[5]的阻力系数最接近实验数据,而本文的阻力系数与文献[5]的接近,误差为0.85%;本文的升力系数均介于文献[5]和文献[6]的升力系数之间.从整体性能来看,本文的计算结果较好,特别是SA模型的结果优于其他软件的结果.

图6是采用SA、Wilcox和SST三种模型得到的气动力系数随攻角的变化曲线和极曲线.由图6可以看出,三种模型预测的气动力系数随攻角的变化趋势相同,与实验数据的变化规律一致.就本文的计算结果而言,SST模型的结果与实验结果最接近,SA模型的结果处于另两种模型的结果之间,SA

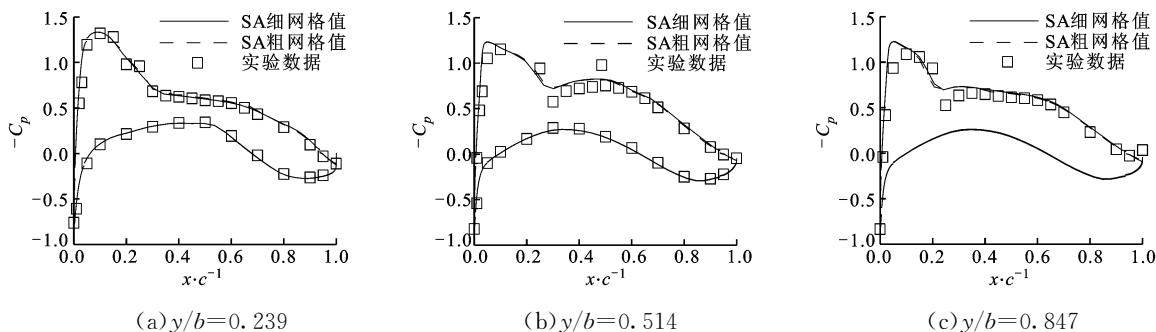


图4 SA模型在粗、细网格上的压力系数分布及与实验数据的比较($\alpha=0.49^\circ$)

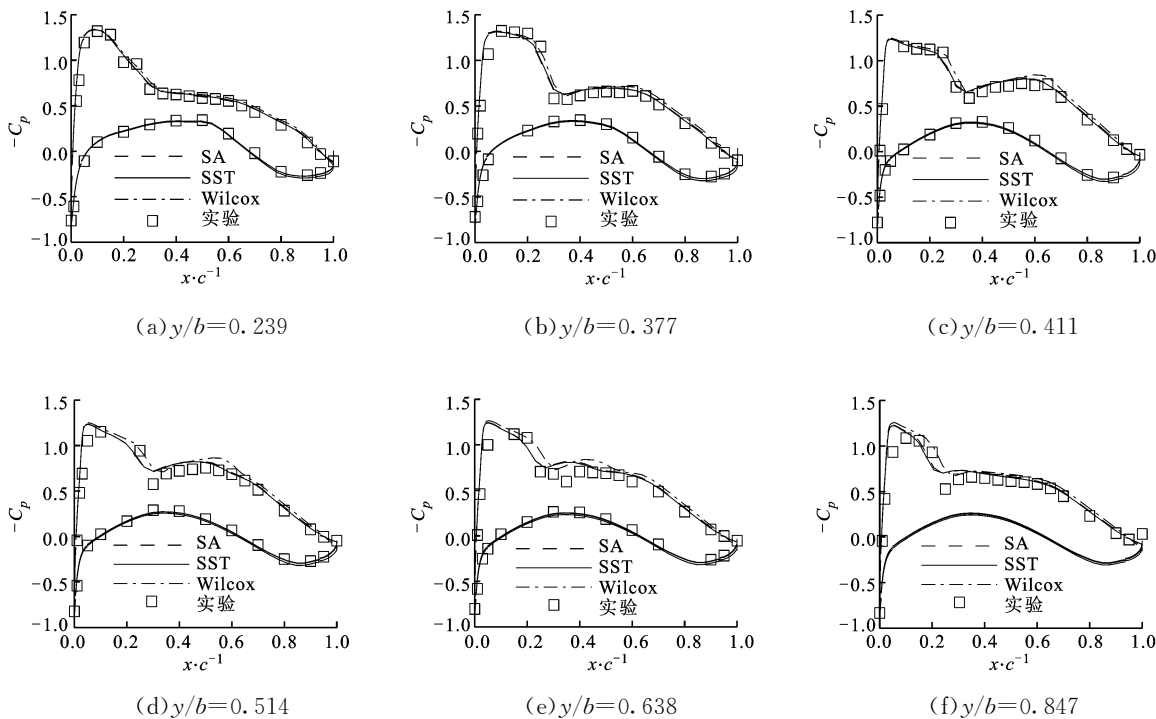


图5 不同湍流模型计算的机翼表面压力系数分布比较($\alpha=0.49^\circ$)

表 1 本文计算结果与其他软件计算结果的比较($\alpha=0.49^\circ$)

模型	数据来源	升力系数	压差阻力系数	摩擦阻力系数	阻力系数
SA(中网格)	本文	0.546 91	0.017 55	0.012 88	0.030 43
	文献[5]	0.559 20	0.017 89	0.012 60	0.030 50
	文献[6]	0.536 2			0.031 4
SST(中网格)	本文	0.534 60	0.017 34	0.012 31	0.029 65
	文献[5]	0.542 30	0.017 32	0.012 03	0.029 35
	文献[6]	0.522 4			0.028 3
	实验	0.496 7			0.029 4

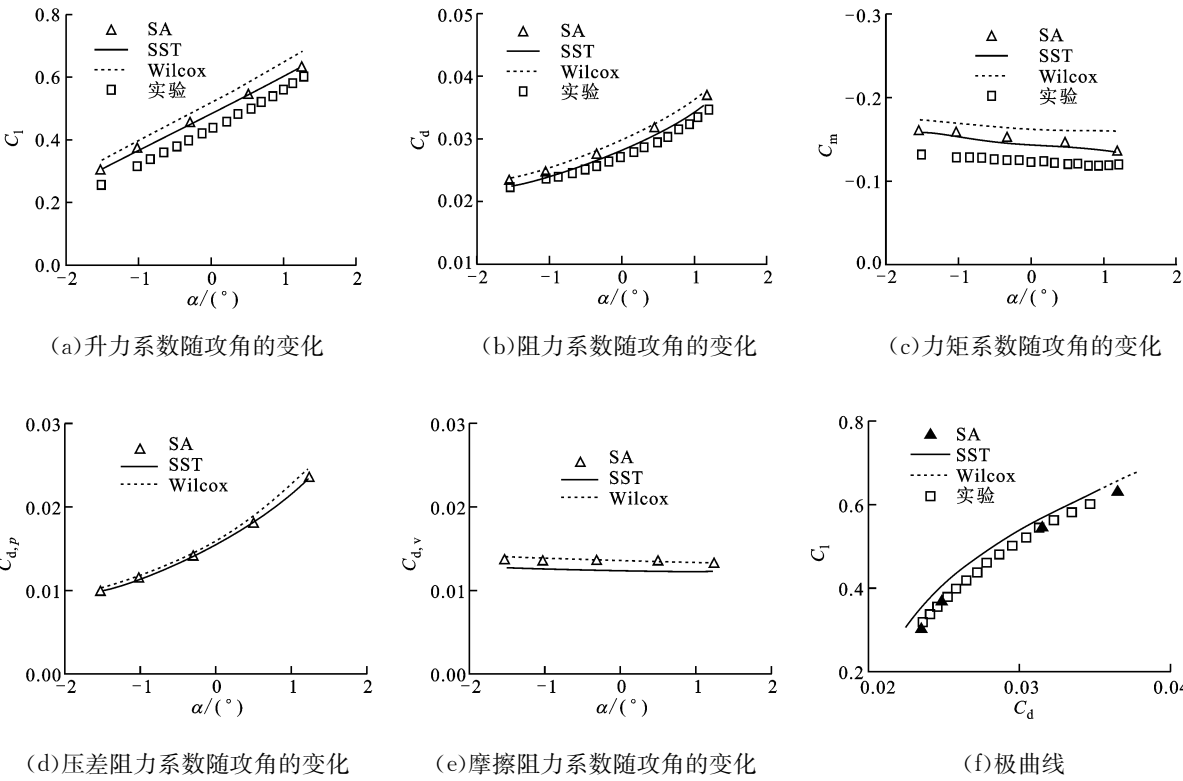


图 6 气动力系数随角度的变化和极曲线

模型的升力系数和压差阻力系数与 SST 模型的接近,Wilcox 模型的摩擦阻力系数较大. 在本文的攻角范围内,SA 模型与 SST 模型的阻力系数最大相差 0.001 5,Wilcox 模型与 SST 模型的阻力系数最大相差 0.002 4,差值最大点均在 $\alpha=1.23^\circ$ 处. 文献 [5]中 CFL3D SA 模型与 SST 模型的阻力系数最大相差 0.001 4($\alpha=1.5^\circ$). 在相同马赫数条件下,升力系数随攻角线性增加,阻力系数和压差阻力系数随攻角非线性增加,摩擦阻力系数随攻角几乎不变. 极曲线与实验数据吻合良好,预示着 DLR-F6 翼身组合体具有良好的整体性能. 就升力系数来说,三种模型预测的升力系数与 DPW I [3] 和文献[5-6]的结果一致,但较实验数据偏高,我们认为这主要是由于计

算过程中没有考虑机翼的弹性变形,但也不排除网格因素的影响. 要更加精确地评估湍流模型对计算结果的影响,应构建绕翼身组合体的高质量计算网格[10],将网格对计算结果的影响尽可能降到最小.

3.2.3 湍流模型对气动力影响的定量分析 本文以 $\alpha=0.49^\circ$ 状态下 SA、SST 和 Wilcox 三种模型的结果为样本数据,引入变异系数指标来定量地分析湍流模型对翼身组合体气动力特性的影响程度.

变异系数是用来衡量具有不同单位或不同平均数的多个数据集内观测值离散程度的量,其值为标准差与平均数之比. 一般来说,变异系数越大,说明数据集内观测值的离散程度越大. 由 SA、SST 和 Wilcox 三种模型的计算结果构成 5 个具有不同平

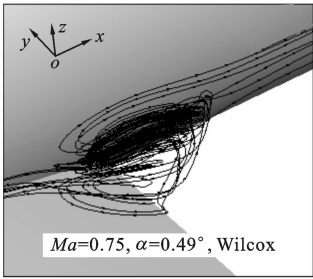
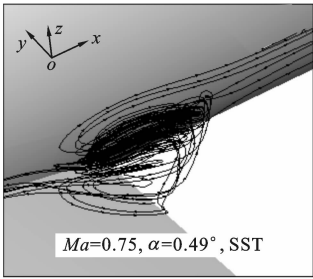
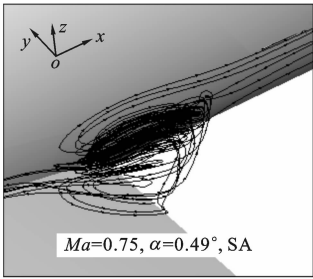
均数的气动力数据集,求得其变异系数列于表 2. 从表 2 可以看出,不同湍流模型计算的升力系数的离散度较小,而阻力系数特别是摩擦阻力系数的离散度较大,说明湍流模型对升力的影响较小,而对阻力尤其是摩擦阻力影响较大.

3.2.4 湍流模型对流动分离的影响 图 7 是 $\alpha=$

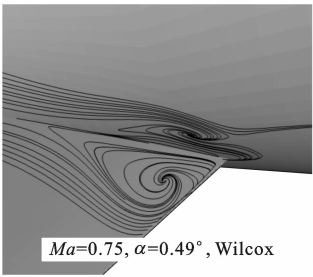
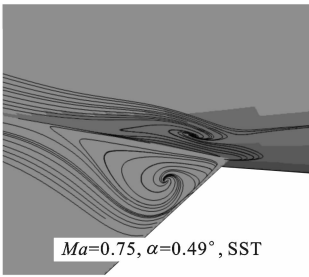
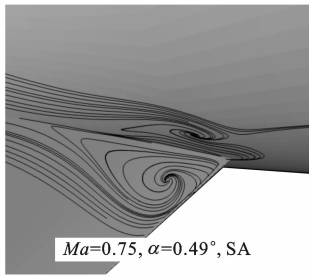
0.49° 条件下,SA、Wilcox 和 SST 三种湍流模型预测的翼、身结合处靠近后缘区域的流动分离. 三种模型的体极限流线几乎一致,机翼上表面的极限流线表现为分离区的位置、形状几乎一致,但 SA 模型预测的分离区较大. 另外,从机身表面的极限流线上可以看到,流动伴有二次分离现象.

表 2 不同湍流模型对计算结果的影响($\alpha=0.49^\circ$)

数据性质	升力系数	力矩系数	阻力系数	压差阻力系数	摩擦阻力系数
SA 模型	0.538 00	−0.146 00	0.031 02	0.017 73	0.012 60
SST 模型	0.536 60	−0.145 50	0.029 80	0.017 46	0.012 03
Wilcox 模型	0.560 80	−0.153 00	0.031 65	0.018 12	0.013 53
平均值	0.545 13	−0.148 17	0.030 82	0.017 77	0.012 72
标准差	0.011 09	0.003 42	0.000 77	0.000 27	0.000 62
变异系数	0.020	0.023	0.025	0.015	0.049



(a)体极限流线



(b)机翼上表面极限流线

图 7 翼、身结合处的流动分离

4 结 论

本文采用 AIAA DPW II 提供的对接网格,结合 SA、Wilcox 和 SST 三种湍流模型,对 DLR-F6 翼身组合体的流场进行了同一湍流模型不同密度网格和同一网格不同湍流模型的 RANS 方程全湍流数值模拟. 通过与实验数据和其他软件所得结果进行比较,得出以下结论.

(1)本文所用三种模型的计算结果与实验数据吻合良好,气动力随攻角变化的趋势与实验结果一致,SA 模型得到了网格收敛结果,且其计算阻力优于文献[5-6]中的结果.

(2)网格密度对机翼表面的压力系数分布没有明显影响,但对阻力系数有一定的影响.

(3)湍流模型对机翼表面压力系数分布的影响主要体现在激波位置上,SA 模型的压力系数分布

与 SST 模型的一致, Wilcox 模型捕捉到的激波位置较 SST 模型的偏后. 湍流模型对升力系数影响较小, 对阻力系数尤其是摩擦阻力系数影响较大, 对翼根处的流动分离也有影响.

(4) 在跨声速流动中, SST 模型的计算结果最接近实验数据, SA 模型的结果次之.

参考文献:

- [1] HAASE W, CHAPUT E, LESCHZINER M A. ECARP: European Computational Aerodynamics Research Project; validation of CFD codes and assessment of turbulence models [R]. Wiesbaden, Germany: Vieweg & Sohn Verlagsgesellschaft mbH, 1997.
- [2] LEVY D W, ZIEKUHR T, VASSBERY J, et al. Data summary from the First AIAA CFD Drag Prediction Workshop [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 875-882.
- [3] HEMSCH M. Statistical analysis of CFD solutions from the Drag Prediction Workshop, AIAA 2002-0842 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2002.
- [4] LAFLIN K R, KLAUSMEYER S M, ZICKUHR T. Summary of data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop, AIAA 2004-0555 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2004.
- [5] RUMSEY C, IVERS S, MORRISON J. Study of CFD variation on transport configurations from the Second Drag Prediction Workshop, AIAA 2004-0394 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2004.
- [6] 王运涛, 王光学, 张玉伦. DLR-F6 翼身组合体阻力计算[J]. 计算物理, 2008, 25(2): 145-150.
WANG Yuntao, WANG Guangxue, ZHANG Yulun. Drag of DLR-F6 wing-body configuration [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(2): 145-150.
- [7] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA 1992-0439 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 1992.
- [8] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32: 269-289.
- [9] WILCOX D C. Re-assessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models [J]. AIAA Journal, 1988, 26: 1414-1421.
- [10] 郑秋亚, 王宝园, 刘三阳. 绕翼身组合体高质量网格设计和阻力计算[J]. 应用力学学报, 2009, 26(3): 535-538.
ZHENG Qiuya, WANG Baoyuan, LIU Sanyang. High quality mesh design and drag computation around wing-body configurations [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2009, 26(3): 535-538.

(编辑 葛赵青)