

高升力翼型复杂流动模拟中湍流模型性能评估

唐雨萌^{1,2}, 柳阳威^{1,2}, 陆利蓬^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用软件 Fluent 中工程常用的 7 个涡黏湍流模型对某种高升力 3 段翼的降落阶段绕流进行了数值模拟. 通过和试验及经过试验校验过的延迟脱体模拟(delayed detached eddy simulation, DDES)结果进行详细的对比分析, 包括翼型压力系数、马赫数、涡量场和湍动能分布等, 系统地研究了常用涡黏湍流模型对该高升力翼型的模拟性能. 结果表明: 对于平均流场, standard $k-\omega$ 模型的模拟性能最好, 能较好预测翼型压力系数、襟翼分离区位置和大小等; SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型性能也较好, 一方程 SA(Spalart-Allmaras)模型和四方程 $\bar{\nu}^2-f$ 模型具有相近的性能, 而 $k-\epsilon$ 系列模型性能相对较差. 对于湍流场的模拟性能, 和上述平均流场对比所得结论相一致, 但所有湍流模型均未预测出襟翼分离区附近湍动能“最大”的分布特征.

关 键 词: 高升力; 翼型绕流; 雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程; 湍流模型; 分离流动

中图分类号: V231

文献标志码: A

Evaluation on turbulence models in simulating complex flows around high-lift airfoil

TANG Yu-meng^{1,2}, LIU Yang-wei^{1,2}, LU Li-peng^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The flows around the three-element high-lift airfoil under the approaching conditions using seven eddy-viscosity turbulence models commonly applied to engineering in Fluent software were simulated numerically. Through a systematic comparison of the simulation results with the experiment results and the corresponding delayed detached eddy simulation (DDES) results, including the pressure coefficient, Mach number, vorticity and turbulent kinetic energy of airfoil, conclusions were drawn about their predicting abilities for this airfoil. Results show that, the standard $k-\omega$ model has the best predicting abilities for the averaged flow field, providing a better simulation for the pressure coefficient around the airfoil, the separating point and separating zone magnitude on the flap; the shear stress transport (SST) $k-\omega$ model also has the same abilities. The one-equation SA (Spalart-Allmaras) model and four-equations $\bar{\nu}^2-f$ model shares similar abilities; but the simulation re-

收稿日期: 2015-03-23

基金项目: 国家自然科学基金(51376001, 51676007, 51420105008); 国家重点基础研究发展计划(2012CB720205);

北京高等学校青年英才计划项目

作者简介: 唐雨萌(1993—), 女, 湖北洪湖人, 博士生, 主要从事叶轮机械流动控制的研究.

通讯作者: 柳阳威(1980—), 男, 辽宁朝阳人, 副教授, 博士后, 主要从事叶轮机械气动热力计算的研究. E-mail: liuyangwei@126.com

sults given by the $k-\epsilon$ series models seem worse compared to all. As for the predicting abilities for the turbulent kinetic energy, conclusions similar to the averaged flow field are drawn. However, the “largest” turbulent kinetic energy distribution around the separating zone on the flap isn’t captured by all the turbulence models.

Key words: high-lift; flow around airfoil;
Reynold averaged Navier-Stocks (RANS) equations; turbulence model;
separation flow

机翼所产生的升力大小取决于翼型形状、机翼面积和飞行速度大小. 一般对于大型双发动机商业飞机, 升阻比提升 1% 意味着起飞阶段有效载荷可增加 1260 kg (约 2800 磅), 最大升力系数提升 1.5% 意味着着陆时有效载荷可增加 3000 kg (约 6600 磅)^[1]. 高升力装置对飞行器气动性能有着重要影响, 不仅能够为飞机起飞和降落提供高升力, 而且能保持良好的高空飞行性能, 是现代大飞机的关键技术之一. 另外, 高升力装置噪声在起飞和降落阶段已经成为主要噪声源的一部分. 常用的高升力多段翼装置由中间翼段、前缘缝翼和后缘襟翼组成. 高升力多段翼由于绕流结构复杂, 其系统设计及空气动力学特性研究一直是民机设计研究中的前沿课题.

基于求解可压缩雷诺平均 N-S 方程组 (RANS) 的计算流体力学 (CFD) 方法一直是高升力翼型研究的主要方法, 随着模型及算法的不断改进, 使得采用 CFD 设计的高升力翼型性能得到不断提高. 但是, 目前在设计中 CFD 还难以准确预测高升力翼型的升力系数以及迎角特性等, 这主要是由于高升力翼型绕流中一般存在着较强的分离等复杂流动, 而工程唯一可行的 RANS 方法预测复杂流动还存在着湍流模型精度不高等问题^[2-5]. 因此, 如何在设计中对高升力翼型的复杂流动进行准确预测一直是目前亟需解决的问题之一.

近年来, 针对高升力翼型的 CFD 模拟校验和改进, 国际上开展了大量的相关数值模拟和试验研究工作^[4-6], 并且专门设立了相关研究项目, 比如欧洲开展的 EUROLIFT 项目^[7-9]. 另外, 在欧盟的针对复杂流动湍流模拟 ATAAC (advanced turbulence simulation for aerodynamic application challenges) 项目^[10]中, 3 段高升力翼型 DLR-F15 3eOpt^[11] 的数值模拟也是“应用挑战”计算案例之一.

本文旨在研究工程常用涡黏湍流模型对 DLR-F15 3eOpt 高升力翼型降落阶段绕流模拟

的性能. 通过和试验及经过试验校验过的延迟脱体模拟 (delayed detached eddy simulation, DDES) 结果进行了详细对比, 包括翼型表面压力系数、马赫数、涡量场和湍动能分布等, 系统地分析了常用涡黏湍流模型对该高升力翼型的模拟能力, 为如何选择湍流模型、如何更好地理解模拟结果, 以及如何修改湍流模型提供参考.

1 算例描述

所研究的 DLR-F15 3eOpt 三段翼是 LEISA (low noise exposing integrated design for start and approach) 项目提出的一个带缝翼和襟翼的三维机翼的二维截面^[11]. 该翼型是欧盟 ATAAC 项目^[10]的“应用挑战”算例之一.

该翼型在低速风洞 NWB、声学风洞 AWB 和低温风洞 KKK 中进行过试验, 这里运用其在低速风洞中的试验结果^[12]. 低速风洞试验的马赫数 $Ma=0.15$, 基于升缩弦长的雷诺数 $Re=2.094 \times 10^6$, 温度 $t=18.7^\circ\text{C}$. 未校正的迎角 $\alpha=7.05^\circ$. 在本文的计算中与大多数文献一致, 采用的迎角 $\alpha=7^\circ$. 小迎角时风洞侧壁的流动分离可忽略, 流动可视作二维的, 故进行了二维数值模拟. 在试验中观测到的主要试验现象是缝翼翼隔区由流动造成的气动噪声和襟翼的 45% 弦长处发生的流动分离. 主要试验现象给数值模拟造成了几大挑战: ①为了预测缝翼翼隔处的气动噪声, 必需能准确地模拟出缝翼和主翼段间翼隔区的回流剪切层及复杂湍流流动结构; ②在缝翼钝的后缘之后产生了尾迹剪切层, 其与中间翼段边界层的掺混作用需要能准确地模拟出来; ③在中间翼段后缘会产生另一尾迹剪切层, 这个新产生的剪切层会和缝翼翼尾缘产生的剪切层一起影响到襟翼的流动特性; ④在逆压梯度的影响下, 襟翼会发生流动分离.

文献[10]用多种耦合 RANS/LES 法对该翼型进行了数值模拟, 研究了该方法用于高升力多段翼绕流模拟时的一些求解需求. 通过比较 zonal DDES, global DDES 和 IDDES (改进的延迟脱体

模拟)方法发现, IDDES 法预测出了襟翼上的流动分离且能够从流动机理的角度很好地处理缝翼尾迹和主翼段边界层的相互作用. 从数据上分析, 流动没能充分求解, 但总的来看 IDDES 法还是最具有潜力的, 需要在网格上进一步完善. 此外, 还运用了基于 Spalart-Allmaras 模型的 DDES 和 IDDES 法模拟了该翼型的绕流^[13], 并比较了流线和瞬时涡量, 评估了湍流剪切应力. Terracol 和 Deck 对该翼型的研究主要关注的是缝翼翼隔区域^[14]. 缝翼和襟翼的配置对商用飞机着落阶段总体噪声辐射有重大影响. 根据试验观测情况, 缝翼翼隔区域是主要的气动噪声区. Deck 和 Laraufie 主要运用 ZDES(zonal detached eddy simulation)法研究了起飞状态下该翼型的气动声学方面的特性^[15].

2 数值方法

2.1 计算网格

本研究中, 采用软件 ICEM 进行了网格绘制, 为了保证网格质量, 采用 C-O-H 类型多块分区结构化网格策略, 共 41 块, 网格块间所有连接网格都是完全匹配的, 以避免计算中引入插值误差. 进行了网格无关性验证, 最终使用的网格节点数为 697 211 个. 近壁网格与壁面间的距离设置为 0.01 mm, 使得壁面 y^+ 值约为 1. 图 1 所示的是用于计算的网格.

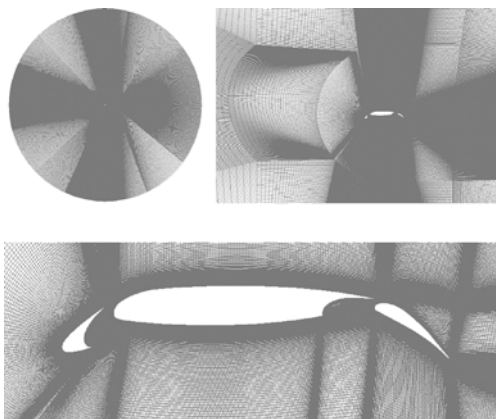


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational mesh

2.2 湍流模型和求解方法

使用 Fluent 软件^[16], 采用其中常用的 7 个涡黏湍流模型对 DLR-F15 3eOpt 三段高升力翼型绕流进行了数值模拟. 常用的 7 个涡黏模型为: Spalart-Allmaras 模型^[17](简称 SA 模型)、Standard $k-\epsilon$ 模型^[18](简称 SKE 模型)、RNG(re-nor-

malization group) $k-\epsilon$ 模型^[19](简称 RNG 模型)、realizable $k-\epsilon$ 模型^[20](简称 RKE 模型)、standard $k-\omega$ 模型^[21](简称 KW 模型)、SST $k-\omega$ 模型^[22](简称 SST 模型)和 v^2-f 模型^[23](简称 V2F 模型). 除了一方程 SA 模型和四方程 V2F 模型外, 其余 5 个湍流模型都是两方程模型. 为了提高模拟精度和使用同一套网格, 对于 $k-\epsilon$ 系列模型, 近壁区采用了增强壁面处理模型.

压力速度耦合求解采用的是 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法, 对流项和扩散项分别采用 2 阶迎风格式和中心差分格式进行离散.

2.3 计算边界条件

在本翼型绕流的计算中, 风洞试验给出的条件有来流马赫数、雷诺数、温度、来流方向角, 故采用了压力远场边界条件. 根据翼型试验情况, 设定压力远场边界参数如下: 相对静压为 101 325 Pa, 来流马赫数为 0.15, 来流方向迎角为 7° , 温度为 291.85 K. 在翼型表面采用了无滑移壁面边界条件.

3 计算结果分析

3.1 压力系数比较

该翼型 NWB 低速风洞试验提供的试验数据是压力系数 C_p . 在研究过程中, 以点线图的形式比较了数值模拟和试验测量(Exp.)的 C_p 值, 如图 2 所示, 图中 c 表示翼型弦长. 在数值模拟过程中, 压力系数 C_p 的计算公式如下:

$$C_p = \frac{p_{\text{wall}} - p_{\text{far field}}}{p_0 - p_{\text{far field}}}$$

式中 p_{wall} 为壁面静压, $p_{\text{far field}}$ 为远场静压, p_0 为远场总压.

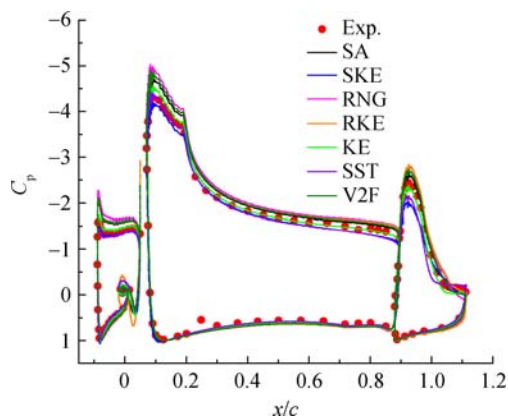


图 2 压力系数 C_p

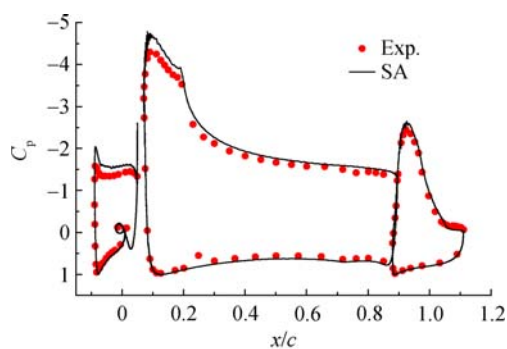
Fig. 2 Pressure coefficient C_p

从压力系数 C_p 的整体分布来看,不同模型预测的压力系数 C_p 的变化趋势与试验值基本吻合. SA 模型、 $k-\epsilon$ 系列模型及 V2F 模型预测出的压力系数 C_p 与试验值的偏离程度大于 $k-\omega$ 系列模型. 从 C_p 的变化趋势可看出,在每个翼段前缘处,由于翼型的存在,流动突然受到了排挤,在低速运动的情况下,气体流速增大,静压减小. 在中间翼段和襟翼前缘吸力面,由于翼缝的存在使得翼型下方压力面高速气流往上翼面补充,气体流速较大,因此静压的减小比缝翼前缘大. 在缝翼后缘,随着翼型截面厚度的减小,流动受到翼型的排挤作用减小,静压有所回升. 在缝翼翼隔区,大的几何凹陷产生了回流区,气流被快速卷入,伴随着压力面压力的降低和回旋现象. 在中间翼段处,越过最大速度的翼剖面后,翼剖面厚度的减小使得气流占据的空间增大,流速的减小使得压力逐渐升高,出现逆压梯度. 但是此处翼剖面厚度减小较缓,在通过缝翼翼隔自高压侧往低压侧补充的高速气流的吹动以及上游缝翼尾迹剪切层能量输运的作用下,此时吸力侧气体的实际速度不减反增,因此静压呈略微下降趋势. 襟翼尾缘几何上呈现出急剧往下压的形态,使得吸力面流动空间急剧增大,出现强的逆压梯度影响,此时仅靠襟翼翼隔处从压力面补给的高速气流的吹动作用、上游尾迹剪切层的能量输运和静压值下降对动能的补给,无法抵制这么强的逆压梯度作用,下游更高的压力使得气流向相反方向运动,形成逆流,使得上游来的边界层与壁面发生分离. 边界层分离后,静压很难进一步提高,通常维持在分离点处静压水平. 分离点后翼面压力远小于没有发生分离时的静压值,因而产生了大的压差阻力,对升力的产生不利. 吸力面出现流动分离后, C_p 值保持在分离点处的大小,持续到气流完全离开翼型.

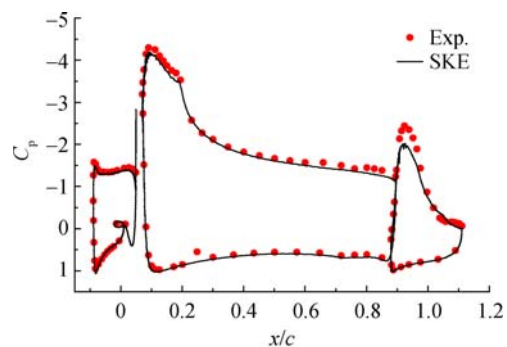
接下来,分别比较了每一个湍流模型计算出的 C_p 值与风洞试验得到的 C_p 值,7 个用来计算的模型模拟的 C_p 值如图 3 所示.

从图 3(a)可以看出,SA 模型过大地预测了缝翼和中间翼段吸力面的静压. 从趋势上看,其对前缘处最小速度预测得过小了,进而导致吸力面压力值整体偏大的预测结果. 从襟翼段水平分布的 C_p 值可看出,SA 模型对分离点位置的预测滞后于试验所观测到的分离点位置,同时也将襟翼流动抵制逆压梯度的能力预测得比实际要好. SA 模型过小预测了翼型表面除分离外所有的流速,因此静压值相对于试验值有往外“膨胀”的感觉.

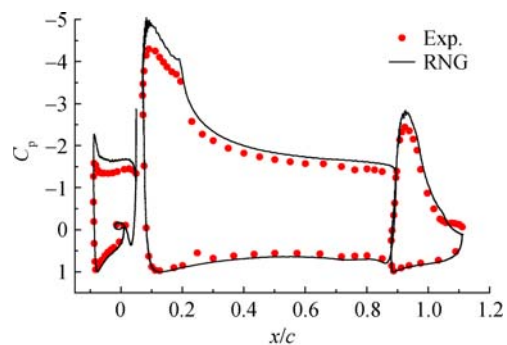
$k-\epsilon$ 系列模型许多模拟项建立在各向同性假设之上,使得其对一些各向异性较强的流动. 例如分离流动,不能很好地进行模拟. 总的来看, $k-\epsilon$ 系列模型对该翼型的模拟结果不是很理想(图 3(b)~图 3(d)). 从图中可以看出 SKE 模型预测的压力系数与试验值比较接近(图 3(b)),但在吸



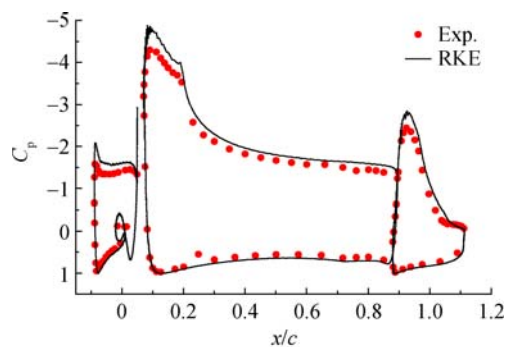
(a) SA模型



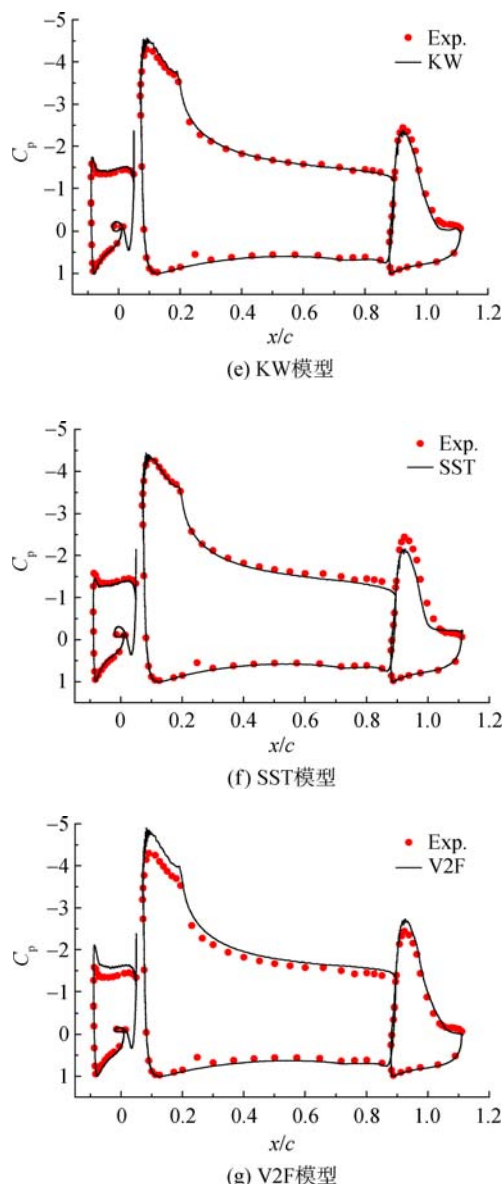
(b) SKE模型



(c) RNG模型



(d) RKE模型

图 3 各个模型计算的 C_p Fig. 3 C_p of different models

力面和压力面都预测得略微偏低,吸力面过大预测了前缘处最小速度,以至于静压峰值及其后的压降段往下偏离了.结合后文湍动能的预测来看,该湍流模型对中间翼段前缘最小速度过大预测的原因是过大预测了此处的湍流强度,翼隔处高速往吸力面补充的气流动能在下一翼段前缘就大量通过湍流能量运输补充给了下翼段边界层流体,湍动能的运输使得最小速度大于实际值.受前缘处最小速度过大预测的影响,在中间翼段偏后缘处,预测出的流速的增加大于实际值,使得往后的速度都有偏大趋势.这种影响在襟翼绕流上体现得更强烈,大于实际速度的气流冲击襟翼,使得其静压峰值很大程度地小于试验值,同时流速的增加有利于抵制逆压梯度的作用,该模型模拟结果

直到气体离开翼型的最末端都没有出现试验中所观测到的脱流现象. RNG 模型和 RKE 模型由于模型本身的影响,对静压值的预测整体偏大(图 3(c)和图 3(d)).在襟翼吸力面绕流上,过大预测的静压在逆压梯度的影响下都用来补给速度以抵制逆压梯度的影响.这两个模型对速度预测得小于实际值,过小的速度预测,使得其对湍动能的预测也是不足的.与 RNG 模型相比, RKE 模型预测的缝翼凹陷处涡运动的强度相对较小,使得此处静压值的起伏大于试验值. RNG 模型未能预测出襟翼上的流动分离, RKE 模型预测出了襟翼吸力面的流动分离,但是受湍流强度预测不足的影响,分离点的位置比试验滞后了很多,分离强度也大大减小了.

$k-\omega$ 系列模型对该翼型绕流的模拟比较可观(图 3(e)和图 3(f)),总的来看与试验值都吻合得很好,但局部也有些小的不足.从缝翼绕流看, KW 模型(图 3(e))预测的前缘最小速度与试验值相比略偏小,以至于模拟出的前缘吸力面静压与试验值相比略微位于试验值之上. SST 模型(图 3(f))预测的缝翼前缘最小速度略微大于试验值,使得缝翼段静压值略微位于试验值之下.对于中间翼段, KW 模型的预测几乎完全与试验数据吻合, SST 模型预测的前半段与试验数据一致,但受过大的前缘尾迹剪切层湍动能运输的影响,后半段偏后的位置静压值的下降比实际试验值略大.这个影响,加上襟翼翼隔处压力侧气流往吸力面的补给作用,使得 SST 模型预测的襟翼前缘最小速度大于了实际试验测量值,理论上在逆压梯度作用下抵制分离的能力有所增强,但是结合涡量图来看该模型对汇合边界层(confluent boundary layer)模拟得较厚,最终过厚的尾迹剪切区加速了分离的发生,使得预测的分离点在试验观测到的分离点之前,同时压力对速度的补偿量也有所减小. KW 模型预测的襟翼最小速度也比试验值略大,但偏离程度不及 SST 模型.受湍动能运输的影响, KW 模型在襟翼处略微偏大的速度预测加强了气流抵制逆压梯度的能力,使得预测出的分离点比实际滞后,在分离发生后压力梯度很快降低.与之类似, SST 模型预测的分离也是完全的.

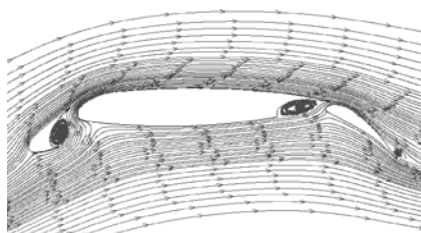
整体上看 V2F 模型预测的静压值相对试验值呈“膨胀”趋势(图 3(g)), 3 个翼段前缘最小速度值都过小预测了,从而造成了全局速度的过小预测,但是从中间翼段中后段压降程度看,在湍流

输运的作用下,该处速度有所增加,襟翼前缘最小速度与实际的差值也有所降低.理论上小的速度抵制逆压梯度的能力会减弱,但是该模型预测的尾迹剪切区较小,前一翼段尾迹剪切层对后一翼段边界层的湍动能输运较大,使得动能有所增加,有利于抑制分离的发生,最终模拟出的分离点比试验观测略微滞后了,分离后的流速也比实际的大.

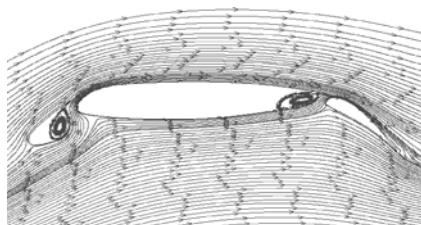
3.2 流线比较

NWB 低速风洞试验中在襟翼 45% 的弦长处观测到了流动分离^[12],从流线图中可以清楚地观测到不同湍流模型对分离的模拟情况.

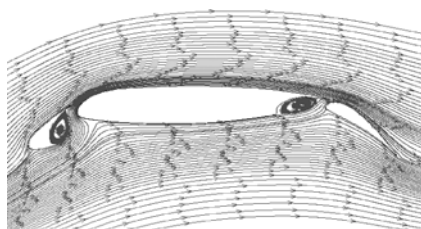
SA 模型、KW 模型、SST 模型和 V2F 模型模拟出了襟翼上明显的流动分离.从图 4 可看出,SA 模型预测出的流动分离幅度较小,位置比较靠后,根据襟翼表面速度梯度为零的点计算得,分离点约在 73.52% 襟翼弦长处;KW 模型模拟出



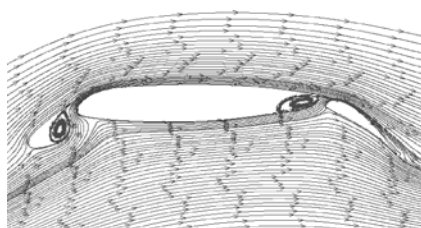
(a) SA模型



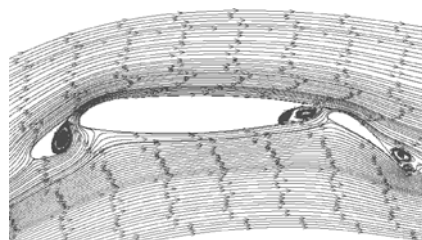
(b) SKE模型



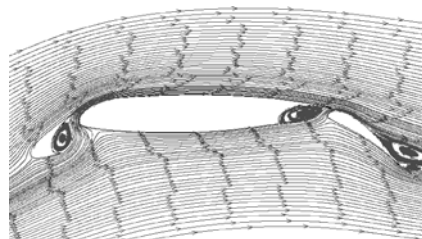
(c) RNG模型



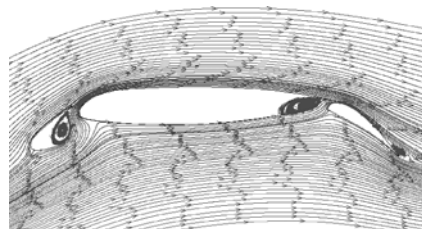
(d) RKE模型



(e) KW模型



(f) SST模型



(g) V2F模型

图 4 各个模型模拟的流线

Fig. 4 Streamline simulated by different models

的流线在 49.96% 襟翼弦长的地方出现了流动分离,与试验值比较接近;SST 模型模拟出的流线在 49.97% 襟翼弦长处出现了流动分离,分离的强度比较大;V2F 模型模拟出的流线在襟翼靠近尾部,即 77.24% 襟翼弦长的地方出现了小的流动分离,分离的强度不是很大,位置也比较靠后. RKE 模型预测的流线在襟翼后缘有分离强度很小的分离,分离点大约在 75.27% 襟翼弦长处. SKE 模型和 RNG 模型预测的襟翼上的流动几乎无分离,从流线上很难看出.

3.3 襟翼马赫数比较

在文献[15]中,用 ZDES 的方法对该翼型绕流进行了计算,ZDES 方法目前在高升力多段翼型绕流上属于验证过的性能比较好的方法.这里将文献[15]中运用该方法进行三维周期性边条非定常计算所得到的二维瞬态马赫数场(如图 5 所示)用来与 RANS 的计算结果作比较.

与 ZDES 的计算结果相比,SA 模型预测的马赫数(图 6(a))与文献[15]中的模拟结果大体一致,SA 模型对分离点的预测较 ZDES 滞后,分

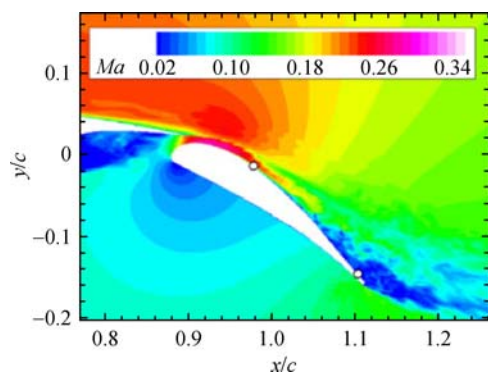


图5 文献[15]中 ZDES 方法计算的马赫数

Fig. 5 Mach number calculated by ZDES method in Ref. [15]

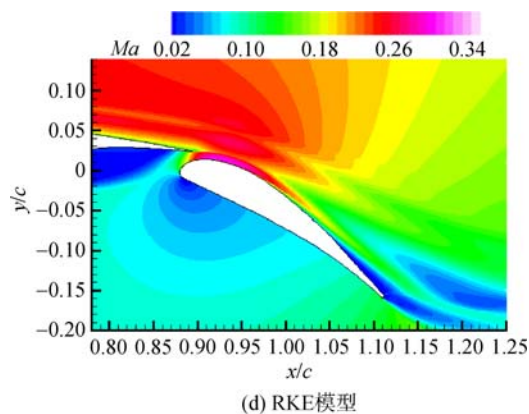
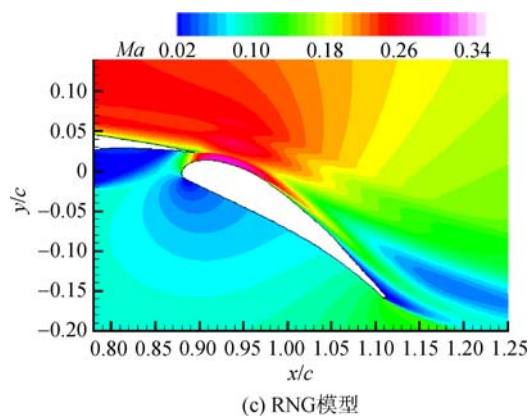
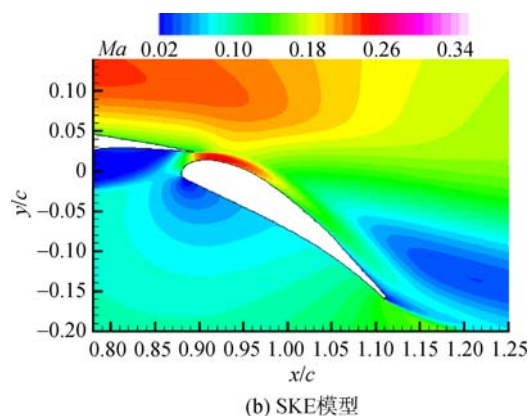
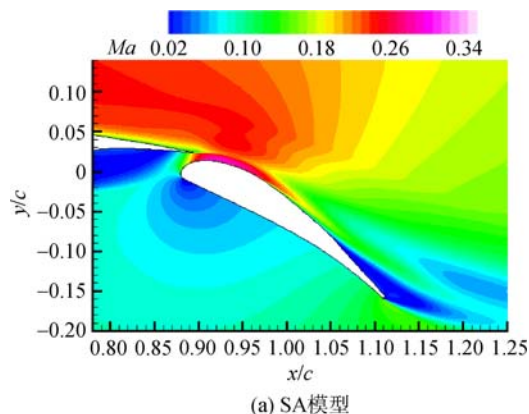
离强度没有 ZDES 预测得大. SKE 模型(图 6(b))未能预测出襟翼上的流动分离,襟翼前缘附近上方流场速度预测得偏小,即吸力面高速流动的区域预测得过小. 总体预测结果与 ZDES 结果相差很大. RNG 模型(图 6(c))也几乎没有预测出襟翼上的流动分离,其他地方的马赫数场与 ZDES 预测得基本一致. RKE 模型(图 6(d))预测的高速流动的区域比 ZDES 结果要广,此外分离点的预测较 ZDES 的预测结果要滞后,且分离强度很小;该模型对合流后的尾迹区域的处理不是很理想,预测的尾迹剪切区域较大,尾迹上方流动区域逆压梯度的影响相对减弱了. KW 模型(图 6(e))预测的马赫数与 ZDES 预测的相比襟翼压力面低速区的范围有所缩减,其他从定常计算的角度与非定常计算的 ZDES 瞬态场还是吻合得比较好的. SST 模型(图 6(f))预测的高速流动区域面积有所缩减,对应的吸力面低速流动区域的范围也较 ZDES 结果要小;该模型预测的分离点比较靠前,对分离区域预测得较 ZDES 模拟的大,尾迹区也预测得比 ZDES 预测得大,进而加速了分离的发生. V2F 模型(图 6(g))对中间翼段尾迹剪切层与下游襟翼边界层间掺混形成的汇合流动区域的预测与 ZDES 的预测结果有所差异. 从图中可以清晰看出,在中间翼段尾缘,缝翼的尾迹剪切层与中间翼段边界层是独立存在的,直到襟翼上方尾迹区,这种掺混才体现出来,由于掺混产生的湍动能的输运作用,分离点出现的位置较 ZDES 滞后.

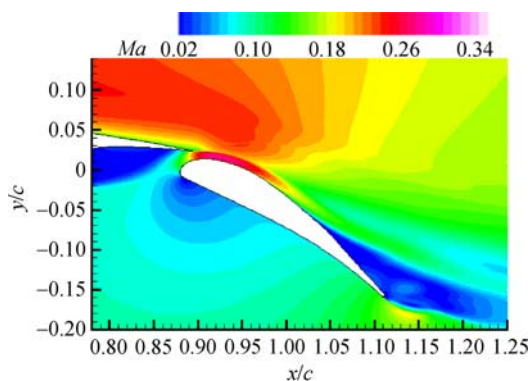
3.4 涡量场比较

文献[10]中运用基于 SA 模型的 IDDES 模型对该翼型进行了绕流计算,采用了周期性边条,即模拟的展向无限长的情况,其中对涡量大小的计算结果如图 7 所示. 从图中可以看出,流动中涡

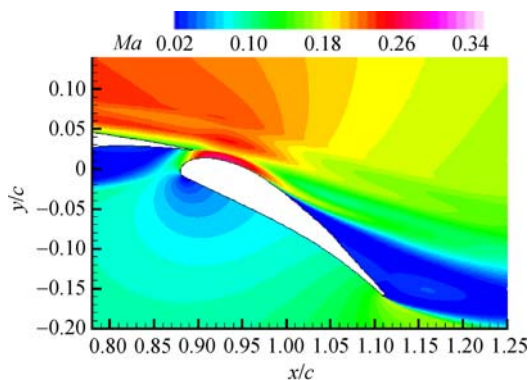
的尺度变化范围很大.

DES(detached eddy simulation)模型^[24]可成功运用于具有大分离的附着流动模拟. 在此基础上

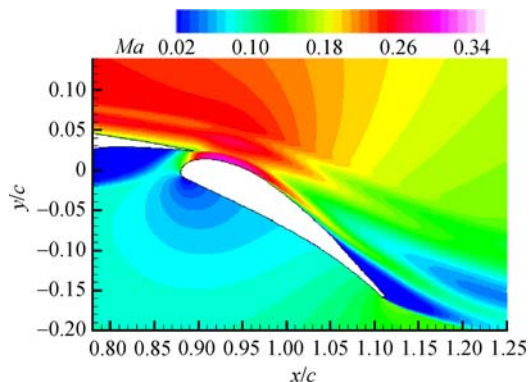




(c) KW模型



(f) SST模型



(g) V2F模型

图6 不同模型计算的襟翼马赫数

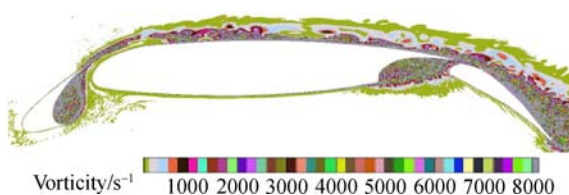
Fig. 6 Ma calculated by different models

图7 文献[10]中 IDDES 方法求解的涡量场

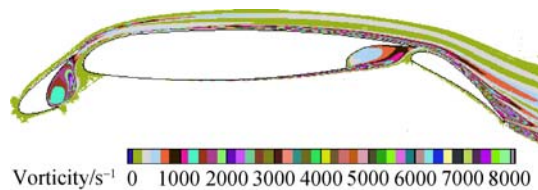
Fig. 7 Vorticity calculated by IDDES method in Ref. [10]

上, IDDES 额外增加了求解边界层外部的壁面模化 LES (large eddy simulation) 程序^[25], 进而实现了在给定空间与时间上对尾迹剪切层与下游翼段

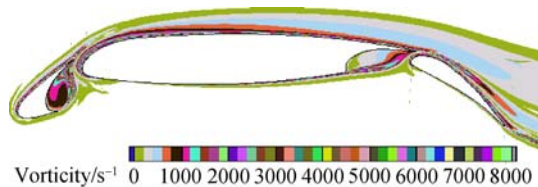
边界层掺混形成的汇合边界层更有效的模拟. 基于 SA 模型的 IDDES 模型对涡结构模拟的很细, 此外该模型模拟出了中间翼段翼隔处涡对襟翼前缘流动的影响.

RANS 模型整体预测出的小尺度涡结构区域偏小, 对缝翼尾迹剪切层与中间翼段边界层掺混形成的汇合边界层预测得不是很好. RANS 模型计算的涡量大小如图 8 所示.

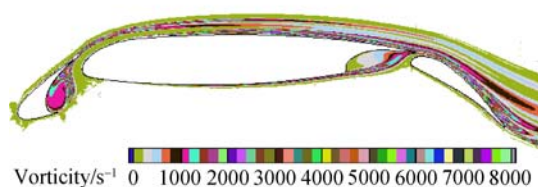
忽略 RANS 模型对小尺度涡的模拟不是很好这个问题, SA 模型 (图 8(a)) 预测的缝翼尾迹



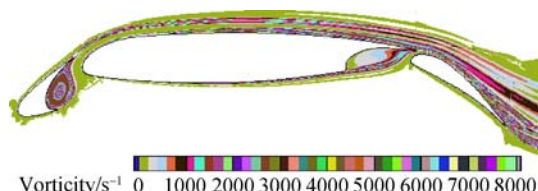
(a) SA模型



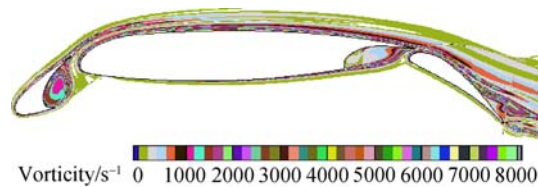
(b) SKE模型



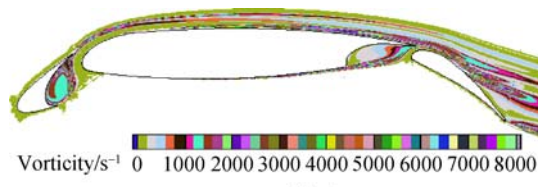
(c) RNG模型



(d) RKE模型



(e) KW模型



(f) SST模型

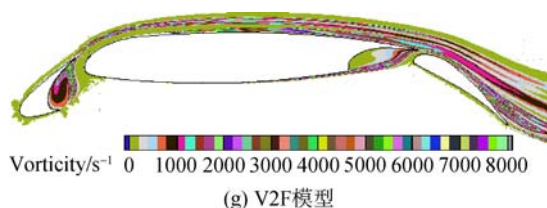


图 8 不同模型模拟的涡量场

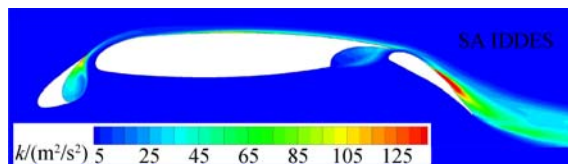
Fig. 8 Vorticity simulated by different models

剪切层与中间翼段边界层的掺混作用不是太明显,襟翼上方流动区域小尺度涡区模拟的较 IDDES 方法小. SKE 模型模拟的结果(图 8(b))中,缝翼尾迹剪切层与中间翼段边界层掺混的效果不是很好;此外,在中间翼段前缘处出现了小尺度涡区域,与该处理论上应该存在射流不是很符合,也与除了 KW 模型(图 8(e))外其他模型的预测结果很不一致;总的来说,这个模型对该翼型的模拟结果不是很好. 与 SKE 模型相比,RNG 模型(图 8(c))对缝翼尾迹模拟得比较显著,但是其对中间翼段翼隔处涡处理得不是太理想,这个问题在 $k-\epsilon$ 系列其他模型中也出现了,推测是受模型特性的影响. 相对于其他 RANS 模型,RKE 模型(图 8(d))对缝翼翼隔处涡的模拟更细,其模拟的中间翼段尾迹剪切层对襟翼边界层的能量输运很大,以至于抑制了分离的产生. KW 模型(图 8(e))对缝翼和中间翼段翼隔区域涡的模拟尺度较大,整体预测出的小尺度涡结构的区域偏少,其预测的具有小尺度涡结构的边界层很薄;该模型也未能很好预测出尾迹区域中的涡结构,或者说其预测的尾迹区域比 IDDES 预测得小很多. SST 模型(图 8(f))对缝翼和中间翼段翼隔区域涡的预测不是很细,但整体上考虑时均效应,其对中间翼段汇合边界层的模拟结果与 IDDES 最为接近;但是,该模型模拟出的分离区域几乎无小尺度涡结构,与 IDDES 模拟的分离区域差异较大. V2F 模型(图 8(g))对襟翼尾迹区域小尺度涡结构相对模拟得较好,只是尾迹区大小模拟得较小.

总的来说,RANS 模型对小尺度涡结构的模拟不是很理想,对缝翼尾迹剪切层与中间翼段边界层掺混后形成的汇合边界层预测得不是很好,造成这种现象的原因是湍流模型本身没有俘获相关的物理特性. RNG 模型、RKE 模型、SST 模型及 V2F 模型中对湍流的影响模化不足,使得其趋于对缝翼尾迹预测得过于显著. 此外,SKE 模型和 KW 模型对中间翼段前缘射流区的模拟与 IDDES 差异较大.

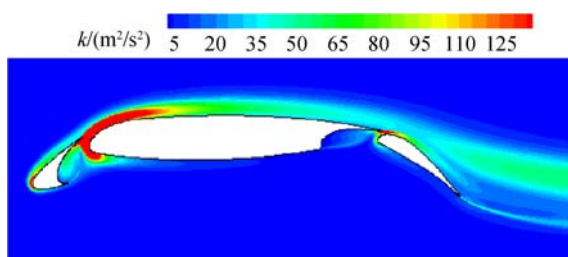
3.5 湍动能比较

文献[10]中用基于 SA 模型的 IDDES 方法对该翼型绕流进行了计算,得到的湍动能(k)的计算结果如图 9 所示.

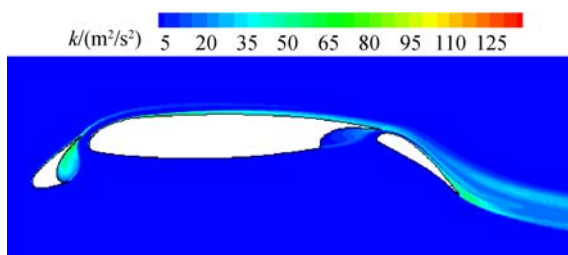
图 9 SA-IDDES 方法计算得到的湍动能^[10]Fig. 9 Turbulent kinetic energy calculated by SA-IDDES method^[10]

基于 SA 模型的 IDDES 方法对襟翼分离前区域的湍动能预测值最大,符合逆压梯度作用下流体的流动规律. RANS 模型中,SA 模型无法直接输出湍动能的计算结果,这里给出了其他 RANS 涡黏模型对湍动能的模拟结果.

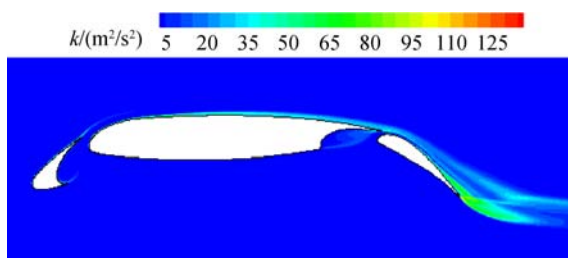
不同模型模拟的湍动能如图 10 所示. SKE 模型(图 10(a))预测的最大湍动能位于每一翼段前缘处附近,与除 KW 模型(图 10(d))外其他模型模拟的结果都不太一致,是由于该模型的刚性



(a) SKE模型



(b) RNG模型



(c) RKE模型

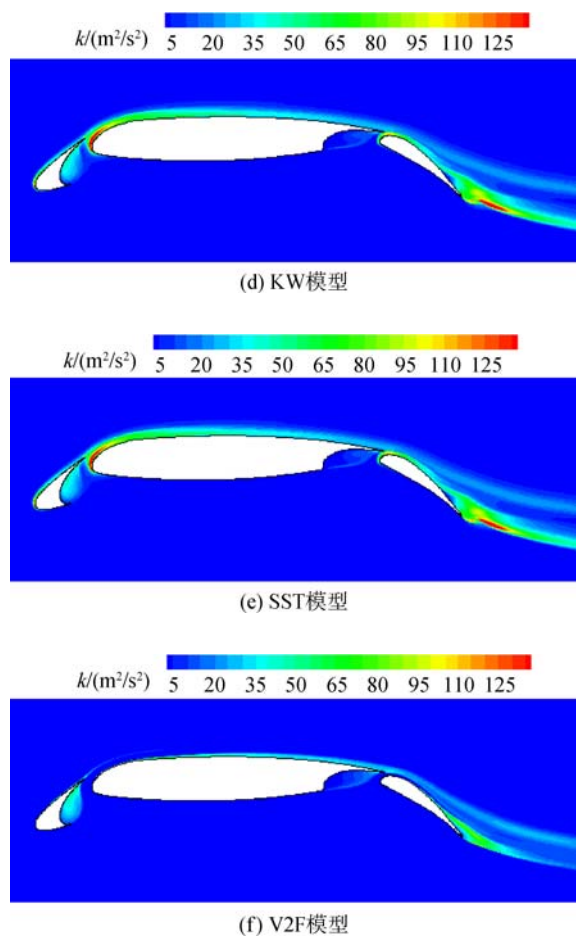


图10 不同模型模拟的湍动能

Fig. 10 Turbulent kinetic energy simulated by different models

问题造成的. RNG 模型(图 10(b))没有预测出襟翼表面流动分离,图上没有出现最大湍动能区域. RKE 模型(图 10(c))未预测出缝翼翼隔区域较大的湍动能,也没有预测出襟翼表面流动分离对应的增大的湍动能区域. KW 模型(图 10(d))预测出的襟翼分离区湍动能很小,最大湍动能区位于襟翼下游尾迹中,与 SKE 模型(图 10(a))一样中间翼段前缘出现了局部大湍动能区. SST 模型(图 10(e))模拟出的襟翼分离区湍动能很小,分离区附近湍动能很大,与 IDDES 预测的分离区湍动能大的区域不很一致. 此外襟翼下游尾迹中也出现了很大的湍动能区. 从分离区湍动能较大来看, V2F 模型(图 10(f))模拟出的分离区很小. 该模型对湍动能的预测总体偏小.

总的来看, SKE 模型和 KW 模型在翼型前缘预测出较大湍动能区域,与 IDDES 的预测结果不符. RNG 模型、RKE 模型及 V2F 模型预测的湍动能整体偏小. KW 模型及 SST 模型预测出的襟翼下游尾迹中具有较大的湍动能区域.

4 结 论

本文针对高升力翼型 DLR-F15 3eOpt, 采用 Fluent 软件研究了常用的 7 个基于涡黏设的湍流模型对该翼型降落阶段绕流的模拟性能. 7 个湍流模型分别为: SA 模型、SKE 模型、RNG 模型、RKE 模型、KW 模型、SST 模型和 V2F 模型. 通过和试验及经过试验校验过的 DDES 结果(如翼型表面压力系数、马赫数、涡量场和湍动能分布等)进行详细地对比, 系统地分析了常用涡黏流模型对该高升力翼型的模拟能力. 得到主要结论如下:

1) 总体上看, KW 模型对该高升力翼型的绕流模拟性能最好, 所预测的翼型表面压力系数、襟翼马赫数分布、襟翼分离区位置和大小等, 都与试验及 DDES 结果吻合较好. 相对其他模型, SST 模型性能也较好; 另外一方程 SA 模型和四方程 V2F 模型具有相近的性能; $k-\epsilon$ 系列模型性能相对较差.

2) 对于襟翼上的流动分离, 除 KW 模型能较为准确预测外; SST 模型也能较为准确地预测分离点, 只是分离区略大; SA 模型和 V2F 模型预测的分离点靠后, 分离区也较小; 而 $k-\epsilon$ 系列模型几乎未能预测出流动分离. 另外对于汇合边界层, 所有湍流模型预测得都不够准确.

3) 从湍流场看, 所有湍流模型预测的湍动能都不够准确, 均未预测出襟翼分离区附近湍动能“最大”的分布特征. 相对而言, KW 模型和 SST 模型预测较好; 其他湍流模型预测的湍动能明显偏小; SKE 模型由于刚性等原因预测偏差最大.

下阶段拟采用 DDES 对该翼型绕流进行数值模拟, 深入分析该翼型绕流的流动机理和湍流特性, 进一步开展湍流模型的改进工作.

参考文献:

- [1] Meredith P T. Viscous phenomena affecting high-lift systems and suggestions for future CFD development[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP 515, 1993.
- [2] LIU Yangwei, YU Xianjun, LIU Baojie. Turbulence models assessment for large-scale tip vortices in an axial compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(1): 15-25.
- [3] LIU Yangwei, LU Lipeng, FANG Le, et al. Modification of Spalart-Allmaras model with consideration of turbulence energy backscatter using velocity helicity[J]. Physics Letters A, 2011, 375(24): 2377-2381.
- [4] Rumsey C L, Ying S X. Prediction of high lift: review of

- present CFD capability[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 145-180.
- [5] Murayama M, Lei Z, Mukai J, et al. CFD validation for high-lift devices: three-element airfoil[J]. Transaction of the Japan Society Aeronautical & Space Sciences, 2006, 49(163): 31-39.
- [6] Catalano P, Amato M. An evaluation of RANS turbulence modelling for aerodynamic applications[J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(7): 493-509.
- [7] Hansen H, Thiede P, Moens F, et al. Overview about the European high lift research program EUROLIFT[R]. AIAA-2004-767, 2004.
- [8] Rudnik R. Stall behaviour of the EUROLIFT high lift configurations[R]. AIAA-2008-836, 2008.
- [9] Rudnik R. CFD assesment for high lift flows in the European project EUROLIFT[R]. AIAA-2003-3794, 2003.
- [10] Reuß S, Knopp T, Schwamborn D. Investigation of the resolution requirements for a hybrid RANS/LES simulation of a multi-element airfoil[J]. Computational Flight Testing, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2013, 123: 43-57.
- [11] Wild J, Pott-Pollenske M. An integrated design approach for low noise exposing high-lift devices[R]. AIAA-2006-2843, 2006.
- [12] Knopp T, Reuß S, Schwamborn D. Test case AC01 high lift configuration from LEISA project[R]. German Aerospace Center, DLR AS-CA D37073, 2012.
- [13] Reuß S, Knopp T, Schwamborn D. Hybrid RANS/LES simulation of a three-element airfoil[J]. Computational Flight Testing, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2012, 117: 357-367.
- [14] Terracol M, Deck S. Numerical investigation of the flow around a three-element high-lift airfoil using two zonal hybrid RANS/LES methods: ZDES and NLDE[J]. Computational Flight Testing, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 2012, 117: 345-355.
- [15] Deck S, Laraufie R. Numerical investigation of the flow dynamics past a three-element aerofoil[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2013, 732(2): 401-444.
- [16] FLUENT Incorporation. FLUENT 6.0 user's guide[R]. Lebanon, NH: FLUENT Incorporation, 2003.
- [17] Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-439, 1992.
- [18] Launder B E, Spalding D B. Lectures in mathematical models of turbulence[M]. London: Academic Press, 1972.
- [19] Yakhot V, Orszag S A. Renormalization group analysis of turbulence: I basic theory[J]. Journal of Scientific Computing, 1986, 1(1): 1-51.
- [20] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy-viscosity model for high Reynolds number turbulent flows-model development and validation[J]. Computers Fluids, 1995, 24(3): 227-238.
- [21] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[R]. La Canada, California: DCW Industries Incorporation, 1998.
- [22] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [23] Durbin P A. Separated flow computations with the $k-\epsilon-v^2$ model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(4): 659-664.
- [24] Spalart P R, Jou W H, Strelets M K, et al. Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach[M]. Columbus OH: Greyden Press, 1992.
- [25] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.

(编辑:叶青、王碧珺)