

基于 e^N 转捩预测方法的增升装置失速特性数值模拟研究



魏闯^{1,2,*}, 张铁军^{1,2}, 钱战森^{1,2}

1. 航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034

2. 高速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘要: 基于三维可压缩 Navier-Stokes 方程耦合 e^N 转捩预测方法, 对 30P30N 二维多段翼型和 DLR-F11 三维增升装置进行了数值模拟研究。计算结果表明, e^N 方法计算得到的转捩位置与试验值符合较好, 增升装置翼面特别是主翼和襟翼下翼面存在大范围层流流动, 为提高增升装置绕流计算精度, 计算中考虑转捩的影响是非常有必要的。相比全湍计算, e^N 转捩计算升力系数与试验值符合更好, 提高了增升装置大迎角失速特性计算精度。

关键词: 增升装置; 失速特性; 数值模拟; 转捩预测; e^N 方法

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.005

基于雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程的现代计算流体力学 (CFD) 技术已广泛应用到运输机高、低速构型气动特性评估。然而由于低速增升装置构型 (高升力构型) 涉及流动分离与转捩、湍流再层流化、不同翼段边界层干扰、边界层/尾迹的掺混和非定常流动等复杂流动现象^[1,2], CFD 在预测其气动特性方面仍然存在诸多不足^[3,4]。

针对增升装置的 CFD 验证和确认, 国外开展了许多工作, 最具代表性的工作包括欧盟资助的两期欧洲高升力计划 (EUROLIFT 项目)^[5,6] 和美国应用空气动力学技术委员会资助的两期高升力预测研讨会 (HiLiftPW)^[7,8]。EUROLIFT I 始于 2000 年, 有包括 7 个国家的 14 个合作团队参与此项目, 主要通过对流动转捩的研究, 进一步了解增升装置流动现象和雷诺数影响, 评估和改进 CFD 工具, 以及获取确认 CFD 所需的高、低雷诺数时高质量风洞试验数据等方面的研究, 紧密结合计算和试验工具, 提高欧洲航空工业界计算最大升力系数、预估失速现象的能力。在 I 项目结束之后又启动了 II 项目, 通过试验和数值分析, 获得真实运输类飞机增升构型流动涡控制 (短舱扰流片, 缝翼翼根精细设计) 作用机理, 在 RANS 求解器中加入预估转捩位置的工具, 以研

究转捩对气动性能的影响, 评估利用 CFD 工具进行增升装置优化设计的能力。2009 年和 2012 年, 美国 AIAA 启动了第一届和第二届高升力 CFD 预测会议 (AIAA CFD High Prediction Workshop), 通过发布基准研究构型、提供基础计算网格、公布翔实的风洞试验结果等组织方式, 吸引了世界范围内相关研究机构和 CFD 工作者的广泛参与, 公布了如 CFL3D、FUN3D、NSU3D、TAU、Edge 等诸多先进程序以及 CFX 等商业软件的计算与试验对比结果, 促进了增升装置数值模拟技术的发展。2016 年 AIAA 又启动了第三届高升力 CFD 预测会议, 目前正在如火如荼地进行中。

国内成水燕、李中武、聂智军等^[9] 为获得有效预测高升力构型失速特性的计算方案, 基于专门用来确认 CFD 计算软件高升力计算能力的标准气动模型 (NASA 梯形机翼增升模型), 针对低速增升装置失速特性这一挑战问题开展了数值研究, 系统评估了计算软件、计算网格、计算方法等对失速特性的预测能力, 为民用飞机增升装置失速特性计算评估提供有意义的参考。王运涛、李松、孟德虹等^[10,11] 采用亚跨超声速 CFD 软件平台 (TRIP), 结合切应力输运 (SST) 两方程湍流模型和 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型, 开展了湍流模型对增升装

收稿日期: 2019-08-19; 退修日期: 2019-08-23; 录用日期: 2019-08-30

*通信作者. Tel.: 024-86566716 E-mail: agangood@sina.com

引用格式: Wei Chuang, Zhang Tiejun, Qian Zhansen. Number simulations on stall characteristic for high-lift configuration based on e^N transition method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 33-39. 魏闯, 张铁军, 钱战森. 基于 e^N 转捩预测方法的增升装置失速特性数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 33-39.

置数值模拟精度的影响以及增升装置襟翼参数变化对气动特性的影响研究,结果表明采用转换模型可以提高气动特性的模拟精度,计算初值对失速迎角附近的气动特性有明显影响,确认 TRIP 软件模拟增升装置构型局部参数变化引起微小气动特性变化的能力。

本文利用中国航空工业空气动力研究院耦合 e^N 转换预测方法的 ARI_OVERSET 数值计算平台,对 30P30N 和 DLR-F11 典型二维和三维增升装置低速扰流问题进行数值计算分析,研究 e^N 转换预测方法在增升装置绕流计算的应用和对其气动性能计算精度的影响。

1 数值计算方法

1.1 e^N 转换预测方法

本文数值计算采用中国航空工业空气动力研究院 ARI_OVERSET 数值计算平台,该平台耦合 e^N 转换预测方法,可对翼型、机翼、机身和发动机短舱等部件进行转换判断。主要由三个模块构成:

(1) 三维 RANS 求解器模块

基于非结构化网格、有限体积法、空间离散格式为二阶迎风 Roe 格式、时间推进方式采用 LU-SGS(Low Upper Symmetric Gauss Seidel)隐式时间推进算法,湍流模型选用 SA 一方程模型。

(2) 三维边界层信息获取模块

包含两种方式:直接从 RANS 求解器提取出沿流线方向的边界层信息,此种方法对边界层网格质量要求较高;沿气流方向切割机翼,通过求解边界层方程计算得到边界层信息,此方法对网格量没有过高要求,可得到满足三维边界层稳定性分析所需边界层信息,本文计算用此方法。

(3) 稳定性分析模块

对于二维构型,仅包括流向 T-S 波不稳定性扰动的幅值放大因子,三维构型同时需要考虑横流 C-F 波不稳定性扰动的幅值放大因子,从而判断是否达到转换发生条件。

1.2 转换计算步骤

ARI_OVERSET 平台 e^N 自动转换计算流程如图 1 所示,具体求解过程为:

(1) 设置初始转换点位置。由于转换是指流动从层流转变为湍流的过程,采用层流流动状态作为初始流场符合流动转换的物理规律,因此一般将初始转换点位置设置在翼型或机翼等部件后缘。

(2) 求解 RANS 方程得到流场解,在指定计算步骤后,通过事先指定的方法来获取构型边界层数据。

(3) 调用稳定性分析模块来计算扰动幅值放大因子。稳定性分析模块通过分析构型边界层信息,计算沿边界层外边界或剖面上的幅值放大因子。

(4) 判断转换点,得到构型层流区范围。判断构型边界层外边界或剖面上的 T-S 波扰动和横流 C-F 波扰动的幅值放大因子是否达到转换发生条件,达到后的点即认为是转换点。

(5) 得到构型转换点后,并反馈给三维 RANS 求解器模块。重复迭代至转换位置收敛,依据收敛的转换信息继续 RANS 方程的迭代求解,直至最终达到流场收敛标准。

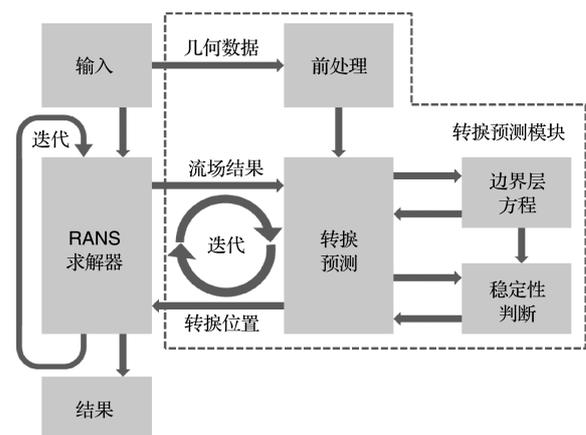


图1 ARI_OVERSET 平台耦合 e^N 转换计算流程

Fig.1 Framework of e^N transition prediction of ARI_OVERSET solver

2 二维增升装置计算分析

2.1 模型和计算网格

麦道航空公司的 30P30N 三段翼型是 CFD 工作者广泛采用的多段翼构型之一,它由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼三部分组成,为民机典型着陆构型。

计算网格采用的 C-H 型结构网格,计算域入口端距翼型前缘 $40c$,出口端距翼型后缘 $60c$,上下边距翼型各为 $40c$,绕翼型布置 560 个网格点,第一层网格高度为翼型弦长的 1.0×10^{-5} 倍,为更好地捕捉多段翼型流场细节,在缝道区域、各翼段尾迹区以及边界层区域等流场参数梯度较大的区域进行网格加密,总网格单元数约为 8.65 万,如图 2 所示。

2.2 计算结果与分析

计算状态为: $Ma=0.2$, $c=0.5588m$,基于弦长 $Re=9.0 \times 10^6$ 。图 3 给出了迎角 8° 时 e^N 自由转换计算转换点位置与试验值对比结果,可见本文计算方法能够较为准确地捕捉转换点位置,其中预测最差的为主翼下翼面,误差约为 $0.06c$,其他翼面误差不超

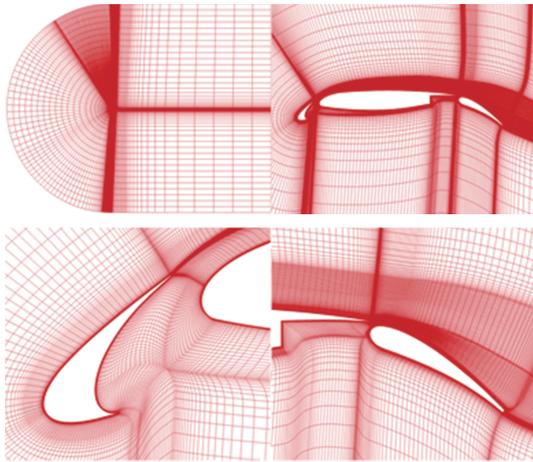


图2 30P30N计算网格

Fig.2 Mesh for 30P30N multi-element airfoil

过 $0.03c$ 。从图4计算和试验摩擦阻力系数对比结果可以看出,相比全湍计算, e^N 自由转捩计算缝翼和主翼上的表面摩擦阻力系数与试验更为符合,但襟翼上转捩后表面摩擦阻力系数与试验的偏差较大,这主要是转捩位置判断的误差引起的,数值模拟的转捩位置较试验靠前,因而影响到边界层形态,从而导致摩擦阻力的分布差异,参考文献[12]~参考文献[14]中,襟翼的表面摩擦阻力系数计算也存在这样的误差。

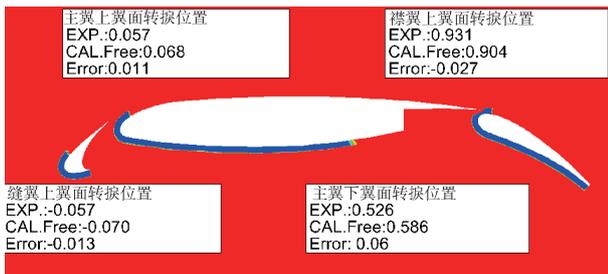


图3 30P30N自由转捩计算转捩点位置与试验值对比($\alpha=8^\circ$)

(蓝色:层流区;红色:湍流区)

Fig.3 Comparison of transition locations between experiment and numerical simulation for 30P30N at $\alpha=8^\circ$

(Blue: laminar; Red: turbulent)

从图5中30P30N自由转捩计算转捩位置随迎角变化结果可以看出,缝翼层流区范围随迎角增加而减小,至迎角 16° 时基本为全湍流,主翼上翼面转捩点随迎角增加先稍向后移而后前移,主翼下翼面转捩点随迎角增加大幅后移,襟翼上翼面转捩点随迎角增加略有前移,而襟翼下翼面所有迎角下基本为全层流,可见对于多段翼型来说其表面有较大范围的层流流动,因而为提高其数值计算精度,进行转捩计算以考虑转捩的影响是非常有必要的。

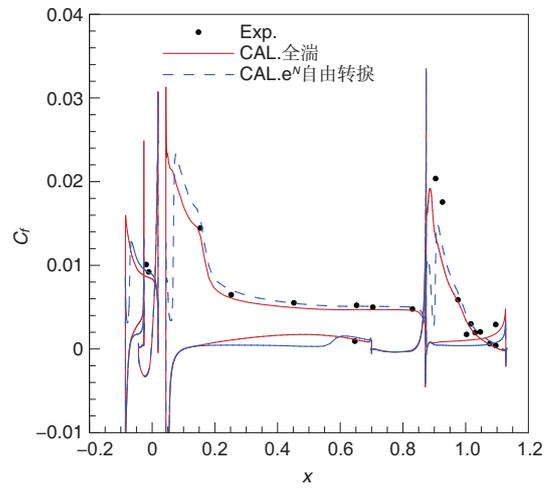


图4 30P30N全湍和自由转捩计算摩擦阻力系数与试验值对比结果($\alpha=8^\circ$)

Fig.4 Comparison of skin friction drag coefficient between experiment and numerical simulation for 30P30N at $\alpha=8^\circ$

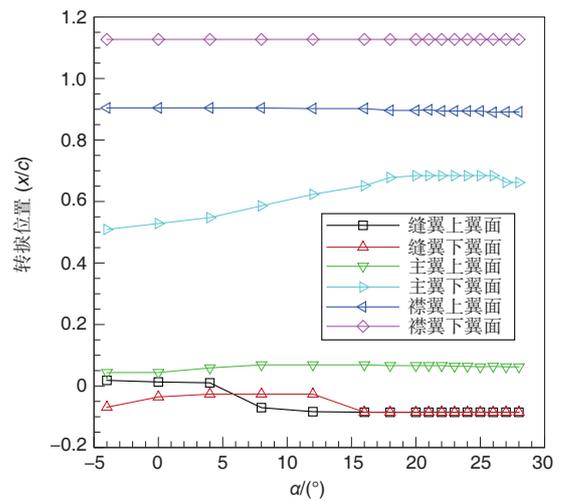
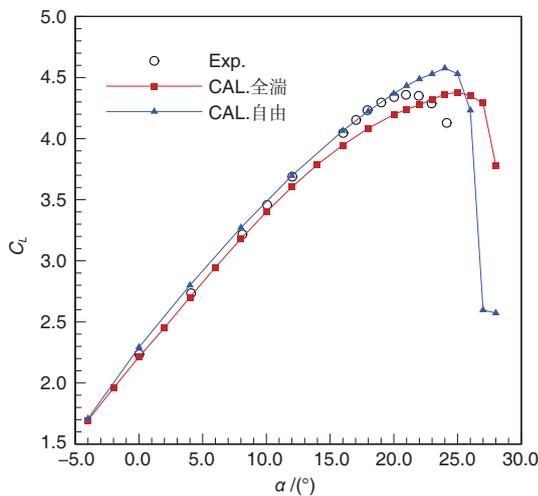
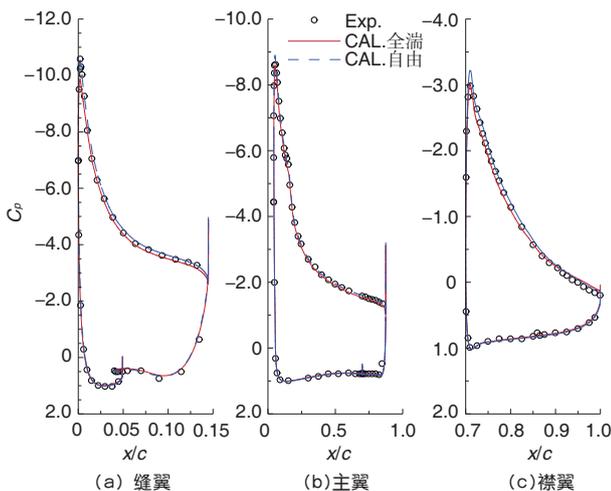


图5 30P30N自由转捩计算转捩位置随迎角变化结果

Fig.5 Predicted transition locations of 30P30N at different angles

图6给出了30P30N全湍和 e^N 自由转捩计算升力系数和试验值^[15]对比结果,可以看出 e^N 自由转捩计算升力系数和升力线斜率较全湍大,大迎角时更接近试验值。从图7可以看出迎角 16° 时 e^N 自由转捩计算各个翼段压力峰值和上翼面吸力都要大于全湍计算结果,更接近于试验值,因而 e^N 自由转捩计算升力系数更接近试验值。两种计算方法计算失速迎角都偏大, e^N 自由转捩计算更接近试验值,亦即转捩计算提高了30P30N多段翼型失速附近气动力计算精度。

图6 30P30N全端和 e^N 自由转换计算升力系数和试验值对比结果Fig.6 Comparison of lift coefficient between experiment and numerical simulation for 30P30N and e^N 图7 30P30N计算和试验压力分布对比曲线($\alpha=16.0^\circ$)Fig.7 Comparison of pressure coefficient between experiment and numerical simulation for 30P30N at $\alpha=16.0^\circ$

3 三维增升装置计算分析

3.1 模型和计算网格

选取第二届高升力预测会议 HiLiftPW-2 发布模型 DLR-F11^[6]为研究对象进行数值模拟分析,DLR-F11为典型的宽体民航翼身组合体低速着陆构型,带连续的前缘缝翼和后缘襟翼,缝翼和襟翼与机身相交以避免其侧边的干扰而对 C_{Lmax} 产生不利影响。通过欧盟 EUROLIFT 项目获得了该模型低雷诺数和高雷诺数风洞试验数据,风洞试验数据通过相同的风洞试验模型得到,其中低雷诺数风洞试验在空客低速 B-LSWT 风洞试验得到,试验条件 $Ma=0.175$ 、基于平均气动弦长 $Re=1.35 \times 10^6$,高雷

诺数风洞试验数据在欧盟跨声速风洞 ETW 在低温条件下得到,试验条件 $Ma=0.175$ 、基于平均气动弦长 $Re=15.1 \times 10^6$,试验时在距机身前端 30mm 处贴 5mm 宽粗糙带进行强制转捩,其他部件为自由转捩。本文计算选用低雷诺数状态,模型状态为 HiLiftPW-2 case2a,对模型进行简化除去无缝翼滑轨和襟翼驱动机构整流舱,计算时机身设置为全端状态,前缘缝翼、主翼和后缘襟翼设置为自由转捩状态。

计算采用非结构网格如图 8 所示,物面第一层网格高度约为平均气动弦长的 3×10^{-6} 倍, $yplus$ 约为 1,总网格单元约为 9460 万。

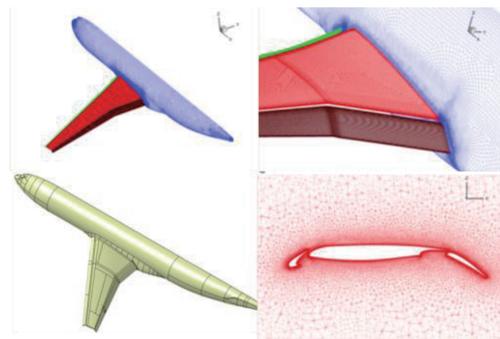
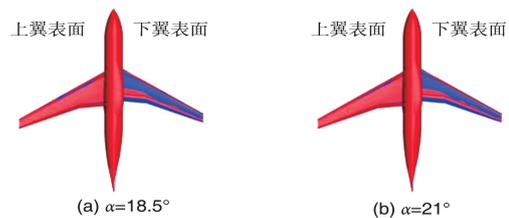


图8 HiLiftPW-2 case2a 模型和计算网格

Fig.8 Mesh for HiLiftPW-2 case2a model

图9 DLR F11 构型 e^N 自由转换计算层流范围

(蓝色:层流区;红色:湍流区)

Fig.9 Predicted transition locations for DLR F11 at different angles (Blue: laminar; Red: turbulent)

3.2 计算结果与分析

图 9 给出了 DLR F11 构型结构 e^N 自由转换计算层流范围,与二维多段翼型类似增升装置主翼和襟翼下翼面有较大范围的层流流动。图 10 给出 DLR F11 构型非结构网格计算气动系数与试验对比结果,可见迎角 14° 前全端和 e^N 自由转换计算升力差别很小与试验值符合较好,同一升力下 e^N 自由转换计算阻力较小更接近试验值;迎角超过 14° 后,全端计算升力线斜率基本不变至 21° 达到最大升力系数,与试验值差别较大, e^N 自由转换计算升力线向下偏折至 19.0° (试验失速迎角)与试验升力系数随迎角变化趋势一致,而后升力线

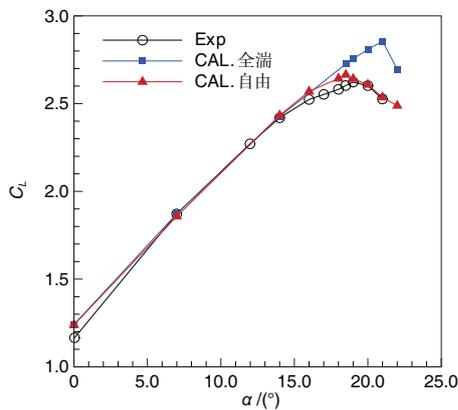
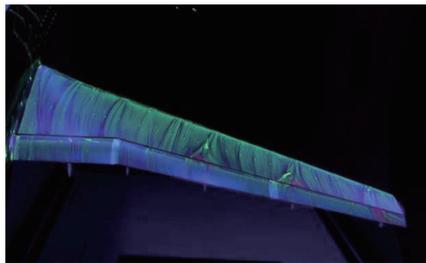
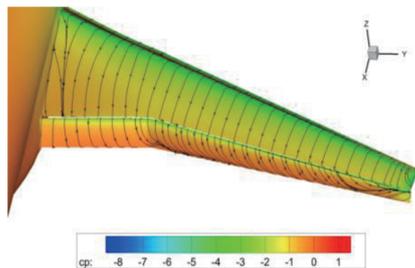


图10 DLR F11 构型计算升力与试验对比结果

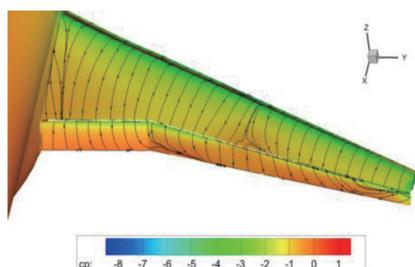
Fig.10 Comparison of lift coefficient between experiment and numerical simulation for DLR F11



(a) 试验结果



(b) 全湍计算结果

(c) e^N 计算结果图11 计算和试验机翼上翼面压力云图和极限流线对比($\alpha=18.5^\circ$)Fig.11 Surface pressure coefficient and streamline for DLR F11 at $\alpha=18.5^\circ$

又向上偏折偏离试验值,至 20° 到最大升力系数,而后升力都较试验值大但其随迎角变化趋势与试验值基本一致。

迎角 18.5° 时全湍缝翼和主翼都没有明显分离,仅襟翼后缘有小范围分离,试验结果(见图11)主翼有两处明显后缘分离区造成升力线发生拐折, e^N 转捩计算外侧主翼有一个明显的后缘分离区,并且其位置和范围与试验结果都较为符合,计算得到的 $\eta=0.543, 0.681$ 和 0.715 站位压力分布与试验值符合很好(见图12),因而升力系数与试验值较为符合,而全湍计算上翼面吸力明显偏大,造成升力系数较试验值大很多。

4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1)30P30N 验证计算结果表明该方法判断出的转捩位置与试验结果吻合较好,验证了方法的正确性。

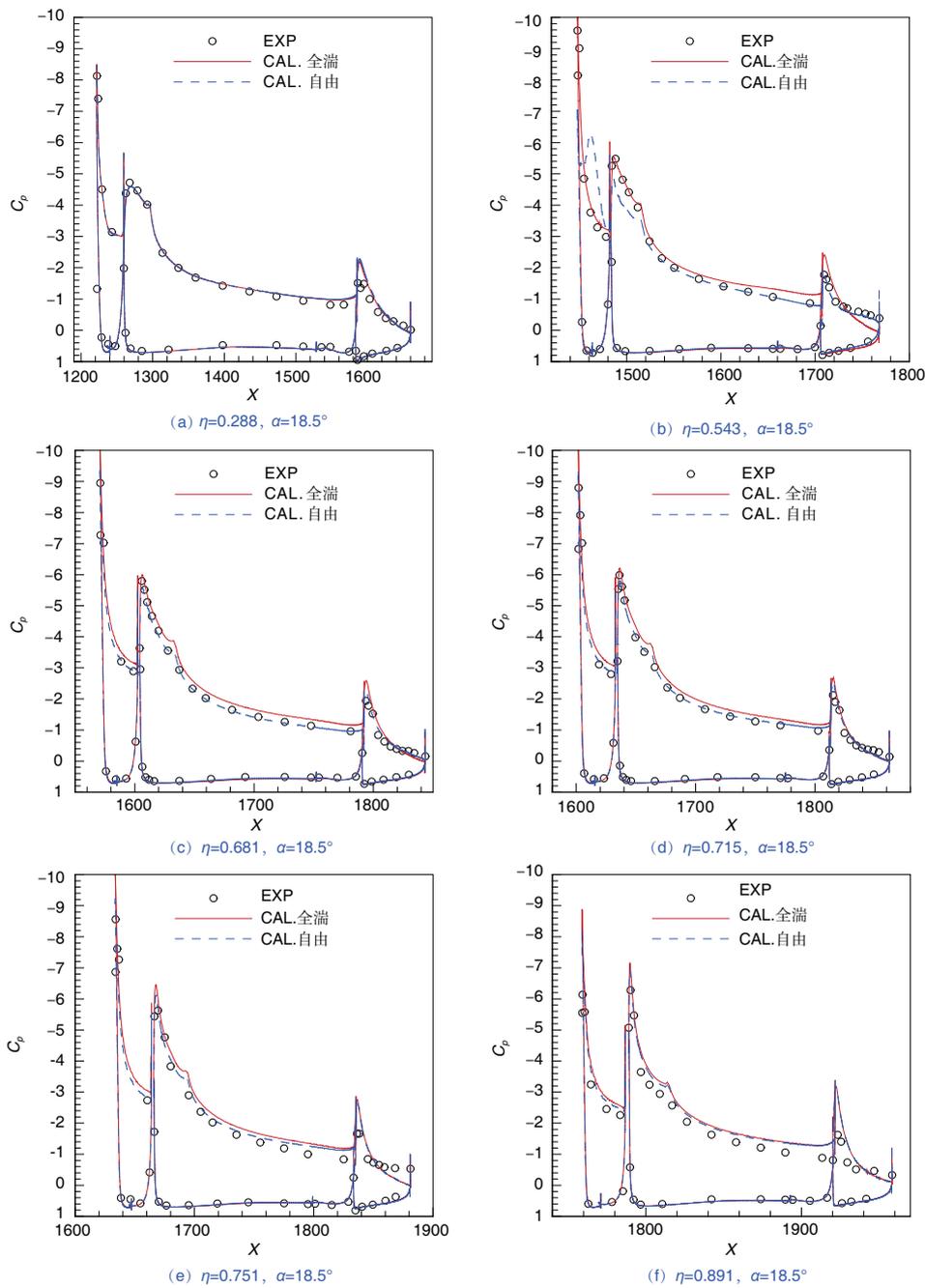
(2)增升装置翼面特别是主翼和襟翼下翼面存在大范围层流流动,为提高增升装置绕流计算精度,计算中考虑转捩的影响是非常有必要的。

(3)算例结果表明,相比全湍计算,本文 e^N 转捩计算方法提高了增升装置大迎角气动特性计算精度,但是在绝对量值上增升装置大迎角气动特性计算与试验值还有一定差距。

AST

参考文献

- [1] 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.
- [2] 朱自强, 陈迎春, 吴宗成. 高升力系统外形的数值模拟计算[J]. 航空学报, 2005, 26(3):257-262.
Zhu Ziqiang, Chen Yingchun, Wu Zongcheng. Numerical simulation of high lift system configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(3):257-262. (in Chinese)
- [3] Slotnick J P, Khodadoust A, Alonso J, et al. CFD vision 2030 study: A path to revolutionary computational aerosciences: NASA/CR-2014-218178[R]. Washington, NASA, 2014.
- [4] Tinoco E N, Bogue D R, Kao T J, et al. Progress toward CFD for full flight envelope[J]. The Aeronautical Journal, 2005, 109: 451-460.
- [5] Rudnik R. CFD assessment for high lift flows in the European project EUROLIFT, AIAA-2003-3794[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [6] Rudnik R, Frhr. V, Ueyr H. The European high lift project

图 12 计算和试验压力分布对比结果($\alpha=18.5^\circ$)Fig.12 Pressure coefficient comparison on different spans at $\alpha=18.5^\circ$

EUROLIFT-objectives, approach, and structure, AIAA-2007-4296[R]. Reston: AIAA, 2007.

[7] Slotnick J P, Hannon J A, Chaffin M. Overview of the first AIAA CFD high lift prediction workshop, AIAA-2011-0862 [R]. Reston: AIAA, 2011.

[8] Rumsey C L, Long M, Stuever R A. Summary of the first AIAA CFD high lift prediction workshop, AIAA-2011-0939

[R]. Reston: AIAA, 2011.

[9] 成水燕, 李中武, 聂智军, 等. 低速增升装置失速特性预测研究[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 27-32.

Cheng Shuiyan, Li Zhongwu, Nie Zhijun, et al. Prediction research on stall characteristic for low-speed high-lift system [J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44 (2) : 27-32. (in Chinese)

- [10] 王运涛, 李松, 孟德虹, 等. 梯形翼高升力构型的数值模拟技术[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3213-3221.
Wang Yuntao, Li Song, Meng Dehong, et al. Numerical simulation technology for high lift trapezoidal wing configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3213-3221. (in Chinese)
- [11] 王运涛, 李松, 孟德虹, 等. 不同襟翼偏角梯形翼构型气动特性数值模拟[J]. 航空学报, 2015, 36(6): 1823-1829.
Wang Yuntao, Li Song, Meng Dehong, et al. Numerical simulation of aerodynamic characteristics of trapezoidal wing configuration at different flap angles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(6): 1823-1829. (in Chinese)
- [12] Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[D]. Mount Pleasant, MI: Universitat Stuttgart, 2006.
- [13] 孟德虹, 张玉伦, 王光学, 等. γ - Re_{θ} 转捩模型在二维低速问题中的应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 792-801.
Meng Dehong, Zhang Yulun, Wang Guanxue, et al. Application of γ - Re_{θ} transition model to two-dimensional low speed flows [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 792-801. (in Chinese)
- [14] 史亚云, 白俊强, 华俊, 等. 基于放大因子与 Spalart-Allmaras 湍流模型的转捩预测[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1670-1677.
Shi Yayun, Bai Junqiang, Hua Jun, et al. Transition prediction based on amplification factor and Spalart-Allmaras turbulence model[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1670-1677. (in Chinese)
- [15] Chin V, Peters D W, Spaid F W, et al. Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers[R]. AIAA 93-3137, 1993.
- [16] Rudnik R, Huber K, Melber-Wilkending S. EUROLIFT Test case description for the 2nd high lift prediction workshop[R]. AIAA-2012-2924, 2012. (责任编辑 陈东晓)

作者简介

魏闯(1984-)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 气动外形优化, 增升装置设计。

Tel: 024-86566716 E-mail: agangood@sina.com

Number Simulations on Stall Characteristic for High-lift Configuration Based on e^N Transition Method

Wei Chuang^{1,2,*}, Zhang Tiejun^{1,2}, Qian Zhansen^{1,2}

1. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

2. Aero Science Key Lab of High Reynolds Aerodynamic Force at High Speed, Shenyang 110034, China

Abstract: Based on the 3D compressible Navier-Stokes equation combined with e^N transition prediction method, transition prediction of flows around 30P30N multi-element airfoil and DLR-F11 3D high-lift configuration at various angles of attack were numerically carried out. The numerical results show that the calculated transition locations are in good agreement with experimental data, and a large area of laminar flow can be observed on both main wing and flap lower surface. In order to improve the accuracy of simulating flow around high-lift configuration, it is highly necessary to take transition effect into account during the computational studies. Compared with full turbulence model, the e^N method greatly increases simulation accuracy of stall characteristics for high lift configurations, and shows good agreement with experimental data.

Key Words: high-lift configuration; stall characteristics; numerical simulation; transition prediction; e^N method

Received: 2019-08-19; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author. Tel.: 024-86566716 E-mail: agangood@sina.com