

文章编号 : 1000-6893(2005)03-0257-06

高升力系统外形的数值模拟计算

朱自强, 陈迎春, 吴宗成, 陈泽民

(北京航空航天大学 流体力学教育部重点实验室, 北京 100083)

Numerical Simulation of High Lift System Configuration

ZHU Zi-qiang, CHEN Ying-chun, WU Zong-cheng, CHEN Ze-min

(Ministry of Education Key Laboratory of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 分析和讨论了高升力系统外形无黏和黏性流动的物理特征, 表明了流动现象的复杂性和求解的艰难性。深入研究了二维和三维高升力外形空气动力数值模拟计算的雷诺平均 N-S(RANS) 方程方法、计算结果、以及它们和实验数据的比较。二维结果表明压强分布、速度型等计算值和实验值吻合很好, 但最大升力系数两者仍有差异。三维计算最大升力系数的结果与二维类似。还分析了影响计算结果的各种因素, 包括计算网格、湍流模型、外形的几何模拟的逼真度等。特别指出了转捩模型研究对提高计算准确度的重要性。文中解释了研究高升力系统外形的数值模拟方法, 以及同时发展能估算 $C_{L,max}$ 的工程半经验方法的重要性和迫切性。

关键词: 高升力系统; 数值模拟; 设计和分析

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: The inviscid and viscous flow physics around a high lift configuration and the complexity of its flow phenomena and the difficulty of its description are analyzed and discussed. The RANS equations method for aerodynamic numerical simulation of a high lift configuration in 2D and 3D cases, the results of computation and their comparisons with experimental data are investigated in detail. The results in 2D case show that the calculated and experimental results of the pressure distribution and velocity profile are well agreed, but some differences exist in the results of maximum lift coefficient ($C_{L,max}$). The situation of $C_{L,max}$ in 3D case is similar to that in 2D case. The influential elements on the calculated results including computational grid, turbulence model, approximation description of the configuration shape *et al* are analyzed. The importance of the transition model research to increase the computational accuracy is specially pointed out. The importance and the urgency of pursuing research on numerical simulation method and developing engineering semi-empirical method to estimate $C_{L,max}$ for a high lift configuration are explained.

Key words: high lift system; numerical simulation; design and analysis

高升力系统的几何外形、绕流、运动及支撑系统等均很复杂, 其设计、试验和维护都很费时, 重量也较大, 因此, 其生产价格可能占到一架典型民机生产价格的 6% ~ 11%; 另一方面, 高升力系统对飞机的性能也有较大影响^[1]。因此, 高升力系统及其空气动力特性的研究一直是航空界, 特别是民机研究的前沿课题。本文概要综述高升力系统空气动力数值模拟计算已取得的成果、当前的水平、以及存在的问题。

1 高升力外形流动的物理特征

20 世纪 70 年代 A. M. O. Smith 深入地分析了高升力系统流动的复杂现象^[2], 为高升力外形

空气动力学提供了分析的基础。他指出精心设计的多段翼型缝隙可产生如缝隙效应、环量效应、转储(dumping)效应、空间流场的压强恢复效应和每翼段自身形成的各自的边界层效应等 5 种无黏流动的有利影响; 缝隙的黏性流动则使每翼段都生成各自的尾迹, 它们既对下游翼段压强峰值提供阻尼而减弱分离的可能, 又与下翼段的边界层相互作用, 形成很厚的掺混边界层而增加分离的倾向; 因此必须综合考虑上述无黏与黏性的不同影响, 以寻求最佳的缝隙尺寸。

为使高升力外形数值计算结果正确, 在计算中必须能捕获流动的典型特征。图 1 表示二维三段翼型绕流中可能呈现的各种流动物理现象, 它们都是在流体力学中令人困扰并难以解决的复杂流动现象, 要正确求解每一项都很困难, 而要综合

收稿日期: 2004-05-17; 修订日期: 2004-08-11
基金项目: 航空科学基金(40A51044)资助项目

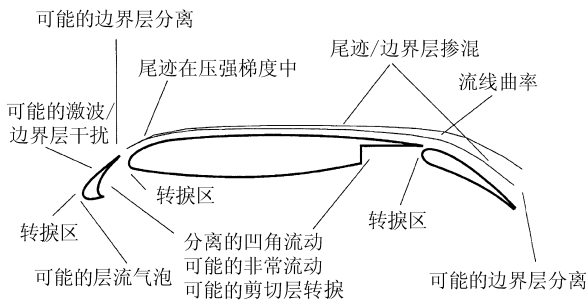


图1 三段翼型上可能呈现的流动现象

Fig. 1 Sketch of flow phenomena on a three-element airfoil

各项在一起求解更是一项难以应付的工作。三维流动中除上述难点外,还有如三维高升力外形绕流边界层的正确尺度效应和模拟出实际存在的转捩位置和形式^[3],包括 Tollmien-Schlichting (TS) 稳定性,层流气泡分离,横流稳定性,接触线稳定性和由上流来的湍流污染等,它们直接影响最大升力的大小。例如在某后掠机翼的高雷诺数风洞试验中测得在接触线发生转捩且随后不出现再层流化时,最大升力会减少 15% 的量级。最近 NASA Langley 的 TSRV (B737-100) 高升力流动飞行试验的测量结果^[4,5],表明了接触线转捩雷诺数的测量结果与理论预估^[6~9]差异很大,以及大迎角时尽管接触线处流动是湍流状态,但前缘缝翼的前缘部份仍保持层流。高升力外形存在并能维持较大范围的层流区域以及它的空气动力性能对转捩点位置很敏感等事实要求在 CFD 或风洞试验中正确模拟飞行状态的转捩流动现象,即要有正确的转捩模型。

目前风洞试验的 Re 数远小于飞行 Re 数,且人们对高升力随 Re 数变化的尺度效应,认识还很肤浅,因此仅用风洞试验数据来设计机翼将会引入很大的不确定性。很遗憾 CFD 目前也不能可靠地解决此任务。Haine 深入地讨论了尺度效应问题^[3,10],提出在分段翼型上存在的 5 种主要的尺度效应:(1) 边界层随 Re 数增加而变薄;(2) 层流气泡随 Re 数增加而变小;(3) 在前缘缝翼或主翼上以气泡为主的尺度效应与通常的尺度效应间的突然变化;(4) 转捩点随 Re 数变化的移动;(5) 与流动分离相关的和/或前缘缝翼流动中上游翼段的尾迹与下游翼段壁面间相互作用随 Re 数变化的尺度效应。最后一种效应因其与下游翼段表面流动是否分离相关而最难计算。一般来说,前 3 种效应随 Re 数增加是有利的影响,后

两种则反之。确定尺度效应的困难还在于它与流动的复杂性相关,例如 Woodward^[11]发现,在低 Re 数下优化所得最佳缝隙的大小,在 Re 数提高后,由于边界层变薄,有效缝隙变大了,导致下一翼段上的压强峰值提高而诱致该翼段后缘流动的分流,这种相反的影响甚至压过了原先 Re 数提高可减少流动分离的有利影响。

很多作者研究和讨论过高升力系统流动的物理特征^[12~16]。

2 雷诺平均 N-S(RANS) 方程方法

近 10~15 年在国际范围广泛地开展了高升力系统流场的计算、风洞实验以及它们之间的对比和评估工作,发表有上百篇论文,其中绝大多数属于二维多段翼型的计算与对比,只有约 1/4 属于三维的计算,因三维的计算与实验只是近几年才开始的。最近 Rumsey 等作了目前 CFD 计算高升力流场能力的评估^[16],他指出,文献中计算过有实验数据出处的约 28 种二维多段翼型和 12 种三维外形,以及没有实验数据出处的 13 种二维外形和 11 种三维外形。在 1993 年和 1995 年还分别举行过 2 次高升力项目的国际会议,可见对多段高升力外形计算研究的广泛性和迫切性。

RANS 方法近十年已成了分析计算的主要方法,特别是对三维情况。下面对二维和三维 RANS 方法的计算和与实验的对比作一概要的讨论。

2.1 二维计算

为了正确了解目前计算高升力外形的能力,应取以下较广泛计算过的外形来讨论计算与实验的比较:如 GA(W) 2 段,20 世纪 80 年代早期在洛克希德风洞中实验的外形;NLR-7301 2 段和 GARTEUR A310 2 段,在欧洲进行 CFD 验证的两种外形,Arlinger 等^[17]和 Lindblad 等^[18]分别对两种外形的对比作过总结;MDA 3 段,20 世纪 90 年代在 NASA Langley L TPT 风洞中实验,并于 1993 年作为验证外形,Kluasmeyer 等对其作了对比总结^[19];NHL P-2D 3 段,其实验是在英国 BAC 风洞中作的,1996 年加拿大 CFD 学会将此外形作为验证外形,Fejtele^[20]对其作了综述。

综合上述外形的大量数值模拟结果,以及与实验结果的对比研究,可归纳出二维计算的经验和存在的问题,并作如下的概述:

(1) RANS 方法的最大不确定性之一来源于

湍流模型。通过计算对比,早期的代数(BL)模型和经典 $k-\epsilon$ 的两方程模型已被证实用于计算带分离的多段翼型绕流时结果是不好的,目前计算都采用 20 世纪 90 年代以来发展的一方程模型(SA)、二方程模型(Menter-SST)及非线性显式代数应力模型(EASM)等,它们具有改进分离流计算结果的能力。计算多段翼型绕流的气动特性、压强分布甚至速度型用上列不同湍流模型所得结果的差异都不大,在湍流剪切应力型上则较复杂的模型(如 EASM)取得的结果更准确。例如图 2 表示了采用 115000 结构网格点数和 SA、

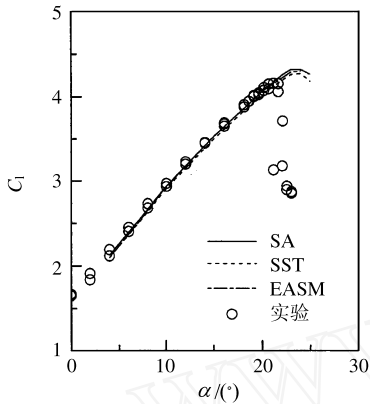


图 2 NHLP-2D 翼型的升力系数的比较(模拟计算结果与实验结果)

Fig. 2 Comparison of lift coefficients of NHLP-2D airfoil (simulation calculation results and experiment result) ($Re = 3\,520\,000, Ma = 0.197$)

SST、EASM 3 种湍流模型计算 NHLP-2D 翼型的升力曲线^[21],3 种湍流模型给出了几乎相同的结果,与实验结果都吻合很好。图 3 和图 4 分别表示了采用 182 295 结构网格点数和 SA、SST 模型计算 NLR-7301 ($\alpha = 13.1^\circ$,襟翼偏角 20°)翼型的压强分布和不同流向位置的速度型曲线^[22],两

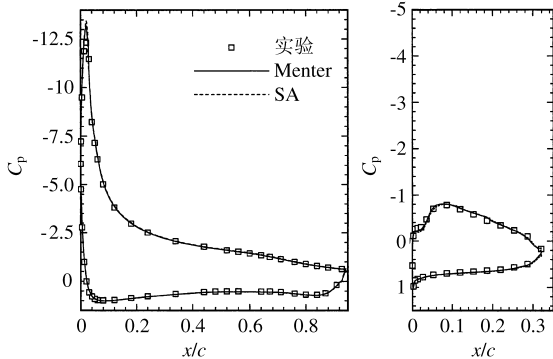


图 3 NLR-7301 翼型压强分布的比较

Fig. 3 Comparison of pressure distributions on NLR-7301 airfoil ($\alpha = 13.1^\circ, \delta = 20^\circ, Re = 2\,510\,000, Ma = 0.185$)

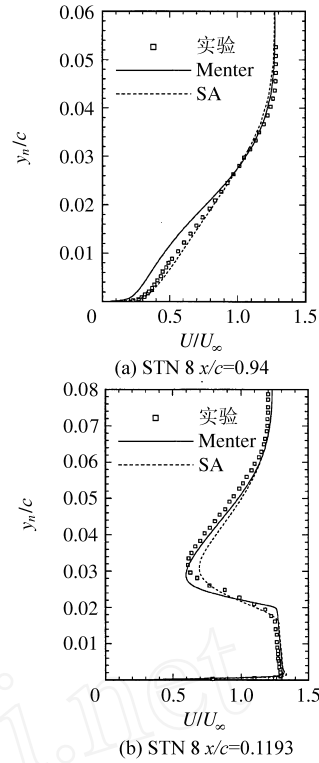


图 4 NLR-7301 翼型速度型的比较

Fig. 4 Comparison of velocity profiles of NLR-7301 airfoil ($\alpha = 13.1^\circ, \delta = 20^\circ, Re = 2\,510\,000, Ma = 0.185$)

种模型的表面压强分布和表面摩擦系数(见文献[22])与实验结果吻合得都很好,速度型与实验结果也吻合较好,SA 的结果更接近于实验数据。图 5 表示了采用 135 428 结构网格数和 4 种湍流模型(SA, EASM, SARC, EASMCC, 后两者皆考虑了曲率效应的影响)MDA 三段翼型的前缘缝翼和后缘襟翼各偏 30° (30P-30N)构型在 $x/c = 0.898$ 处(即主翼后缘后襟翼上)湍流剪切应力型的计算值与实验值的比较^[23],EASM 模型考虑了非线性项,更接近于实验值。

(2) 用能自动确定转捩点的计算取代完全湍

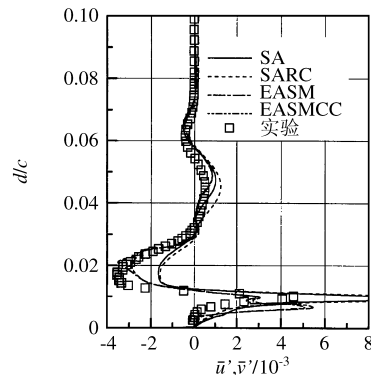


图 5 MDA 30P-30N 翼型的襟翼上湍流剪切应力型的比较

Fig. 5 Comparison of turbulent shear stress profiles on the flap of MDA30P-30N airfoil ($\alpha = 19^\circ, Re = 9\,000\,000, Ma = 0.2$)

流的计算可改进计算结果。转捩模型对多段翼型的计算结果具有相对较大的影响,使计算的和实验中出现的转捩点位置接近是计算获得成功的关键要素^[15~20],继续对转捩模型的研究是当前一个研究热点。

(3) 计算网格点数从早期少于 50 000 已发展到目前 150 000 (约 3 倍) 的规模。研究表明,对于预估表面压强,50 000 点可能是足够的,但计算如速度型等流场量,网格数至少应达 100 000 ~ 200 000 (图 2 ~ 图 5 的算例也表明了此点)。网格对高升力计算十分重要,为使计算结果与实验数据更吻合,必须具有一个高质量和足够密的网格(包括对风洞壁的模拟)。有的文献^[24,25]指出,为更好模拟尾迹区域的流动,正确地计算阻力,远场边界应至少置于 $50c$ 处或对远场边界条件进行特殊处理。对于大迎角的计算,在计算中包括风洞壁的模拟尤为重要^[26]。

(4) 目前仍难以准确计算出 $C_{L \max}$ 值。对不同外形的 $C_{L \max}$ 估计值较实验值时高时低的原因尚不十分清楚,也可能是二维实验中高升力时存在较大的三维效应^[26]。

(5) 在整个迎角范围内计算气动特性随几何变化的趋势比计算其随雷诺数变化的趋势准确性更差,这可能是因为对某些,如不同前缘缝翼的尾迹等,流动特性计算不准,或估计转捩位置不准确,或未计及缝翼凹角流动的非定态特性,或忽略了流动的三维性质,或湍流模型未能反映相应的物理特性,或上述各点兼而有之等。为了确实弄清这些问题,应有高质量的流场测量结果。

2.2 三维计算

三维复杂高升力系统的 RANS 方程数值计算在 90 年代后期才逐渐开展起来,谈不上如二维情况的有组织验证和对比计算。下面仅介绍几个有代表性的计算结果。

(1) Mavriplis 和 Pirzadeh 计算了一种节能运输机(EET)的高升力流动^[27],求解了非结构网格中的 RANS 方程,湍流模型为 SA 模型,网格数分别为 3 100 000 和 24 700 000 以同时进行网格灵敏性的分析。图 6 给出了 C_L 的计算结果与实验结果的比较。这两种网格下预估的表面压强差别很小,都与实验结果吻合较好,只是计算略高估了升力,细网格下的失速迎角较实验值高 1° ,失速后的计算结果呈现非定态,其平均值与实验值的趋势吻合。Mavriplis 等认为,尽管他们在上

述两种网格数下计算压强分布和气动特性都获得了网格收敛解,但对捕捉如缝翼尾迹流等一些特征流动特性,即使用 24 700 000 的网格数也是不够的。

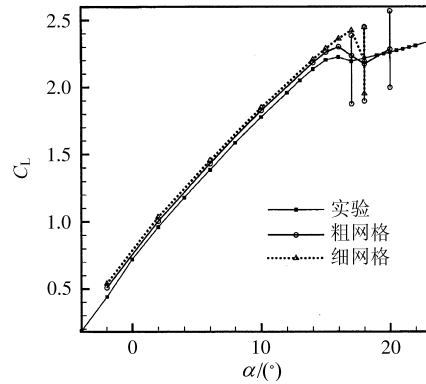


图 6 EET 外形的升力计算值与实验结果的比较

Fig. 6 Comparison of calculated and experimental lifts of EET ($Re = 2\,510\,000, Ma = 0.185$)

(2) Rogers 等通过求解重迭结构网格中的 RANS 方程计算了 B777-200 飞机着陆构型的流场^[28],其湍流模型为 SA 模型,总计算网格数为 22 400 000。图 7 给出了 C_L 的计算结果与实验数据的比较。为更真实地模拟实验模型,第 2 次计算中密封了缝翼和主翼间的缝隙,并在发动机短舱上模拟了“脊”的构型,从而使计算的 C_L 值较第 1 次的提高了 8% 左右,使最终计算的 C_L 值和 C_D 值与实验值的误差分别不超过 1.5% 和 4%,但 $C_{L \max}$ 仍比实验值低不少,大迎角时上表面的压强系数也高于实验值。

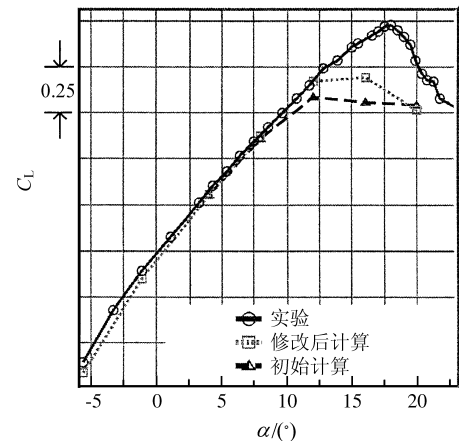


图 7 B777-200 外形的升力计算值与实验结果的比较

Fig. 7 Comparison of calculated and experimental lifts of B777-200 ($Re = 5\,800\,000, Ma = 0.2$)

Rogers 等还以一个后掠翼翼身组合体的高升力构型对风洞壁的干扰影响做了讨论^[29]。实

验段截面为 12 inch ×12 inch (约 4m ×4m) 量级的风洞,其壁的影响可对升力线造成约 6°迎角的差异,因此与这种量级的风洞数据比较时,计算中应加入风洞壁模拟,并将计算结果与未修正数据作比较。数值模拟验证了风洞壁模拟可采用无黏壁假设的结论。

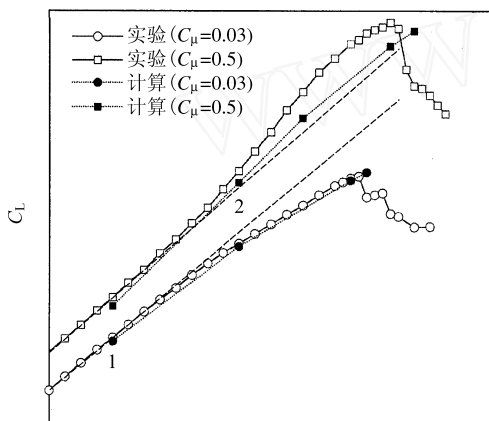
(3) Slotnick 等采用 RANS 方程、SA 湍流模型和重迭结构网格计算了高单翼运输机(HWT)的高升力状态流场,并考虑了发动机喷流的影响,所用网格数达 35 200 000^[30]。图 8 给出了 C_L 的计算值与实验值的比较曲线。图中无风洞壁模拟的计算结果与修正后的实验数据作比较,带风洞壁模拟的计算结果与不修正的实验数据作比较。由图可见,发动机不工作 ($C_{\mu} = 0.03$) 时,升力和压强分布(此处未给出)的计算与实验结果在两种比较中均吻合得很好,甚至 $C_{L_{max}}$ 也很一致;而在发动机工作状态 ($C_{\mu} = 0.5$) 下计算没有给出升力曲线的非线性变化,这可能是因为 SA 模型

模拟三维喷流发展的掺混能力很差。此外,为改进计算结果,进一步提高网格数是需要的。

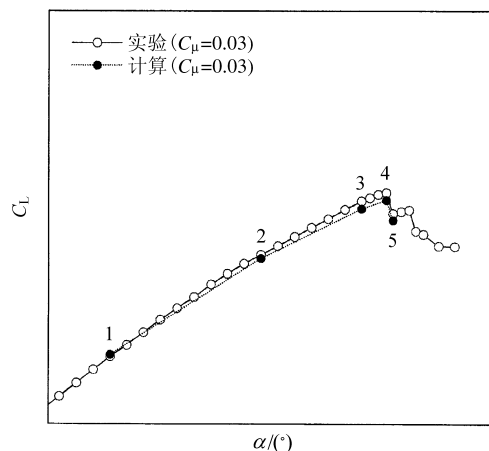
上述简单讨论表明,目前三维高升力构型 CFD 的主要计算手段是 RANS 方程方法,其低于失速迎角范围内的计算结果是完全可信的;其 $C_{L_{max}}$ 的计算准确性不高,且与具体外形密切相关;对高升力构型的外形变化及雷诺数变化等对流场和气动特性的影响也难以正确预估。存在这些问题的原因尚不甚清楚,但需改进几何模拟的逼真度和湍流及转捩模型,进一步提高计算网格数则是无疑的。

Jou 估计^[31],为取得一个有工程实用价值的解,网格数应达 35 000 000 至 50 000 000 的量级。这样的计算规模,即使是具有 NASA Ames 研究中心目前的强大计算资源(流场解可在具有 16 个处理器的 CrayC90 或 128^[32] (或 256)^[28] 个处理器的 SGI Origin 2000 上计算),并使用其最新研制的重迭网格 CFD 软件^[32],完成一次分析计算(从 CAD 开始至计算结果后处理止)也需 80 ~ 112 个工作日,而要确定在一架新设计的飞机上是否使用前缘缝翼或 Kruger 前缘装置,至少需要完成 32 次分析计算,虽然修型计算比第一次分析计算耗时少得多(估计约为 1/10 左右),总计仍需约 328 ~ 460 个工作日。然而,设计周期的时间要求上述任务一般应在一个月内完成,且这还仅仅是必须确定的多个平面形状之一。

因此,可以看出,目前计算机发展水平尚不能满足在工业设计中应用 RANS 方法来计算和设计高升力构型的需要。另一方面正如 Nield 指出^[33]的,传统的飞机设计是一种先后顺序的设计,往往是将高升力系统的设计置于飞机设计时间表的后端,这时飞机的大部份几何形状已经固定了,这不仅造成高升力系统设计的困难,而且造成设计生产成本的增加。为改善这种不足,现代设计方法要求在概念和初始设计阶段就进行综合设计,所使用的设计工具应能提供各部件高逼真性和低成本的外形,包括高升力系统。因此,为在已有的飞机概念设计程序包(如 ACSYNT^[34]等)中包含高升力系统概念设计工具,即能计算多段高升力外形的成本、重量和空气动力特性的模块,进一步发展能估算 $C_{L_{max}}$ 的工程半经验方法是十分必要的^[15]。



(a) 计算带风洞壁与未修正实验数据



(b) 计算未带风洞壁与修正后实验数据

图 8 HWT 外形的升力曲线的比较

Fig. 8 Comparison of lifts of HWT ($Re = 13\ 000\ 000$, $Ma = 0.175$)

3 结束语

概要叙述了高升力外形的流动物理和二、三

维气动计算目前取得的成果和存在的难点。从20世纪60年代主要依靠大量的风洞和飞行实验的经验设计方法发展到目前主要依靠计算,并结合有限量的风洞和飞行试验的设计方法,这种进展是巨大的。尚需努力的方向也是清楚的。但要真正解决这些问题的困难也是很大的,在国际民机市场高竞争性和高经济性需求的推动下,相信种种难点均可克服,近期内可以实现在更短的设计周期和更低的价格下提供质量更高的高升力系统和整个飞机。

参 考 文 献

- [1] Meredith P. Viscous phenomena affecting high-lift systems and suggestions for future CFD development [R]. AGARD CP 515, 1993. 19-1 - 19-2.
- [2] Smith A M O. High lift aerodynamics[J]. J Aircraft, 1975, 12(6):501 - 530.
- [3] Haines A B. Scale effects on aircraft and weapon aerodynamics[R]. AGARD Ograph 323, 1994.
- [4] van Dam C P, Los S M, Miley S, *et al.* In-flight boundary layer measurements on a high lift system[J]. J Aircraft, 1997, 34(6):748 - 756.
- [5] van Dam C P, Los S M, Miley S, *et al.* In-flight boundary layer measurements on a high lift system: main element and flap[J]. J Aircraft, 1997, 34(6):757 - 763.
- [6] Gaster M. On the flow along swept leading edges[J]. Aeronaut Q, 1967, 18:165 - 184.
- [7] Pfenninger W. Laminar flow control laminarization[R]. AGARD Report 654, 1977. 3-1 - 3-75.
- [8] Poll D I A. Transition in the infinite swept attachment line boundary layer[J]. Aeronaut Q, 1979, 30:607 - 629.
- [9] Hall P, Malik M R, Poll D I A. On the instability of an infinite swept attachment line boundary layer[A]. Proc R Soc London[C]. 1984. 229 - 245.
- [10] Haines A B. Scale effects on $C_{L,max}$ at high Reynolds number[A]. Proceedings of high lift and separation control [C]. University of Bath, UK, 1995. 28.1 - 28.14.
- [11] Woodward D S, Hardy B C, Ashill P R. Some types of scale effect in low speed, high lift flows[A]. Proceedings of 16th ICAS congress, Vol. 2[C]. 1988. 1402 - 1416.
- [12] Brune G W, McMasters J H. Computational aerodynamics applied to high lift systems[J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1990, 125:389 - 433.
- [13] Garner P L, Meredith P T, Stoner R C. Areas for future CFD development as illustrated by transport aircraft applications[R]. AIAA 91-1527, 1991.
- [14] Ying S X, Spaid F W, McGinley C B, *et al.* Investigation of confluent boundary layers in high lift flows[J]. J Aircraft, 1999, 36(3):550 - 562.
- [15] van Dam C P. The aerodynamic design of multi-element high lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Science, 2002, 38:101 - 144.
- [16] Rumsey C L, Ying S X. Prediction of high lift: review of present CFD capability[J]. Progress in Aerospace Science, 2002, 38:145 - 180.
- [17] Arlinger B G, Larson T. NLR 7301 two element airfoil at high lift[J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1997, 58:375 - 396.
- [18] Lindblad I A A, de Cock K M J. CFD prediction of maximum lift of a 2D high lift configuration[R]. AIAA 99-3180, 1999.
- [19] Klausmeyer S M, Lin J C. Comparative results from a CFD challenge over a 2D three-element high lift airfoil [R]. NASA TM 112858, 1997.
- [20] Fejtek I. Summary of code validation results for a multiple element airfoil test case[R]. AIAA 97-1932, 1997.
- [21] Rumsey C L, Gatski T B, Ying S X, *et al.* Prediction of high lift flows using turbulent closure models[J]. AIAA J, 1988, 36(5):765 - 774.
- [22] Godin P, Zingg D W, Nelson T E. High lift aerodynamic computations with one- and two-equation turbulence models[R]. AIAA 96-0567, 1996.
- [23] Rumsey C L, Gatski T B. Recent turbulent model advances applied to multielement airfoil computations[J]. J Aircraft, 2001, 38(5):904 - 910.
- [24] Larsson T. Separated and high lift flows over single and multi-element airfoils [A]. Proceedings ICAS 19th congress, Vol. 3[C]. 1994. 2505 - 2518.
- [25] Cao H V, Kusunose K, Spalart P R, *et al.* Study of wind tunnel wall interference for multi-element airfoils using a Navier-Stokes code[R]. AIAA 94-1933, 1994.
- [26] Rumsey C L, Lee-Rausch E M, Watson R D. Three dimensional effects on multi-element high lift computations [R]. AIAA 2002-0845, 2002.
- [27] Mavriplis D S, Pirzadeh S. Large scale parallel unstructured mesh computations for three-dimensional high lift analysis[J]. J Aircraft, 1999, 36(6):987 - 998.
- [28] Rogers S E, Roth K, Cao H V, *et al.* Computation of viscous flow for a Boeing 777 aircraft in landing configuration[J]. J Aircraft 2001, 38(6):1060 - 1068.
- [29] Rogers S E, Roth K, Nash S M. Validation of computed high lift flows with significant wind-tunnel effects [J]. AIAA J, 2001, 39(10):1884 - 1892.
- [30] Slotnick J P, An M Y, Mysko S J, *et al.* Navier-Stokes analysis of a high wing transport high lift configuration with externally blown flaps[R]. AIAA 2000-4129, 2000.
- [31] Jou W H. Towards industrial strength Navier-Stokes codes—a revisit in: Frontiers of computational fluid dynamics [M]. Singapore: World Scientific, 1998. 383 - 394.
- [32] Rogers S E, Roth K, Nash S T, *et al.* Advances in overset CFD processes applied to subsonic high lift aircraft [R]. AIAA 2000-4216, 2000.
- [33] Nield B N. An overview of the Boeing 777 high lift aerodynamic design[J]. Aero J, 1995 (11):361 - 371.
- [34] Myklebust A, Gelhausen P. Improving aircraft conceptual design tools—New enhancement to ACSYNT [R]. AIAA 93-3970, 1993.

作者简介:

朱自强(1936-) 男,上海市人,教授,博士生导师。主要研究方向为计算流体力学。

陈迎春(1961-) 男,第一飞机设计院,气动副总设计师。

吴宗成(1967-) 女,辽宁鞍山人,北京航空航天大学流体力学研究所,副研究员。

陈泽民(1964-) 男,浙江义乌人,北京航空航天大学流体力学研究所,副教授。

(责任编辑:刘振国)