

引用格式：王运涛，孟德虹，孙岩，等. CRM-WB 风洞模型高阶精度数值模拟[J]. 航空学报，2018, 39(4): 121642. WANG Y T, MENG D H, SUN Y, et al. High-order numerical simulation of CRM-WB wind tunnel model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 121642 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2017.21642

CRM-WB 风洞模型高阶精度数值模拟

王运涛¹, 孟德虹¹, 孙岩^{2,*}, 李伟¹

1. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力学研究所, 绵阳 621000
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000

摘要：通过求解雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程,采用 5 阶空间离散精度的 WCNS 和多块对接结构网格技术,开展了 CRM 翼身组合体风洞试验模型的高阶精度数值模拟,计算构型和计算状态来自 AIAA 第 6 届阻力预测研讨会(DPW VI)。主要目的是采用高阶精度方法,评估静气动弹性变形和模型支撑装置对 CRM 翼身组合体数值模拟结果的影响。通过与刚性外形的计算结果和 NASA NTF 风洞试验结果的对比,高阶精度数值模拟结果表明:迎角为 3.0°时,静气动弹性变形使得机翼上表面激波位置前移并显著降低了外侧机翼上表面激波位置前的负压;迎角为 3.0°时,模型支撑装置使得机翼上表面激波位置进一步前移,并导致翼梢处机翼上表面流动结构发生变化;迎角为 4.0°时,计算模型中没有包含模型支撑装置是导致升力系数下降的主要原因;计算模型中包含机翼静气动弹性变形和模型支撑装置的数值模拟结果更加接近试验结果。

关键词：RANS 方程; WCNS; CRM; 流场模拟; 气动特性

中图分类号：V211.7

文献标识码：A

文章编号：1000-6893(2018)04-121642-07

AIAA 阻力预测研讨会^[1-4](Drag Prediction Workshop, DPW)吸引了世界范围内空气动力学研究工作者的广泛参与,已成为 CFD 验证与确认研究领域最重要的国际合作之一。2012 年 6 月召开的第 5 届 DPW(DPW V)采用了 CRM(Common Research Model)^[5]翼身组合体构型作为基准研究模型,并在 NASA Langley 的 NTF(National Transonic Facility)风洞、NASA Ames 的 TWT(Transonic Wind Tunnel)中开展了相应的风洞试验^[6-7]。DPW V 上,基于雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程和 2 阶空间离散精度的计算方法,来自世界各地的 22 家研究机构共提供了 57 组 CRM 翼身组合体构型计算结果^[8],对这些计算结果的统计分析表明,设计升力系数下,来流迎角的计算结果普遍低于相应的试验结果,

低头力矩的计算结果普遍大于相应的试验结果;相同迎角下,升力系数、低头力矩的计算结果普遍大于相应的试验结果。本文作者在前期研究工作^[9]中采用 5 阶空间离散精度的 WCNS(Weighted Compact Nonlinear Scheme)开展了 CRM 翼身组合体构型的数值模拟,计算结果与试验结果之间同样存在较大的差异。

Levy 等在文献[8]中总结了导致 CRM 翼身组合体构型气动特性风洞试验与计算结果之间差异的主要因素包括:数值计算模型中没有包括试验模型在气动载荷作用下的静气动弹性变形,数值计算模型没有包括风洞模型尾部支撑装置,数值模拟中没有考虑风洞试验中固定转捩位置等。基于风洞试验中测量得到的风洞模型静气动弹性变形数据,David^[10]采用二阶精度计算方法和结

收稿日期：2017-08-02；退修日期：2017-08-26；录用日期：2017-09-08；网络出版时间：2017-09-11 14:16

网络出版地址：<http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180406.html>

基金项目：国家重点研究发展计划(2016YFB0200700)

*通信作者。E-mail: supersunyan@163.com

构网格技术研究了 CRM 翼身组合体构型静气动弹性变形对数值模拟结果的影响; Keye 等^[11]采用 2 阶精度格式、非结构网格技术和流固耦合方法研究了静气动弹性变形对 CRM 翼身组合体构型数值模拟结果的影响; 但上述研究工作所采用的计算模型中并没有包含模型支撑装置。2016 年 6 月召开的第 6 届 DPW(DPW VI)选择了包括静气动弹性变形的 CRM 翼身组合体构型作为基准研究模型, 以期提高数值模拟结果与风洞试验结果的吻合程度, 来自世界各地的 25 家研究机构共提供了 54 组计算结果^[12]。DPW VI 数值模拟结果的统计分析表明, 考虑了 CRM 翼身组合体构型的静气动变形后, 气动特性计算结果与试验结果的吻合程度有显著改善, 但升力系数、低头力矩系数的计算结果普遍高于试验结果的现象依然存在, 计算方法基本采用 2 阶空间离散精度的差分格式依然没有包含模型支撑装置的影响。

在文献[9]网格收敛性研究工作的基础上, 基于 DPW VI 组委会提供的 CRM 翼身组合体数值模拟和 NASA NTF 风洞的支撑装置数值模拟, 本文采用 5 阶空间离散精度的 WCNS 和多块对接结构网格技术, 展开了 CRM 翼身组合体风洞试验模型的高阶精度数值模拟, 主要目的是采用高阶精度方法, 评估风洞模型静气动弹性变形和支撑装置对 CRM 翼身组合体构型气动特性的影响。

1 CRM 翼身组合体风洞模型

CRM 构型是由 NASA 和 DPW 组织委员会联合设计开发的宽体运输机构型, 主要目的是为 CFD 的验证和确认工作提供基准外形, 设计马赫数为 0.85、升力系数为 0.50。CRM 系列构型包括了翼身组合体、翼/身/平尾组合体和翼/身/平尾/挂架/吊舱组合体等不同构型, DPW V 组委会和 DPW VI 组委会均选择了 CRM 翼身组合体构型做为基准研究模型, 不同的是 DPW VI 组委会选择的 CRM 翼身组合体构型包含了不同迎角下风洞试验测量得到的静气动弹性变形。

NASA NTF 风洞试验中, CRM 翼身组合体试验模型缩比为 0.027, 基本参数为: 模型参考面积 $S_{ref}=0.2797 \text{ m}^2$; 平均气动弦长 $c=1.891 \text{ m}$; 展长 $b=1.587 \text{ m}$; 梢根比 $\lambda=0.275$; 展弦比 $AR=9.0$; $1/4$ 弦线后掠角 $\Lambda_{c/4}=35.0^\circ$; 马赫数 $Ma=0.85$; 雷诺数 $Re=5.0 \times 10^6$ 。图 1 给出了 DPW VI 组委会提供的包含不同来流迎角 α 下静气动弹性变形的 CRM 翼身组合体计算模型, 同时给出了 CRM 翼身组合体“刚性”外形的计算模型(图 1 中红色部分)。在固定迎角下, 机翼的静气动弹性变形沿机翼展向逐渐增加; 随着来流迎角的增加, 机翼的静气动弹性变形逐渐增加; 迎角 $\alpha=3.0^\circ$ 时, 翼梢处的弯曲变形为 17.4 mm, 扭转变形达到 -1.1° 。为方便讨论, 将 CRM 翼身组合体“刚性”外形计算模型标识为 CRM-WB, 将包含静气动弹性变形的 CRM 翼身组合体外形计算模型标识为 CRM-WB-A。

风洞模型采用安装于机身后体的叶片尾撑方式固定于风洞迎角变换装置(如图 2 所示)。由于风洞试验模型后部的迎角变换装置对气动特性的影响属于二次影响^[13], 本文的数值模拟没有考虑模型支撑后部的迎角变换装置; 对模型叶片尾撑延伸段进行了局部修型处理以避免底部分离导致的计算收敛困难(图 2 中红色部分)。本文将包含支撑装置和静气动弹性变形的 CRM 翼身组合体计算模型标识为 CRM-WBS-A。

风洞模型采用安装于机身后体的叶片尾撑方式固定于风洞迎角变换装置(如图 2 所示)。由于风洞试验模型后部的迎角变换装置对气动特性的影响属于二次影响^[13], 本文的数值模拟没有考虑模型支撑后部的迎角变换装置; 对模型叶片尾撑延伸段进行了局部修型处理以避免底部分离导致的计算收敛困难(图 2 中红色部分)。本文将包含支撑装置和静气动弹性变形的 CRM 翼身组合体计算模型标识为 CRM-WBS-A。

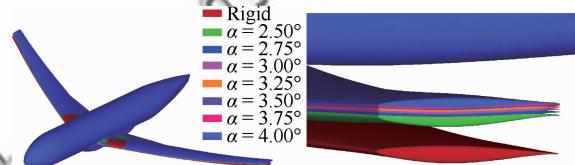


图 1 CRM-WB-A 构型的计算模型

Fig. 1 Computational model of configuration of CRM-WB-A

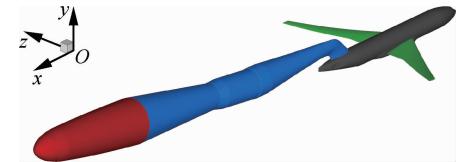


图 2 CRM-WBS-A 构型的计算模型

Fig. 2 Computational model of configuration of CRM-WBS-A

2 计算网格与高阶精度计算方法

根据 DPW 组织委员会给出的网格生成指导原则, 文献[9]采用粗、中、细和极细 4 套多块对接结构开展了 CRM-WB 模型的网格收敛性研究,

并获得了具有网格收敛性的气动特性高阶精度计算结果。采用文献[9]中 CRM-WB 构型的中等网格作为基准网格开展本文的研究工作。CRM-WB 构型半模网格规模为 8 440 223, 物面第 1 层法向无量纲距离为 0.94。利用 DPW VI 组委会提供的不同迎角下的静气动弹性变形(如图 1 所示), 采用与基准网格相同的网格拓扑及网格分布, 通过基于径向基^[14]与超限插值^[15]的复合型动态网格变形方法 RBF-TFI^[16], 构造了不同来流迎角下的 CRM-WB-A 构型的计算网格。在此基础上, 进一步构造了不同来流迎角下 CRM-WBS-A 构型对称面计算网格如图 3 所示, 半模网格规模达到了 16 133 343。

本文采用有限差分方法离散任意坐标系下的 RANS 方程组, 控制方程的对流项离散采用 5 阶精度的 WCNS, 黏性项的离散采用 6 阶精度中心格式, 边界及近边界条件采用单边 4 阶精度离散, 以上方法的详细介绍见文献[17-18]; 湍流模型采用 Menter 剪切应力输运(SST) 两方程湍流模型^[19], 数值模拟采用“全湍流”方式; 离散方程组的求解采用 BLU-SGS 方法^[20-21]。

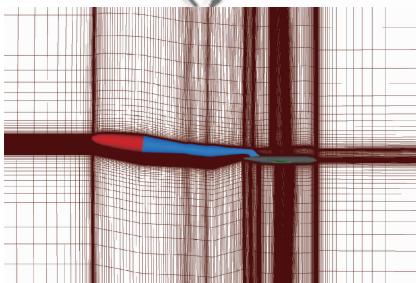


图 3 CRM-WBS-A 构型对称面计算网格

Fig. 3 Computation grid on symmetric plan of CRM-WBS-A configuration

3 计算结果及讨论

采用 CRM-WB、CRM-WB-A 和 CRM-WBS-A 共 3 种计算模型和高阶精度计算方法, 开展设计马赫数下静气动弹性变形和模型支撑装置对数值模拟结果的影响研究, 对比数据为 NASA 2.5 m × 2.5 m NTF 风洞试验测力和测压数据^[4]。数值模拟来流条件为: 马赫数 $Ma=0.85$; 基于平均气动弦长的雷诺数 $Re=5.0 \times 10^6$; 迎角 $\alpha=2.5^\circ \sim$

4.0° , 迎角间隔 $\Delta\alpha=0.25^\circ$ 。

3.1 气动力系数随迎角的变化

图 4 给出了采用高阶精度计算方法得到的 CRM 翼身组合体 3 种计算模型的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_m 随来流迎角的变化, 同时给出了 NASA NTF 风洞的测力试验结果。

在计算迎角范围内, CRM-WB 构型与 CRM-WB-A 构型气动特性的计算结果相比较, 静气动弹性变形的影响使得相同迎角下的升力系数、阻力系数和低头力矩系数 $-C_m$ 均下降, 数值模拟得

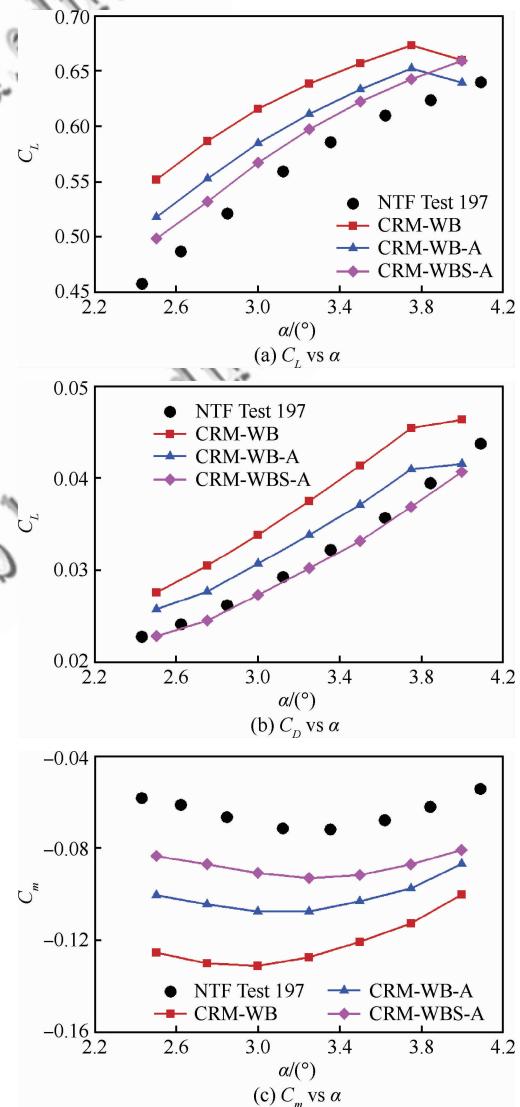


图 4 CRM 翼身组合体构型气动特性

Fig. 4 Aerodynamic characteristics of CRM wing-body configuration

到的 2 种构型的失速迎角均在 3.75° 左右。CRM-WB-A 构型与 CRM-WBS-A 构型气动特性的计算结果相比较,进一步考虑了模型尾部支撑后,相同迎角下的升力系数、阻力系数和低头力矩系数进一步下降,失速迎角后移。3 种构型的气动特性计算结果相比较,失速迎角以前静气动变形对升力系数和俯仰力矩系数的影响量略高于模型支撑的影响量,而静气动弹性变形和模型支撑对阻力系数的影响量基本相当;CRM-WBS-A 构型的气动特性计算结果最接近风洞试验测力结果。计算结果和试验结果仍存在偏差的原因主要是 2 个方面:① 风洞试验应给出试验结果的误差带并对风洞试验结果的各种修正方式作进一步的研究。② 风洞试验在机翼、机头粘贴了转捩带,而本文的数值模拟采用的是全湍流方式。

3.2 机翼表面压力系数分布 ($\alpha=3.0^\circ$)

图 5 给出了迎角 $\alpha=3.0^\circ$ 时,采用高阶精度计算方法得到的 CRM 翼身组合体构型 3 个典型展向位置机翼剖面的压力系数 C_p 分布曲线,同时给出了 NTF 风洞相邻迎角的测压数据^[4],图 5 中横坐标 x 为机翼流向无量纲距离, η 为机翼展向无量纲距离。

从图 5 可以看出,在内侧机翼 ($\eta=0.131$ 、 0.397) 的位置,静气动弹性变形使得机翼上翼面激波位置略微前移,对其他位置的压力分布基本没有影响;而模型支撑装置使得机翼上翼面的激波位置明显前移。在 $\eta=0.727$ 站位,静气动弹性变形使得机翼上翼面激波位置前移、激波位置以前的负压明显下降,机翼下翼面 50% 弦长前的压

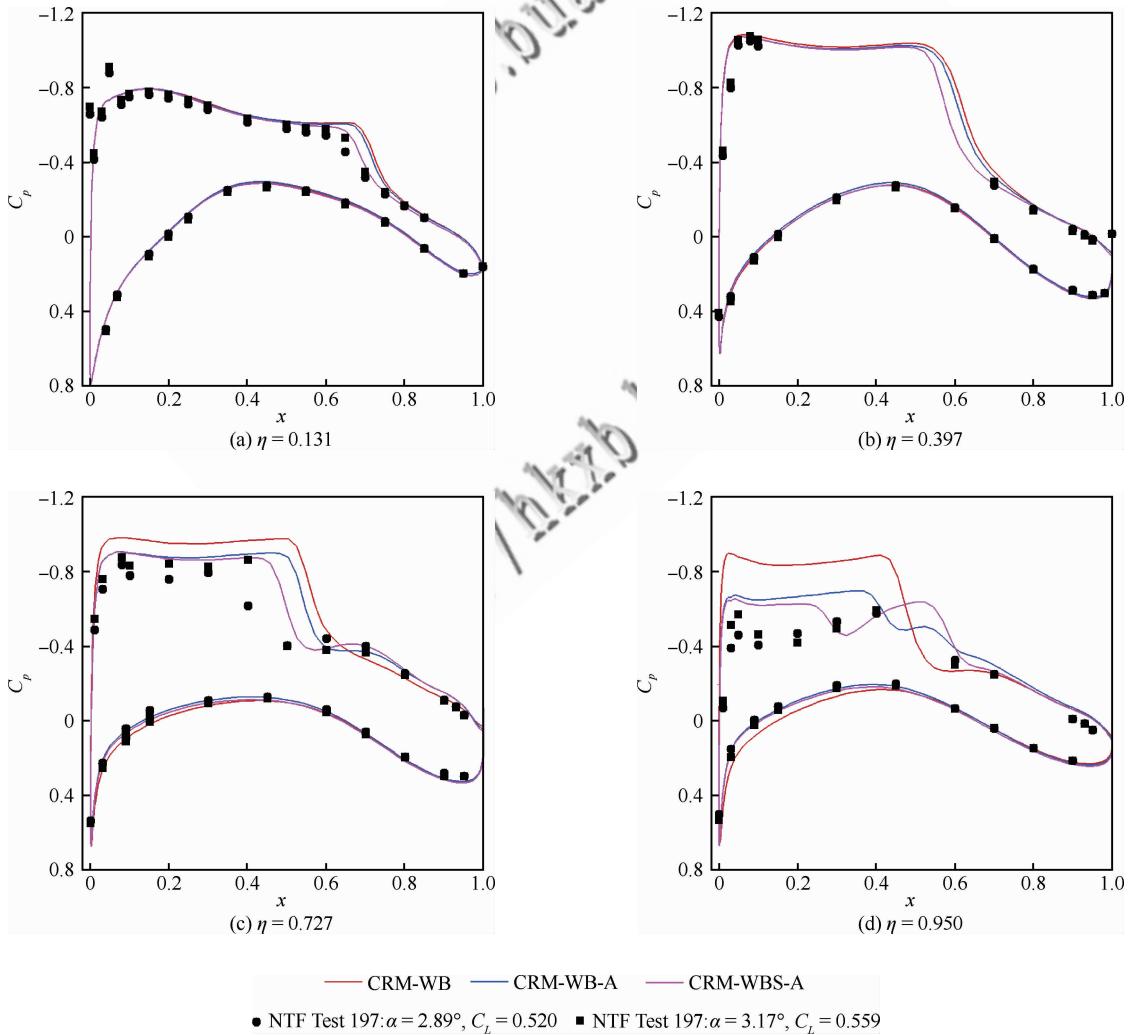


图 5 CRM 翼身组合体构型典型站位压力系数分布曲线

Fig. 5 Curves of pressure coefficients distribution at different spanwise locations of CRM wing-body configuration

力略有增加;模型支撑装置使得上翼面的激波位置显著前移。在机翼梢部($\eta=0.950$)的位置,静气动弹性变形对压力分布的影响与 $\eta=0.727$ 站位类似;而模型支撑装置使得上翼面流动结构发生显著变化,机翼上翼面出现了明显的双激波结构。总之,由于静气动变形导致机翼负扭转角由翼根到翼梢逐渐增加,静气动弹性变形对机翼表面压力系数分布的影响也由翼根到翼梢逐渐增加,主要使得机翼上表面激波位置前移和外侧激波位置以前的负压值下降;支撑装置引起机翼上表面激波位置前移(翼梢处除外),并在机翼翼梢处导致机翼上表面激波结构发生变化。

3.3 机翼上表面流线 ($\alpha=4.0^\circ$)

从图4(a)中看出,迎角 $\alpha=4.0^\circ$ 时,与CRM-WBS-A构型的计算结果不同,采用CRM-WB构型与CRM-WB-A构型得到升力系数均出现明显下降。图6给出了迎角 $\alpha=4.0^\circ$ 时,采用高阶精度计算方法得到的CRM翼身组合体3种构型的上表面流线,机翼用压力分布着色。由图6可见,迎角 $\alpha=4.0^\circ$ 时,CRM-WB构型与CRM-WB-A构型升力系数下降是由于翼身结合部后缘分离区突然增加导致的,而CRM-WBS-A构型在翼身结合部后缘则没有明显的分离区。

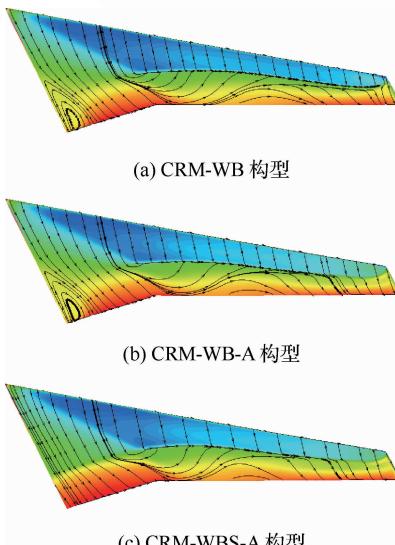


图6 CRM翼身组合体构型机翼上表面流线($\alpha=4.0^\circ$)

Fig. 6 Streamlines on wing upper surface of CRM wing-body configuration ($\alpha=4.0^\circ$)

4 结论

基于5阶空间离散精度的WCNS和SST两方程湍流模型,开展了静气动变形和模型支撑装置对CRM翼身组合体构型气动特性的影响,通过与CRM-WB计算模型和NASA NTF风洞试验结果的对比分析,基本结论如下:

- 1) $\alpha=3.0^\circ$ 时,模型的静气动弹性变形主要导致机翼上表面的激波位置前移及外侧机翼激波位置以前的负压下降。
- 2) $\alpha=3.0^\circ$ 时,模型支撑装置主要导致机翼上表面激波位置前移(翼梢除外),并使得翼梢位置上表面流动结构发生明显变化。
- 3) $\alpha=4.0^\circ$ 时,计算模型中没有包含支撑装置是导致翼身结合部后缘出现局部分离进而导致升力系数下降的主要原因。
- 4) 计算模型中同时包含静气动弹性变形和模型支撑装置显著改善了数值模拟结果与试验结果的吻合程度。

致谢

感谢张玉伦、洪俊武、张书俊和杨小川等同志在高阶精度格式程序实现方面所作的研究工作,感谢中国航空研究院白文博士在数据分析方面提供的帮助。

参考文献

- [1] LEVY D W, VASSBERG J C, WAHLS R A, et al. Summary of data from the First AIAA CFD Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 875-882.
- [2] LAFLIN K R, VASSBERG J C, WAHLS R A, et al. Summary of data from the Second AIAA CFD Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1165-1178.
- [3] VASSBERG J C, TINOCO E N, MANI M, et al. Abridged summary of the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(3): 781-798.
- [4] VASSBERG J C, TINOCO E N, MANI M, et al. Summary of the Fourth AIAA Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(4): 1070-1089.
- [5] VASSBERG J C, DEHAAN M A, RIVERS S M, et al. Development of a common research model for applied CFD

- validation studies: AIAA-2008-6919 [R]. Reston, VA: AIAA, 2008.
- [6] RIVERS M B, DITTBERNER A. Experimental investigation of the NASA common research model (invited): AIAA-2010-4218[R]. Reston, VA: AIAA, 2010.
- [7] RIVERS M B, DITTBEMER A. Experimental investigation of the NASA common research model in the NASA Langley transonic facility and NASA Ames 11-ft transonic wind tunnel (invited): AIAA-2011-1126 [R]. Reston, VA: AIAA, 2011.
- [8] LEVY D W, LAFLIN K R, TINOCO E N, et al. Summary of data from the Fifth Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(4): 1194-1213.
- [9] 王运涛, 孙岩, 孟德虹, 等. CRM翼身组合体模型高阶精度数值模拟[J]. 航空学报, 2017, 38(3): 120298.
WANG Y T, SUN Y, MENG D H, et al. High-order numerical simulation of CRM wing-body model [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(3): 120298 (in Chinese).
- [10] DAVID H. CFD investigation on the DPW-5 configuration with measured experimental wing twist using the elsA sliver and the far-field approach: AIAA-2013-2508 [R]. Reston, VA: AIAA, 2013.
- [11] KEYE S, BRODERSEN O, RIVERS M B, et al. Investigation of aeroelastic effects on the NASA common research model[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(4): 1323-1330.
- [12] TINOCO E N, BRODERSEN O P, KEYE S, et al. Summary of data from the Sixth AIAA CFD Drag Prediction Workshop: CRM case 2 to 5: AIAA-2017-1208[R]. Reston, VA: AIAA, 2017.
- [13] RIVERS M B, HUNTER C A, CAMPBELL R L. Further investigation of the support system effects and wing twist on the NASA common research model: AIAA-2012-3209[R]. Reston, VA: AIAA, 2012.
- [14] RENDALL T C S, ALLEN C B. Efficient mesh motion using radial basis functions with data reduction algorithms [J]. Journal of Computational Physics, 2009, 228(17): 6231-6249.
- [15] SONI B K. Grid generation for internal flow configuration [J]. Computers & Mathematics with Applications, 1992, 24(5-6): 191-201.
- [16] 孙岩, 邓小刚, 王运涛, 等. RBF_TFI结构动网格技术在风洞静气动弹性修正中的应用[J]. 工程力学, 2014, 31(10): 228-233.
SUN Y, DENG X G, WANG Y T, et al. Application of structural dynamic grid method based on RBF_TFI on wind tunnel static aero-elastic modification[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(10): 228-233 (in Chinese).
- [17] DENG X G, ZHANG H X. Developing high-order weighted compact nonlinear schemes[J]. Journal of Computational Physics, 2000, 165(1): 24-44.
- [18] DENG X G, MIN R B, MAO M L, et al. Further studies on geometric conservation law and application to high-order finite difference scheme with stationary grid[J]. Journal of Computational Physics, 2013, 239: 90-111.
- [19] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering application [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [20] CHEN R F, WANG Z J. Fast, Block lower-upper symmetric Gauss-Seidel scheme for arbitrary grids[J]. AIAA Journal, 2000, 38(12): 2238-2245.
- [21] 王光华, 张玉伦, 王运涛, 等. BLU-SGS方法在WCNS高阶精度格式上的数值分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(6): 733-739.
WANG G X, ZHANG Y L, WANG Y T, et al. Numerical analysis of BLU-SGS method in WCNS high-order scheme[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(6): 733-739 (in Chinese).

(责任编辑: 李明敏, 李丹)

High-order numerical simulation of CRM-WB wind tunnel model

WANG Yuntao¹, MENG Dehong¹, SUN Yan^{2,*}, LI Wei¹

1. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang 621000, China

2. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center,
Mianyang 621000, China

Abstract: A high-order numerical simulation of the Common Research Model (CRM) wing-body test model is presented by solving Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations with the fifth-order Weighted Compact Nonlinear Scheme (WCNS) and multi-block 1-to-1 structured grid. The test model and initial conditions are obtained from the sixth AIAA Drag Prediction Workshop (DPW VI). The purpose of present work is to assess the influence of the static aeroelastic deformation and support system on the numerical results of the CRM wing-body configuration by using high-order numerical method. Compared to the numerical results of the “rigid” CRM wing-body configuration and the experimental data from the NASA National Transonic Facility (NTF) wind tunnel, the high-order numerical results show that for 3.0° angle of attack, the static aeroelastic deformation moves the shock wave upward on the wing upper surface, and decreases the negative pressure before the shock wave; the support system moves the shock wave further upward and changes the flow structure near the wing tip. The main reason for the lift curve break at 4.0° angle of attack is that the computational model does not include the support system. The numerical results with the addition of the static aeroelastic deformation and support system into the calculation model match the experimental results more closely.

Keywords: RANS equations; WCNS; CRM; flow simulation; aerodynamic characteristics

Received: 2017-08-02; **Revised:** 2017-08-26; **Accepted:** 2017-09-08; **Published online:** 2017-09-11 14:16

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180406.html>

Foundation item: National Key Research and Development Program (2016YFB0200700)

* **Corresponding author.** E-mail: supersunyan@163.com