

空气动力学验证模型与CFD-风洞数据相关性



钟敏^{1*}, 华俊¹, 孙侠生¹, 郑遂¹, 王钢林¹, 张国鑫¹, 王浩¹, 李岩¹, 李小飞¹, 白俊强²

1. 中国航空研究院, 北京 100012

2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘要:通过研究巡航马赫数0.85的新一代远程商用飞机,证实风洞试验中模型的机翼变形和模型的支撑系统会改变飞机附近的流动状态,对模型气动数据的测量具有明显的影响。研究结果以及对AIAA国际阻力预测研讨会的综合分析表明,使用风洞试验数据进行计算流体力学(CFD)软件的验证时需要对其间的数据相关问题给予格外的重视。本研究中使用了中国航空研究院(CAE)设计的具有大展弦比超临界机翼及尾吊式发动机的空气动力学验证模型(CAE-AVM),采用了数值优化和反设计相结合的设计方式。其巡航构型CAE-AVM和高升力构型AVM-HL的吹风模型分别在德国荷兰风洞DNW-HST和LLF进行了试验,通过同步测力、测压、测变形及测转矩,得到了详细的CFD验证专用数据集。对是否包含变形机翼和支撑的三种构型进行了CFD计算并与风洞试验进行对比,建立了CFD计算结果与风洞试验数据之间的相互关系。在此基础上组织了CAE-DNW首届CFD-风洞试验相关性国际研讨会,对于在CFD验证中应该考虑试验模型变形和风洞支撑的影响取得了共识。

关键词:CFD; 风洞试验; 空气动力学模型; 模型变形; 支架干扰

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.01.001

现代飞行器的空气动力学设计已形成计算流体力学(CFD)、风洞试验和飞行试验三大要素并列的格局,在这三种主要手段之间,存在着数据的相关性问题,需要通过对比或验证,掌握其间的相互关系和修正方法,才能更加有效地用于飞机研发。在这方面需要建立公共的参照物或标准,即空气动力学验证模型、研究模型或标准模型,也可称其为空气动力学的第3+1基本要素。通常一架完整的型号飞机具有相对全面的理论计算、风洞试验和试飞数据,但因为其军事或商务方面的特殊性,不能作为气动研究的共用模型。因此国际上自20世纪30年代以来就由公益性的国立科研机构牵头,研发空气动力学验证模型,完成相应的地面或者飞行试验,并将模型数据和计算、试验结果在一定范围内共享,如NACA翼型系列^[1]、AGARD-B跨/超声速风洞标定模型^[2]、RAE-2822跨声速翼型^[3]和ONERA-M6机翼^[4]等,有效地促进了航空空气动力学的发展。

随着CFD求解方法、网格技术、湍流模型等方面研究的不断深入,以及伴随计算机硬件升级而实现的计算能力和规模的提升,CFD已成为飞机气动设计和分析的首要工具之一。但无论是CFD的方法研究和应用研究,都离不开与风洞和飞行试验等其他要素之间的对比验证,以提高其模拟结果的可信度。由于飞行数据的稀缺和获得的难度,大部分验证工作依靠模型的风洞试验数据来进行,并通过学术交流和专题研讨会的形式共享研究成果。CFD方法典型的国际性研讨形式是美国航空航天学会AIAA举办的CFD阻力预测研讨会(AIAA-Drag Prediction Workshop, DPW),自2001年6月到2016年6月的15年间先后举办了6届^[5-10]。DPW的目的是对当时的CFD数值模拟方法进行评估,给出进一步研究和发展的方向。会议的基本形式是在DPW网站上发布飞行器外形的几何数模、共用网格和计算状态(cases),邀请各国有兴趣的CFD软件研发单位、研究

收稿日期: 2019-09-12; 退修日期: 2019-09-20; 录用日期: 2019-10-10

*通信作者. Tel.: 010-84936172 E-mail: zhongmin@cae.ac.cn

引用格式: Zhong Min, Hua Jun, Sun Xiasheng, et al. Data correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(01): 1-16. 钟敏, 华俊, 孙侠生, 等. 空气动力学验证模型与CFD-风洞数据相关性[J]. 航空科学技术, 2020, 31(01): 1-16.

机构及高校参加,一般每届有16~25家单位参会。参加者可以下载模型和网格,采用各自的基于雷诺平均N-S方程(RANS)的CFD求解器,根据会议推荐的湍流模型、计算状态,按照规定的时间和格式上传计算结果。为此,DPW先后提供了德国航空航天中心DLR研发的DLR-F4翼身组合体模型^[11]、DLR-F6翼身组合体加翼吊通气短舱模型^[12],以及美国航空航天局(NASA)出资研发的NASA-CRM模型^[13],这三款模型全是典型的翼吊双发宽体民航飞机构型。历届DPW研讨会均在美国举办,参加者如果能够出席,则可以及时了解其计算结果与其他与会者及试验结果的一致程度。各届DPW的举办促进了CFD软件的开发和验证工作。

然而,DPW也逐渐反映出CFD计算结果与风洞试验数据之间的相关性问题。由于参加者以CFD工作者为主,研讨主要专注于不同CFD计算方法、网格、湍流模型等,对风洞试验数据可能存在的问题关注较少,如模型受弹性变形以及试验支撑的干扰,使得试验模型和计算模型不匹配等。为此,组委会根据第五届DPW出现的问题引入了欧盟的风洞试验数据,在2016年6月最后一届DPW加入了模型机翼弹性变形影响的研究内容。

在我国,CFD方法的研究和软件验证也大多采用上述国际上发布的模型和算例^[14],对风洞的校核和试验技术研究也采用过AGARD-B和DLR-F4等模型。但是有些模型只公布了部分试验数据并缺乏详细描述,因此亟须从源头上解决这个问题,建立更加先进和完整的自主气动验证模型数据库。

为此,中国航空研究院(CAE)于2012年开发了中国航空研究院空气动力学验证模型CAE-AVM(Chinese Aeronautical Establishment-Aerodynamic Validation Model),该模型是在2010年开展的CAE高亚声速远程商务飞机概念设计基础上,结合CFD软件研发和验证的需求,将设计马赫数由0.87改为0.85,增大了机翼相对厚度,并在风洞试验雷诺数下进行了优化。与DPW发布的各个模型不同,CAE-AVM采用了尾吊发动机的大展弦比后掠机翼布局。2013年,该机巡航构型的1:22全金属吹风模型在荷兰航空航天中心NLR完成制造,并在德国荷兰风洞DNW的连续式跨声速风洞HST进行了专项风洞试验,采用了在一个车次中同步测力、测压、测变形和测转换的集成创新试验方法,采集到了针对CFD验证和CFD-风洞相关性研究的高精度数据,并据此开展了模型机翼变形和支撑干扰的相关性研究^[15-18]。为完成先进民用飞机自主验证模型数据库开

发,CAE继续设计了CAE-AVM的高升力构型(High Lift, HL),率先采用了连续变弯的前缘襟翼和前缘缝翼组合构型,并于2018年在德国完成了1:5.6的CAE-AVM-HL吹风模型制造,在大型低速风洞DNW-LLF完成了风洞试验。CAE-AVM模型也被用于我国新型风洞试验技术研究和先进飞行器设计研究。

在国际性研讨和交流方面,中国航空研究院基于CAE-AVM模型优良的设计和试验结果,与德国荷兰风洞于2014年决定联合举办CFD与风洞相关性国际研讨会(CAE-DNW Workshop on CFD-Wind Tunnel Correlation Study)并在当年的珠海航展举行了新闻发布会。该研讨会的宗旨与DPW不同,是由飞机设计方和风洞试验方联合主办,主要邀请各国民用飞机制造商、航空科研机构和高校从事飞机空气动力学设计和CFD应用的专业技术人员参加。另一个不同点在于,CAE-DNW的相关性研讨会首次在国际上同时发布了飞机的理论巡航构型CAE-AVM和包含了弹性变形机翼和模型Z形支撑的CAE-AVM-DZ构型,参会者通过计算这两个构型,自行找出其间的差别,了解变形和支撑产生的差量,归纳出高亚声速条件下CFD与风洞数据的相互关系及CFD工具应用的要点,并通过参与研讨会进行交流。来自9个国家的20个单位在2015年春季启用的研讨会专网上进行了注册,下载了两个构型的数模和会议标准网格,进行了4个状态(case)的计算,同年秋季返回了计算结果。研讨会于2016年3月在北京成功召开^[19-22]。

本文后续章节将进一步介绍AIAA阻力预测研讨会、CAE-AVM模型的研发、模型弹性变形和支撑干扰的影响,以及CAE-DNW国际研讨会的情况。

1 DPW及CFD-风洞相关性问题

引言所提到的几个国际研讨会见表1,本节首先对其中各届AIAA阻力预测研讨会DPW进行综合讨论。

首届阻力预测研讨会DPW-I于2001年6月举办^[5],会议提供了DLR-F4模型。DLR-F4是德国航空航天中心设计空气动力学研究所DLR-EA的Redeker团队以空中客车公司早期双发宽体商用运输机为背景研发的翼身组合体构型,机翼展弦比9.5,1/4弦线后掠角25°,如图1所示^[11]。翼展1171.29mm的DLR-F4吹风模型先后在DNW-HST等三座欧洲的跨声速风洞中进行了测力、测压和流谱观察试验,对模型的支撑干扰修正通过静压测量进行的,机翼弹性变形是通过对设计点载荷的理论估算进行的,可能是由于当时还不具备在风洞中测量的条件^[23]。

表1 AIAA举办的CFD阻力预测和CAE-DNW研讨会

Table 1 CFD AIAA-Drag prediction and CAE-DNW workshop

会议	时间	主办	目标	模型	试验结果
DPW-I	2001 年	AIAA	CFD 评估	DLR-F4	有
DPW-II	2003 年	AIAA	CFD 评估	DLR-F6	有
DPWIII	2006 年	AIAA	CFD 评估	DLR-F6	无
DPW-IV	2009 年	AIAA	CFD 评估	NASA-CRM	无
DPW-V	2012 年	AIAA	CFD 评估	NASA-CRM	有, 伪
CAE-DNW-WS	2016 年 3 月	CAE, DNW	CFD-风洞相关性	CAE-AVM 和 AVM-DZ	有
DPW-VI	2016 年 6 月	AIAA	CFD 评估	NASA-CRM 变形翼	有

DPW-I 指定了两个必选算例,即设计点 $Ma=0.75$,升力系数 $C_L=0.5$,雷诺数 $Re=3.0E6$ 和 $Ma=0.75$, 10 个迎角 $AOA(\alpha)=-2^\circ\sim 2^\circ$ 。根据参考文献[23]关于模型坐标未加入机翼弹性变形的说明,会议在发布共用网格时,将理论估算得出的 -0.43° 机翼扭转角弹性变形加入了数模(见图2)。



图1 DLR-F4 模型
Fig.1 DLR-F4 model

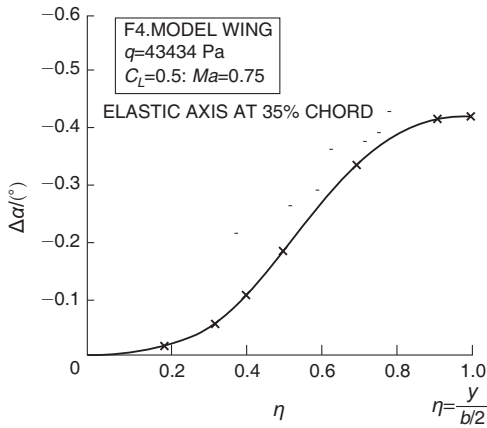


图2 DLR-F4模型机翼扭转角变形的估算结果
Fig.2 Calculated wing twist deformation of DLR-F4 model

会议提供的网格密度在(1.6~9.9)百万(E+6)网格点之间,用于网格收敛性研究。会上将18家参会单位的主要计算结果与风洞试验结果进行了对比分析,图3是其中各参

加者升力系数(彩色)与试验值(黑色圆圈)的对比。各参加者的算例1阻力系数 C_D 计算结果相差超过了100个阻力单位(阻力系数0.0001为一个阻力单位,用count表示),但大部分结果的差别在100count之内,可喜的是会议统计的中间值与试验值之差仅在10count左右,如图4所示^[24-26]。

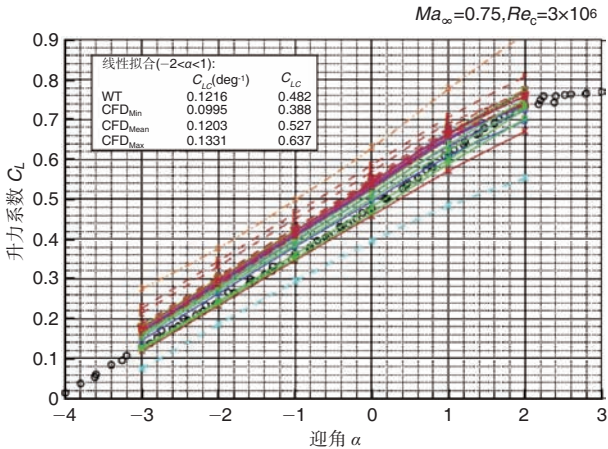


图3 各参会者的升力系数计算和试验结果
Fig.3 Participant's CFD C_L with tests

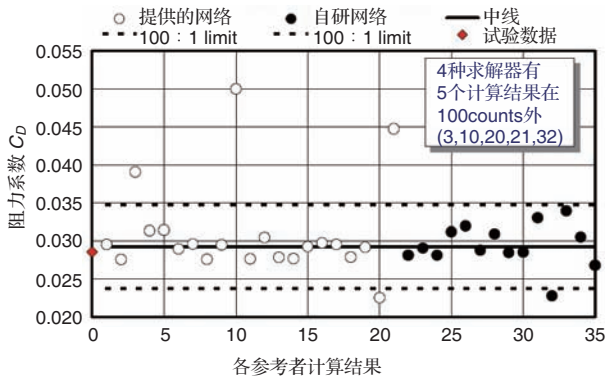


图4 各参会者 $Ma=0.75$ 的阻力系数计算结果分布
Fig.4 Participant's C_D results distribution at $Ma=0.75$

在设计点,大部分参加者的压力分布计算结果与试验测量相比,超声速区面积较小,激波位置靠前且强度偏弱,如图5所示。有计算者指出,如果压力分布没有算准,将很大程度地影响到升力、阻力和力矩的计算^[27]。由于马赫数较低,机翼后掠角不大,变形量也较小,这个问题当时没有进行足够的讨论。

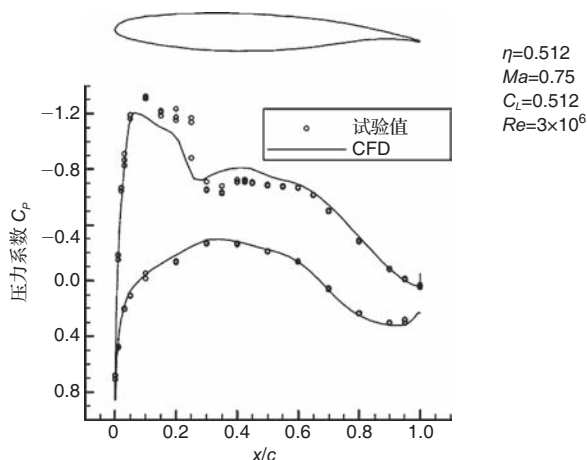


图5 设计点的压力分布计算和试验结果

Fig.5 C_p distribution of CFD and test at design point



图6 DLR-F6模型

Fig.6 DLR-F6 model

2003年举办的DPW-II会议^[6]是围绕DLR-F6模型开展的(见图6),包括翼身组合体和增加发动机通气短舱及挂架的翼身组合体模型。DLR-F6模型是在DLR-F4模型的基础上,将外翼的翼型由DLR-R4换为修改后加载的DLR-R4/4,调整了扭转角,并研究了不同的通气发动机短舱和挂架^[28]。模型的设计点和测力测压吹风模型的尺寸均与DLR-F4相同,试验于1990—1998年分多期在Onera-S2MA进行^[29]。DLR对提供给研讨会的F6模型进行了基于理论估算的机翼弹性变形修正及计算校核(见图7)。可以看出,修正后激波略有前移(红色虚线)。

与DPW-I相似,DPW-II指定了两个必选算例和两个可选算例,但模型分为翼身组合体WB和翼身+发舱及挂架的WBNP两个构型。会议要求的网格密度在 $1.3 \sim 12E+6$

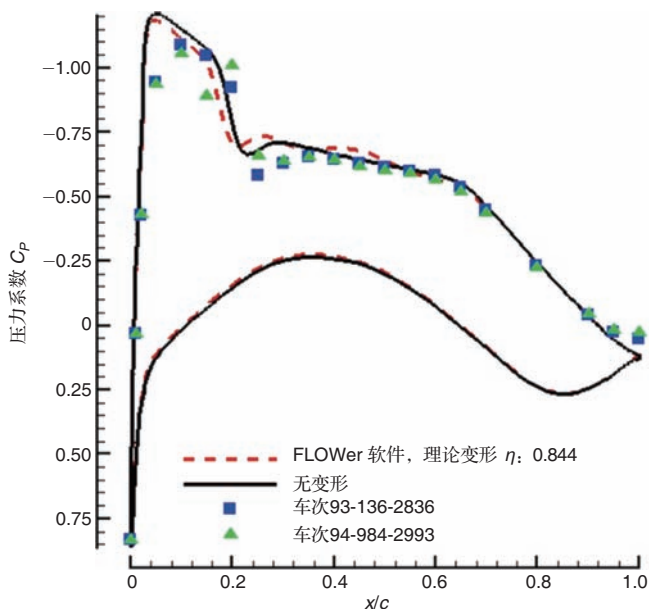


图7 DLR-F6设计点的压力分布计算和试验结果

Fig.7 C_p distribution of CFD and tests at design point of DLR-F6

(WB)和 $2.0 \sim 18E+6$ (WBNP)之间,比DPW-1略高。22家单位参加了本届研讨会,大部分阻力系数计算结果的差别在60count之内,其中间值与试验值之差仍然在10count左右^[30-34]。

由于DLR-F6模型的翼根部位没有设置翼身结合部的整流罩,计算中出现了图8所示的翼根三角形分离,由于CFD在分离计算方面的局限性,会议认为这是导致阻力计算结果与试验值偏差的原因之一。

2006年举办的DPW-III会议^[7],针对这个翼根分离问题,提供了一个在DLR-F6 WB模型的基础上增加了翼身接合部整流包的F6-FX2B模型,与F6 WB翼身组合体进行精细的阻力计算对比研究,如图9所示^[35-39]。由于F6-FX2B是会议组织方在DLR-F6 WB基础上生成的,当时没有进行风洞试验,而且计算雷诺数改为 $Re=5E+6$,与以前的 $Re=3E+6$ 不同,所以均没有试验数据进行对比。参加者为15家,计算显示翼根修形能够适当减小F6的阻力^[40]。

接下来于2009年举办了DPW-IV会议^[8],采用了美国NASA-CRM模型(Common Research Model)。该模型由NASA委托波音公司设计,是类似波音777的双通道宽体客机布局,其设计点为 $Ma=0.85$, $C_L=0.5$,机翼展弦比9.0,四分之一弦线后掠角 35° ,50%半翼展以外的机翼相对厚度由10%逐步减薄到9%,以适应较高的设计马赫数^[13]。NASA-

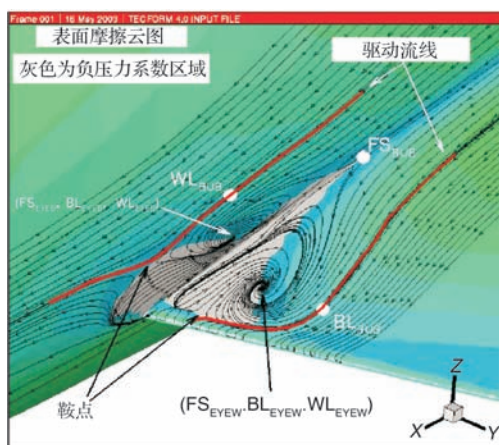


图8 DLR-F6设计点的翼根分离计算结果

Fig.8 CFD result of the wing root separation at design point of DLR-F6

中等网格, $Ma=0.75$, $C_L=0.50$, $Re=5.0$ 百万, 全湍, SA

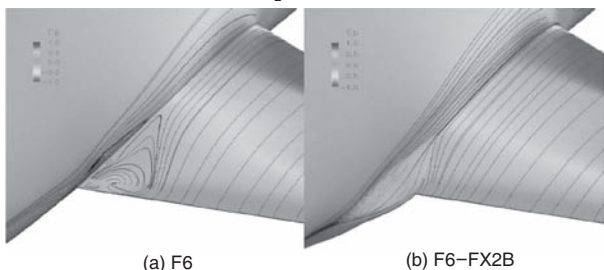


图9 DLR-F6原始和修形翼根F6-FX2B的计算结果

Fig.9 CFD results of the wing root of DLR-F6 and F6-FX2B

CRM模型如图10所示。

研讨会提出了两个必选和两个可选算例,其中必选算例为设计点的网格收敛性和设计马赫数下的翼身组合体WB及三个平尾偏度及配平状态的翼身组合体加平尾WBH的阻力曲线,雷诺数均为 $5E+6$ 。会议提供的网格密度包括 $3.5E+6$ (粗)、 $11E+6$ (中)、 $36E+6$ (细)、 $105E+6$ (超细)4种,较前几届DPW提高近一个数量级。全球共有19家单位参加了DPW-IV。由于NASA-CRM的风洞试验当时尚未进行,这届会议也没有与风洞数据对比的环节,组委会称之为“盲算”^[41-45]。

2012年6月举办的DPW-V会议^[9],依旧采用NASA-CRM的WB和WBH构型,算例除了网格收敛性之外,加入了 $Ma=0.85$ 时高迎角抖振计算和后缘分离计算。

这里读者可能已经注意到,DPW-IV发布的NASA-CRM模型和网格并没有像DLR-F4和F6那样,对风洞中可能出现的弹性变形进行修正。但是CRM的设计马赫数和

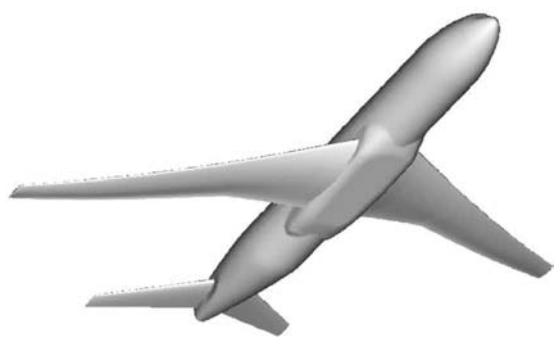


图10 NASA-CRM模型

Fig.10 NASA-CRM model

机翼后掠角分别比DLR-F4/F6高出 0.1° 和 10° ,机翼也比较薄,因此可以设想在吹风中机翼的弹性变形将明显增大。

DPW-V为了更加深入地研究网格收敛性影响,于2012年1月发布了密度不同的6套网格,最粗和最细的范围与DPW-IV一致,机翼也仍然是未经修正的CRM理论外形。组委会于会前三个月的2016年3月发邮件通知各参加者,风洞试验中发现了大约 -1° 的机翼弹性扭转变形(DLR-F4和F6的估算值分别为 -0.43° 和 -0.36°),但经过CFD计算对极曲线(升力—阻力曲线)影响不大,发布的网格可以继续使用^[46]。

图11为DPW-V各参会者对CRM在 $Ma=0.85$, $C_L=0.5$, $Re=5E+6$ 状态下的计算压力分布及其与风洞试验两个相近升力系数的对比,分别为50%和73%半展向站位^[47]。由图可见,试验中机翼变形使得翼剖面超声速区变小,激波前行,黑点与1g理论外形的CFD计算结果(彩色线)具有十分明显的差别。

对于超临界机翼,压力分布的这些变化对升力和力矩的影响比对波阻更加明显,因此会议组织者根据CFD计算得出的变形及支撑影响量,对 $Ma=0.85$ 风洞试验的升力和力矩系数(图12中橘红色和粉红色圆圈)进行了修正,称为“伪数据”或“参考数据”(Pseudo Test Data)(图12中粉红色点),并用此与CFD的结果进行对比(见图12)^[47]。

DPW-IV和DPW-V会议的过程进一步表明,对于NASA-CRM这样的高亚声速大展弦比机翼,在CFD验证中忽略吹风模型弹性变形的影响是不可取的。

同样在2014年,欧盟第七框架计划ESWIRP项目团队在研究中采用NASA-CRM模型于德国科隆的欧洲跨声速风洞ETW进行了试验,试验马赫数在 $0.7\sim 0.85$,雷诺数在 $5\sim 30E+6$ 之间,试验中对机翼变形进行了测量^[48]。图13给出了CRM模型在ETW风洞和美国国家跨声速风洞NTF中

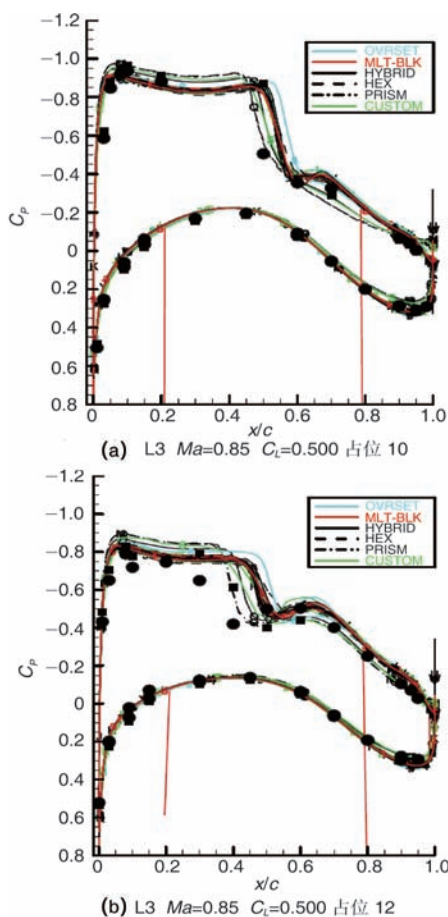


图11 NASA-CRM设计点的压力分布计算和试验
Fig.11 C_p distribution of CFD and tests at design point of NASA-CRM

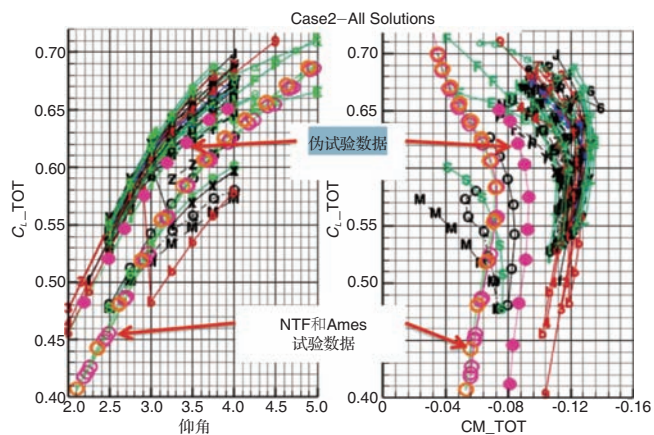


图12 各参会者的计算结果和试验及伪数据对比
Fig.12 Participant's CFD results with tests and pseudo test data

测量的 $Ma=0.85$ 的不同迎角下机翼扭转角变形量,其中下数第三条是 CRM 机翼在设计点附近 ($C_L=0.514$) 的扭转角

变形,翼尖变形量为 -1.13° [49]。

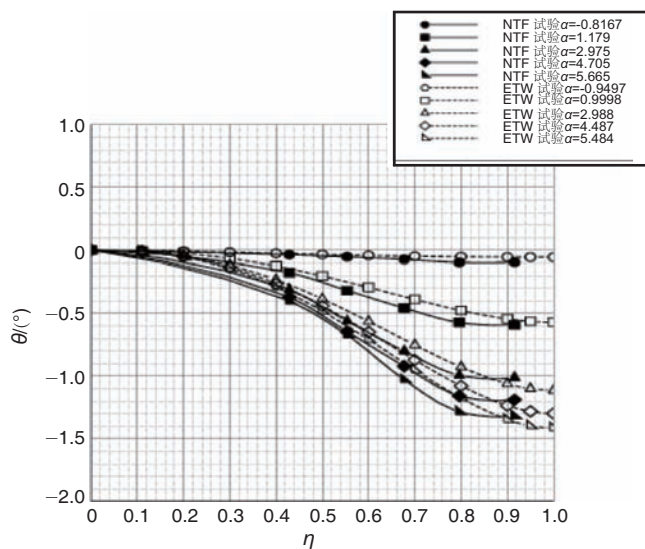


图13 NASA-CRM模型机翼扭转角变形的试验结果
Fig.13 Measured wing twist deformation of NASA-CRM

欧盟项目在ETW风洞的研究为2016年6月举办的第六届DPW-VI会议^[10]提供了较详细的试验数据。基于ETW的机翼变形测量结果,DPW-VI发布了包括机翼扭转变形的标准共用网格,其中最密的翼身组合体WB网格为 $82.8E+6$ 网格点,翼身组合体加通气短舱的WBNP是 $132.4E+6$,这对参加者计算资源的要求也进一步提高。图14给出采用最密网格计算的4个压力分布结果与ETW试验值的对比,可见在CFD网格中加入扭转角变形后,50%展向剖面的重合程度有了明显改善,但72.7%剖面激波位置仍然有5%~10%弦长的偏差。仅有一位参加者在会议报告中比较了变形与不变形(DPW-V)带来的差别(见图15)^[50]。

2 CAE-AVM模型的研发

空气动力学验证模型CAE-AVM的基础外形是中国航空研究院自2010年起进行的绿色远程小型商务飞机概念研究,其外形如图16所示。

该基础方案的设计马赫数 $Ma=0.87$,升力系数 $C_L=0.38$,机长35m,机翼展长33m,航程大于13000km。为了获得适用于CFD验证的高品质风洞试验数据,为该机设计了一副加厚的新机翼,以减小风洞试验中机翼的弹性变形。在这个阶段,设计状态调整为 $Ma=0.85, C_L=0.5$,机翼展长30.2m(取消了高速翼尖),机翼展弦比减小为9,机翼的1/4弦线后掠角仍然为 35° 。新机翼设计的主要目标是增大相

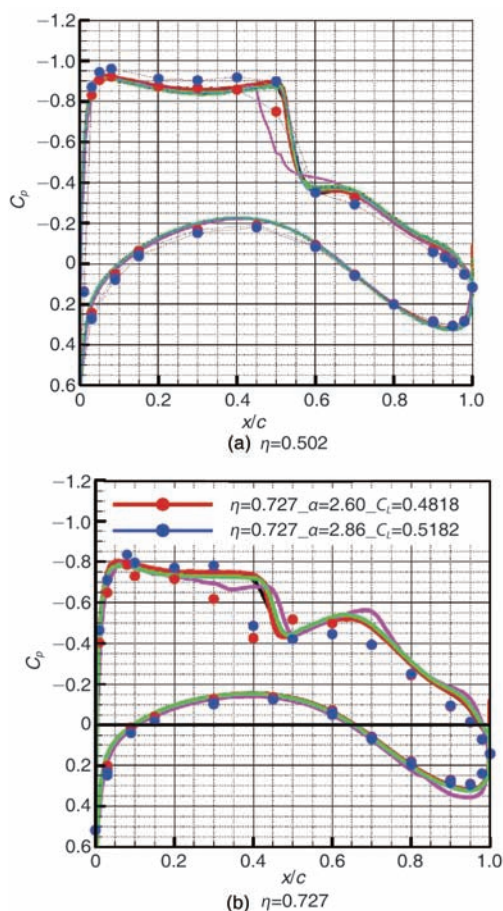


图14 考虑变形后NASA-CRM设计点的压力分布计算(彩色线)和试验(彩色点)结果

Fig.14 C_p distribution of CFD (color lines) and tests (dots) at design point of CRM with wing deformation

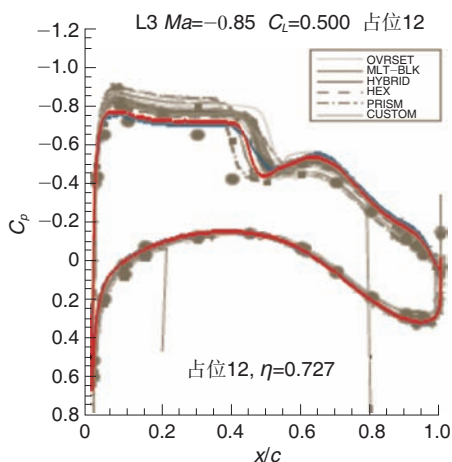


图15 考虑变形后NASA-CRM设计点的压力分布计算(红线)和未考虑(各灰线)的对比

Fig.15 CFD C_p distribution at design point of CRM with (red) and without (grey) wing deformation



图16 CAE-AVM基础外形示意图

Fig.16 CAE-AVM baseline configuration

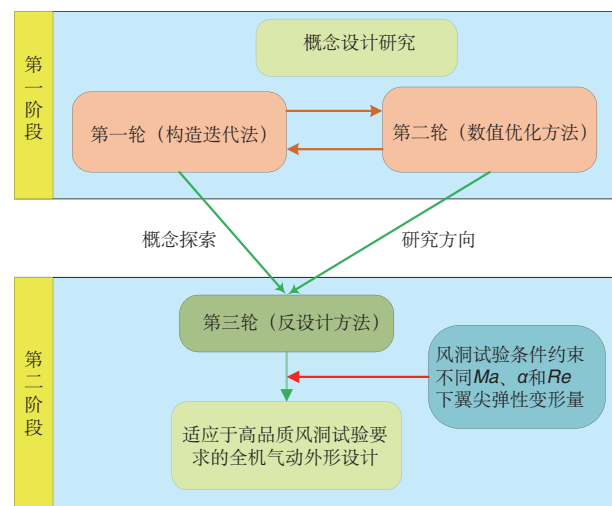


图17 CAE-AVM模型设计流程

Fig.17 Flow chart of CAE-AVM design

对厚度0.5%~1.5%,这无疑会增大机翼设计的难度,为此重新选用了具有13%相对厚度的基础翼型CAE-NPU-SP6^[51]。两个阶段的设计中分别采用了传统的构造迭代法、数值优化方法^[52]和反设计方法^[53],设计流程如图17所示,图18展示了设计后的展向相对厚度分布,可见机翼展向厚度分布合理,机翼中、外段的相对厚度也大于具有同样设计状态的NASA-CRM和其他具有相近后掠角的远程飞机^[54]。CFD分析表明,CAE-AVM在设计升力系数 $C_l=0.5$ 、 $Re=20E+6$ 时,气动效率(马赫数 $Ma \times$ 升阻比 K ,记作 MaK)明显高于具有同等尺度的干线飞机A320和波音737-800,在 $Re=38E+6$ 时,设计马赫数下的气动效率也大于前述大型远程飞机^[54],可见设计目标已经达到(见图19)。

针对CAE-AVM的高升力构型AVM-HL的设计需求,设计了前、后缘增升装置。根据CAE机翼变弯结构技术研究

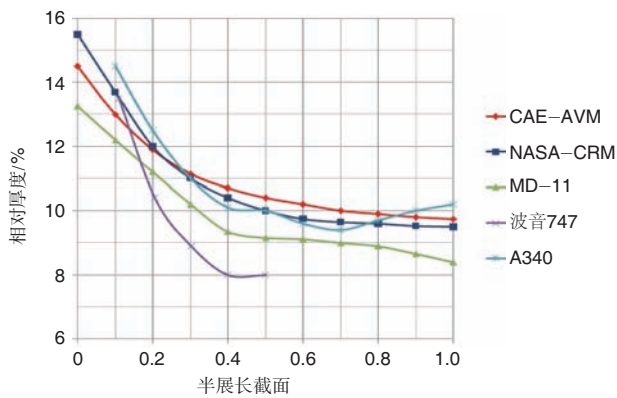


图 18 CAE-AVM和其他飞机机翼展向相对厚度

Fig.18 Span-wise relative thickness distribution of CAE-AVM and other airplanes

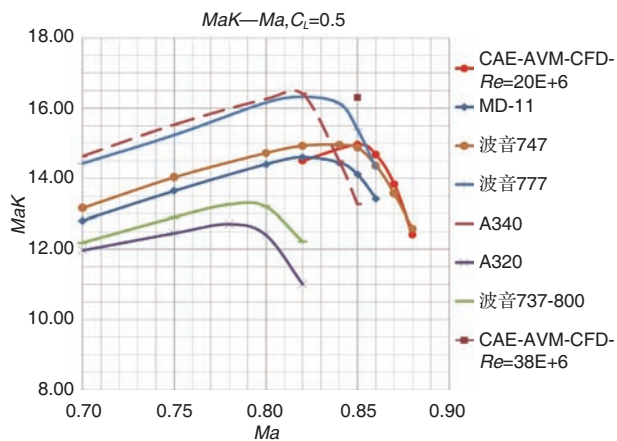


图 19 CAE-AVM和其他飞机气动效率对比

Fig.19 Aerodynamic efficiency of CAE-AVM and other airplanes

的发展和需求,在CAE-AVM-HL研发中率先提出了连续变弯的前缘襟翼和前缘缝翼组合构型的前缘装置,即在内翼30%采用连续变弯的前缘下垂以减小近机身的噪声,在外翼采用前缘缝翼提高最大升力系数;后缘设计了简洁的单缝富勒襟翼。经过构型、位置和缝道优化,取得了高效率的设计结果并得到风洞试验验证。图20为CAE-AVM-HL的1:5.6模型在8m量级大型低速风洞DNW-LLF进行试验的情况。

3 基于CAE-AVM的CFD-风洞相关性研究

本节的相关性研究重点是风洞试验中模型的静气弹变形和支撑的影响,为此采用和生成了CAE-AVM巡航构型的三个不同外形,分别为理论外形(AVM)、理论外形+变形机翼(AVM-D)和理论外形+变形机翼+Z形支撑(AVM-

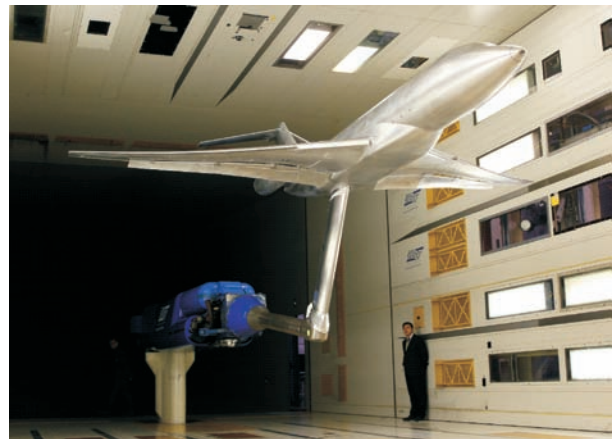


图 20 CAE-AVM-HL高升力构型风洞试验

Fig.20 Wind tunnel test of CAE-AVM-HL

DZ),如图21所示(黄色机翼表示未变形机翼,红色机翼表示变形机翼,蓝色为试验中采用的Z形支撑)。

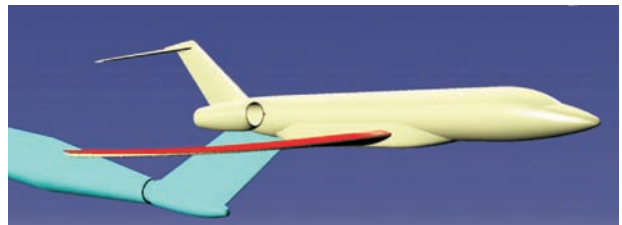


图 21 CAE-AVM的相关性研究外形

Fig.21 CAE-AVM configurations for correlation study

3.1 计算网格和计算方法

对这三种外形生成了结构化点搭接网格,其中图22为模型AVM的计算网格,图23为模型AVM-DZ计算网格,网格节点数分别为29E+6和40E+6。

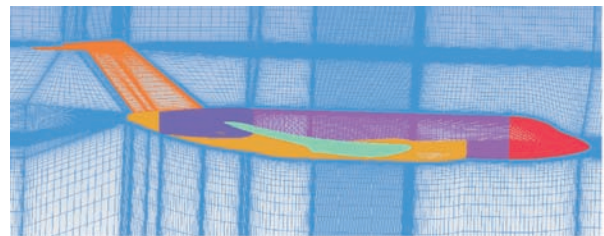


图 22 CAE-AVM计算网格

Fig.22 CAE-AVM mesh

设计和计算分析使用的主要CFD求解器是中国航空研究院的Inhouse雷诺平均N-S方程(Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS)求解器AVICFD-Y,主要采用SST和SA湍流模型。

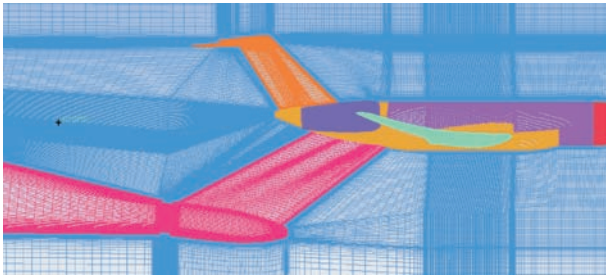


图23 CAE-AVM-DZ计算网格

Fig.23 CAE-AVM-DZ mesh

3.2 风洞试验

1:22 的巡航构型 CAE-AVM 吹风模型于 2013 年在 DNW-HST^[55]进行了首期风洞试验,试验马赫数为 0.4~0.9,试验雷诺数为 $4.7E+6$ 。模型在风洞中的安装情况如图 24 所示。与常规试验不同的是,根据 CFD 验证和相关性研究的特殊要求,CAE 提出了一种在同一车次同步测力、测压、测变形和测转换的集成性创新试验技术(见图 25),经过 DNW、NLR 和 DLR 相关团队的联合工作,实现了同步测量,得到了详细精确的 CFD 验证和相关性研究专项风洞试验数据集。经过本轮试验,DNW 进一步改进和配置了测试设备,使这种同步测试能力成为风洞的标准配置。

试验中的另一项创新性实践是在试验前的数据准备过程中,CAE 对三种构型 CAE-AVM、AVM-D 和 AVM-DZ 在主要试验状态进行了 CFD 预分析,携带三套数据到达试验现场而不是通常的仅理论外形一套数据。实践证明,AVM-DZ 的计算结果与未经修正的试验数据高度重合,迅速明确了模型和试验的正确性,对于在第一时间对试验中各种设置的判定和初步数据的评估具有重要意义,保证了试验质量和进度。

3.3 机翼变形量的获取和分析

图 26 为 CAE-AVM 在 DNW-HST 风洞 $Ma=0.85$ 时不同试验迎角下机翼扭转变形测量值的拟合曲面,可见随着迎角的增大,扭转角逐渐增加。图 27 为试验迎角 2.45° 、全机升力系数 $C_L=0.515$ 时(略大于设计升力系数),CAE-AVM 吹风模型的机翼扭转角变形沿展向的分布情况(红色),可见尽管没有采用 NASA-CRM 低温增压风洞吹风模型的高强度特种钢,AVM 的中、外翼变形量仍然小于后者在 NTF(绿色)及 ETW(蓝色)的测量结果。

在风洞试验之前,采用有限元分析的方法,根据机翼在设计马赫数下的气动载荷和吹风模型使用的材料,对模型在风洞试验状态下的变形进行了计算,计算结果与后来的



图24 CAE-AVM巡航构型2013年风洞试验

Fig.24 Wind tunnel test of CAE-AVM in 2013

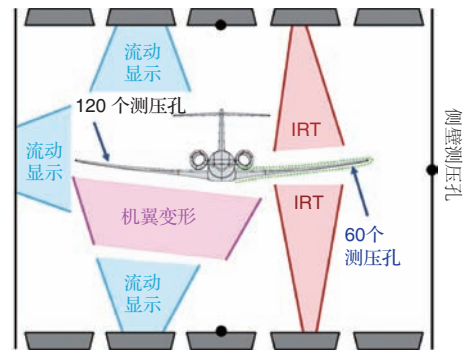


图25 CAE-AVM风洞试验的同步测量技术

Fig.25 Synchronous measurement techniques of CAE-AVM in DNW-HST

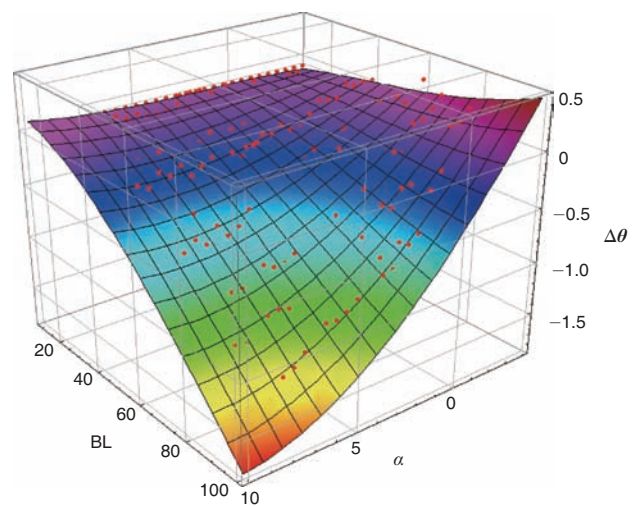


图26 CAE-AVM风洞试验中机翼扭转变形曲面

Fig.26 Wing twist deformation surface of CAE-AVM in wind tunnel test

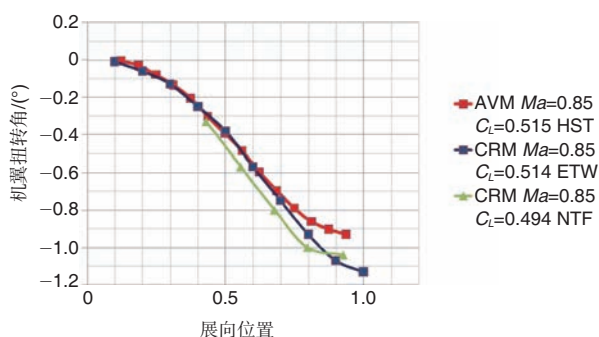


图27 风洞试验中测量的机翼扭转变形

Fig.27 Wing twist deformation measured in wind tunnel test

风洞测量结果在扭转角分布的形态和量级上都保持一致。

根据风洞试验测量的机翼变形生成了几何外形CAE-AVM-D和AVM-DZ, 对其进行了CFD计算并与试验前采用有限元计算的变形机翼CFD结果对比, 两者的压力分布基本重合, 因此后期的研究中均采用根据风洞试验测量生成的变形机翼。

进一步对不同迎角下机翼变形对气动性能的影响进行了分析, 选择三个典型迎角 $\alpha=0.01^\circ$ 、 2.45° 和 5.5° 的变形机翼, 置换到CAE-AVM模型的网格中, 在 $Ma=0.85$ 进行了对比计算。计算结果表明, 采用迎角 2.45° 生成的AVM-D外形, 在迎角 0° 和 5° 附近, 由于其扭转量比两个在当地迎角下的变形机翼偏大和偏小, 计算结果会有所不同, 但差量不大。因此后期的计算分析和研讨会均采用了迎角 2.45° 的机翼变形量。

3.4 试验中机翼变形和模型支撑的影响

首先采用前述图21三个外形中的两个, 分别为理论构型AVM和试验构型AVM-DZ, 在设计马赫数下进行计算, 对压力分布和气动系数的CFD计算值与风洞试验结果进行对比分析, 找出机翼变形和模型支撑的综合影响。

3.4.1 压力分布对比

图28和图29分别为展向剖面55%和75%的压力分布对比, 计算状态取为试验点: $Ma=0.85$, $Re=4.7E+6$, $C_L=0.515$ 。可以看出试验构型AVM-DZ的计算结果(蓝线)与风洞试验十分吻合, 机翼变形和试验支撑的综合效应使得激波位置前移, 外翼超声速区减小; 而理论构型AVM(红线)由于没有计及这些影响, 超声速区的大小和激波位置都与试验存在较大差别。

3.4.2 气动系数对比

考虑模型变形和支架影响后, 压力系数重合程度的改善也带来了气动系数计算结果与试验数据重合度的提高。

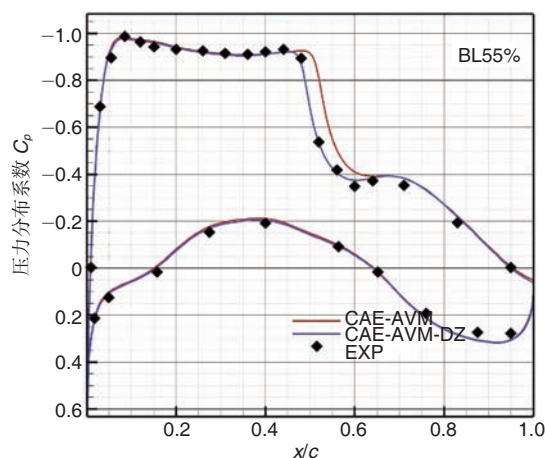


图28 AVM和AVM-DZ在55%展向剖面的压力分布

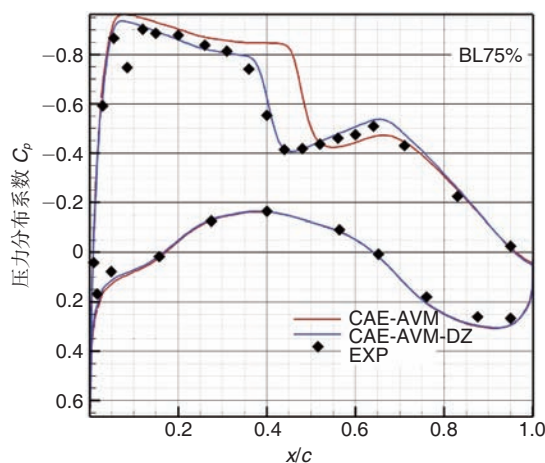
Fig.28 C_p distribution at 55% semi-span of AVM and AVM-DZ

图29 AVM和AVM-DZ在75%展向剖面的压力分布

Fig.29 C_p distribution at 75% semi-span of AVM and AVM-DZ

图30和图31分别是 $Ma=0.85$ 时升力系数和阻力系数的对比, 可以看出, 考虑机翼变形和支撑的AVM-DZ(蓝线), 升力系数和阻力系数在迎角 $0^\circ \sim 4^\circ$ 范围内都与风洞试验吻合良好, 较理论外形AVM的结果(红线)有了明显的改善。

3.4.3 机翼变形和模型支撑的分别影响

为了研究风洞试验中模型变形和模型支撑各自的影响, 对仅包括变形机翼的CAE-AVM-D模型进行了CFD计算, 并与AVM和AVM-DZ外形的结果进行了对比分析。其中 $Ma=0.85$, $Re=4.7E+6$, $C_L=0.515$ 时展向剖面55%和75%的压力分布如图32和图33所示。可以看出在机翼中部的55%展向剖面, 变形对同等升力系数下的压力分布影响并不明显, 而模型支撑的存在使得激波前移, 与试验结果重合。在外翼

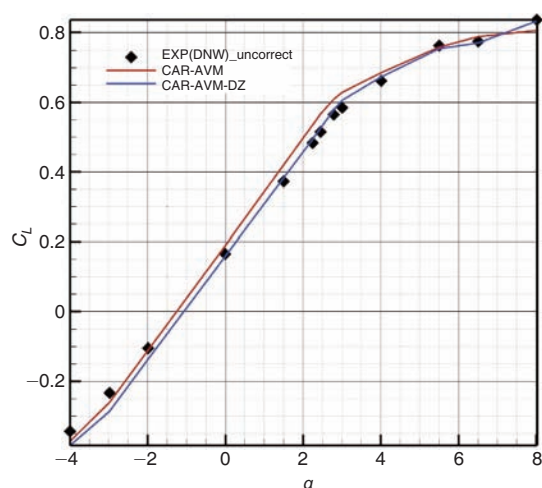


图30 AVM和AVM-DZ升力系数对比

Fig.30 Lift coefficients of AVM and AVM-DZ

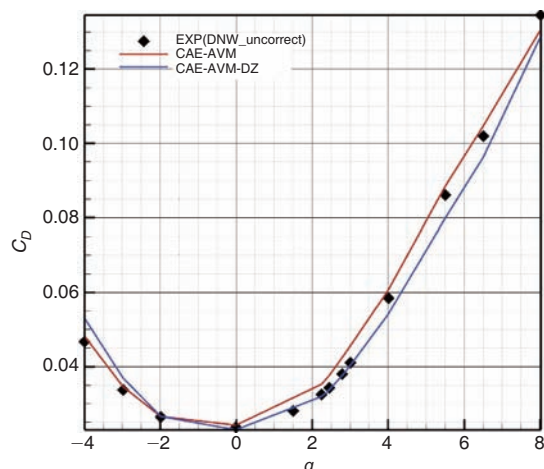


图31 AVM和AVM-DZ阻力系数对比

Fig.31 Drag coefficients of AVM and AVM-DZ

75%展向剖面,机翼变形使超声速区减小,而模型支撑的存在使得激波进一步前移到与试验结果重合的位置。可见对于 $Ma=0.85$ 量级的飞机,处理CFD与风洞的数据相互关系必须同时考虑机翼弹性变形和模型支撑的影响。

4 CAE-DNW 首届CFD-风洞相关性国际研讨会

基于CAE-AVM模型的研发和CFD-风洞相关性研究的结果,以及对前五届DPW的综合分析,中国航空研究院联合德国荷兰风洞于2014年发起了首届CFD-风洞相关性国际研讨会(CAE-DNW workshop on CFD-wind tunnel correlation study),部分国际航空研究理事会IFAR的成员也参加了会议。2015年春季开通了会议网站,在其上注册的单位来自9个

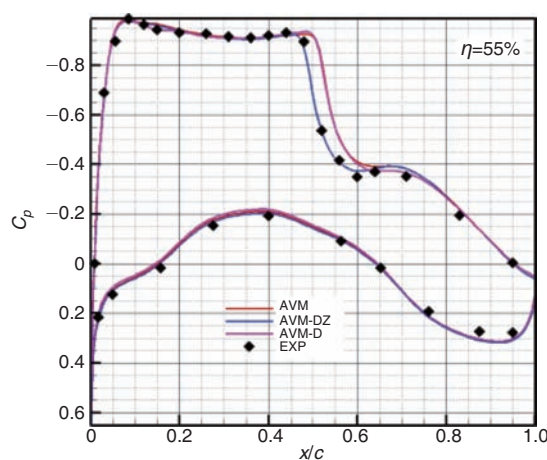


图32 AVM, AVM-D和AVM-DZ在55%展向剖面的压力分布

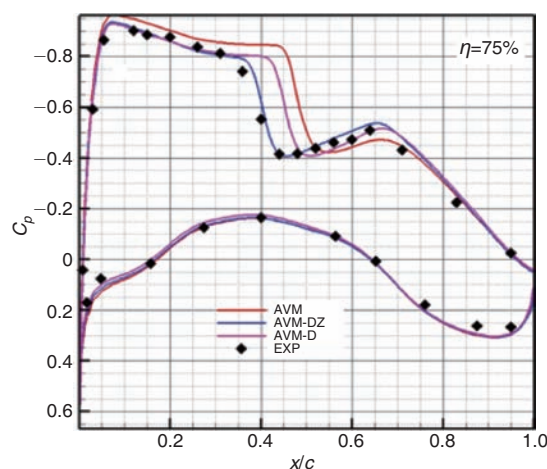
Fig.32 C_p distribution at 55% semi-span of AVM, AVM-D and AVM-DZ

图33 AVM, AVM-D和AVM-DZ在75%展向剖面的压力分布

Fig.33 C_p distribution at 75% semi-span of AVM, AVM-D and AVM-DZ

国家,包括5家飞机制造商、10家国立科研机构及单位、两所大学和三家软件开发商。会议根据发布的CAE-AVM和CAE-AVM-DZ两个构型(见图34)及会议标准共用网格(见图22、图23)设置了4个算例,分别是:

算例1:

CAE-AVM, $Ma=0.85$, $C_L=0.515$, $Re=4.7E+6$

算例2:

CAE-AVM-DZ, $Ma=0.85$, $C_L=0.515$, $Re=4.7E+6$

算例3:

CAE-AVM, $Ma=0.85$, $Re=4.7E+6$, $AOA=-1.99^\circ \sim 8.02^\circ$

算例4:

CAE-AVM-DZ, $Ma=0.85$, $Re=4.7E+6$, $AOA=-1.99^\circ \sim 8.02^\circ$



图34 研讨会发布的AVM(上)和AVM-DZ(下)

Fig. 34 CAE-AVM (upper) and AVM-DZ (lower) released to the CAE-DNW Workshop

网格收敛性研究和主要湍流模型的选择已由CAE完成,参会者只须用各自的RANS软件,采用会议标准共用网格或自研同等密度的网格,采用SST湍流模型或其他模型开展计算研究。研讨会要求提交的计算结果包括各计算状态下的升力、阻力和俯仰力矩系数,6个机翼剖面的压力分布和典型状态的表面流谱,会议没有预先提供相应的风洞

试验数据。本届研讨会计算量不大,但目的突出,集中于研讨试验中机翼弹性变形和模型支撑带来的数据变化和影响量级。通过参加者的横向对比,以及与经支架干扰修正和无修正的两套风洞试验数据对比,既对参会者的CFD应用水平给予评估,又使参加者对在飞机设计中如何正确应用CFD和风洞的数据加深认识。

图35给出算例1的两个展向站位的翼剖面压力分布,包含CAE和各参会者的计算结果,以及与试验结果的比较。可见近20个计算结果彼此非常重合,反映了各机构计算能力的高度一致性,同时也看出仅用理论外形CAE-AVM,CFD与风洞在超声速区大小和激波位置方面存在的系统性误差。

图36给出算例2的两个展向站位的翼剖面压力分布的比较。可见近20个计算结果仍然非常一致,同时也看出采用了计及机翼弹性变形和模型支撑的CAE-AVM-DZ外形,CFD与风洞在超声速区大小和激波位置方面均高度重合,也再现了会议组织者的相关性研究结果如图28和图29所示。

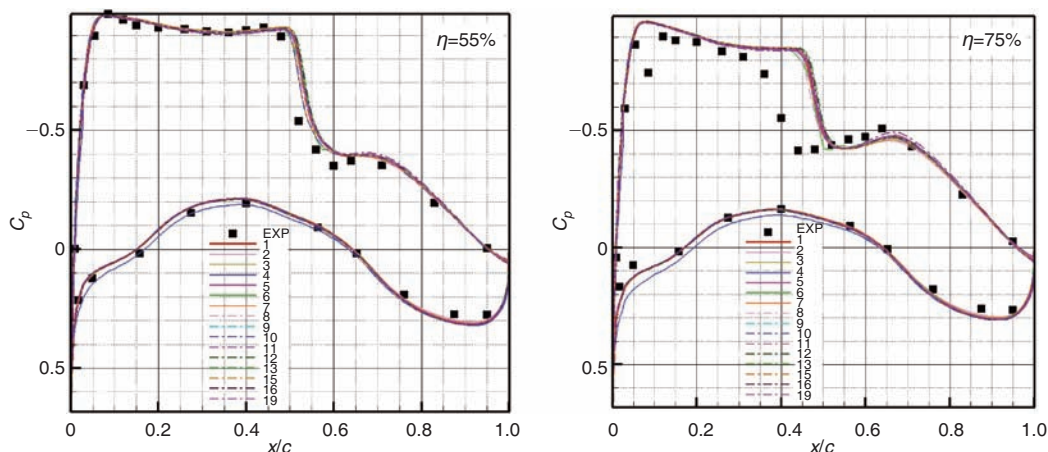


图35 CAE-AVM在55%和75%展向的压力分布,各参会者计算(彩色线)和试验(黑点)

Fig. 35 C_p distribution of participants' CFD (color lines) and test (black dots) at 55% and 75% semi-span of CAE-AVM (case-1)

对算例3和算例4的计算也得出了与前两个算例十分一致的结果,图37是算例4的升力系数计算结果及其与试验值的对比,说明采用了计及机翼弹性变形和模型支撑的CAE-AVM-DZ后,CFD与风洞在线性段高度重合,同样得出了与会议组织者的相关性研究结果(见图30)一致的结论。

5 结束语

通过分析,可以得出以下结论:

(1) 在CFD、风洞试验和飞行试验三大主要气动研究要素之间,存在着数据的相关性问题。在这方面公共的参照物或标准,即空气动力学验证模型及数据库,将成为第3+1基本要素。

(2) 对于马赫数0.85量级的现代中远程飞机,其模型在风洞试验中的弹性变形及模型支撑对试验数据带来明显的影响,在使用这些数据进行飞机设计和CFD验证时,必须考虑到其间的相关性问题并进行相应修正。

(3) CAE-AVM模型的研发充分考虑到CFD验证和相

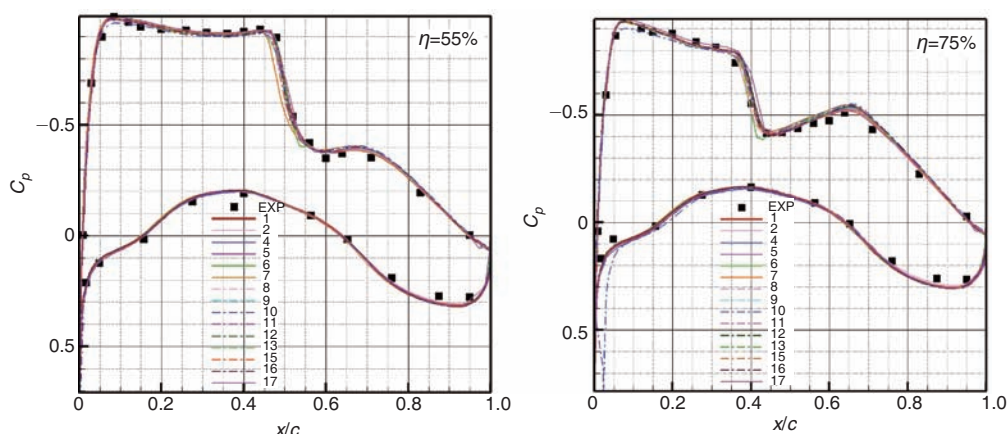


图36 CAE-AVM-DZ在55%和75%展向的压力分布,各参会者计算(彩色线)和试验(黑点)

Fig. 36 C_p distribution of participants' CFD (color lines) and test (black dots) at 55% and 75% semi-span of CAE-AVM-DZ (case-2)

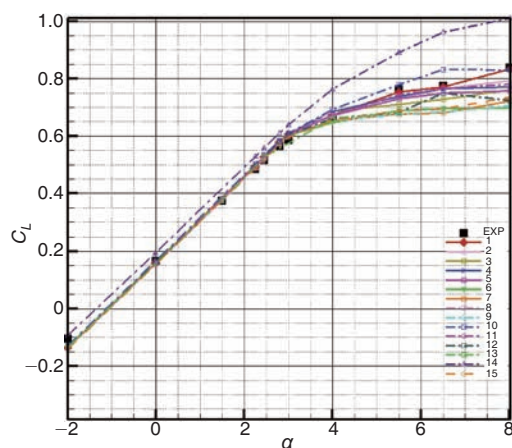


图37 CAE-AVM-DZ (算例4) 升力系数对比

Fig.37 Lift coefficients of CAE-AVM-DZ (case-4)

关性研究的特殊需求,增大了机翼相对厚度,提出了同步测力、测压、测变形和测转矩的集成创新试验方法,以及试验前对包含机翼变形和模型支撑的试验外形进行CFD预分析的创新实践。

(4) 在CFD模型和网格中考虑机翼变形和试验支撑后,计算数据与风洞试验吻合程度明显改善,其中翼剖面压力分布的曲线基本重合。

(5) 于2001—2016年间举办的各届AIAA-DPW积极促进了CFD软件的开发和验证工作,对计算网格的规模、生成方式、湍流模型以及RANS方法的模拟可信度都进行了有益的交流和分享。DPW逐渐反映出的CFD与风洞数据的差别表明对两者的相关性问题的应该给与进一步的重视。

(6) 飞机气动设计人员往往同时掌握并依靠CFD和试

验结果,因此明确各自的可信度和其间的相互关系非常重要。为此CAE和DNW于2014年发布的CFD与风洞相关性国际研讨会宗旨是邀请国际上从事飞机空气动力学设计和CFD应用的专业技术人员,通过计算CAE发布的理论巡航构型CAE-AVM和包含了机翼弹性变形和模型支撑的CAE-AVM-DZ构型,找出其间的差别,了解变形和支撑产生的差量,归纳出高亚声速条件下CFD与风洞数据的相互关系及CFD工具应用的要点。

AST

参考文献

- [1] Jacobs E N, Ward K E, Pinkerton R M. The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel[R]. NACA Report No. 460, NACA, 1933.
- [2] Hills R. A review of measurement on AGARD calibration models[R]. Report No. 64, Aircraft Research Association, Bedford, England, 1961.
- [3] Cook P H, McDonald M A, Firmin M. Airfoil RAE 2822 - pressure distributions, and boundary layer and wake measurements[R]. Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138, 1979.
- [4] ONERA-M6 Wing, Star of CFD[EB/OL]. 法国航空航天中心官网 . <https://www.onera.fr/en/news/onera-m6-wing-star-of-cfd>.
- [5] Levy D W, Zickuhr T, Vassberg J, et al. Data summary from the first AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop [J]. Journal of Aircraft, 2003, 4(5): 875-882.
- [6] Laflin K R, Klausmeyer S M, Zickuhr T, et al. Data summary

- from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1165-1178.
- [7] Vassberg J C, Tinoco E N, Mani M, et al. Summary of the third AIAA CFD Drag Prediction Workshop[R]. AIAA-2007-0260, 2007.
- [8] Vassberg J C, Tinoco E, Mani M, et al. Summary of the fourth AIAA CFD Drag Prediction Workshop[R]. AIAA-2010-4547, 2010.
- [9] Levy D W, Laflin K R, Vassberg J C, et al. Summary of data from the fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop[R]. AIAA-2013-0046, 2013.
- [10] Tinoco E, Brodersen O. DPW-6 summary of participant data CRM Cases 2-5[R]. 6th CFD drag prediction workshop. AIAA, 2016.
- [11] Redeker G, Mueller R. A comparison of experimental results for the transonic flow around the DFVLR-F4 wing body configuration[R]. GARTEUR/TE-018, DLR-IB-83/21, 1983.
- [12] Rossow C C, Godard J L, Hoheisel H, et al. Investigations of propulsion integration interference effects on a transport aircraft configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(5): 1022-1030.
- [13] Vassberg J C, DeHaan M A, Rivers S M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies [R]. AIAA Paper 2008-6919, 2008.
- [14] 杨体浩, 白俊强, 辛亮, 等. 考虑静气动弹性影响的客机机翼气动/结构一体化设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35 (4): 598-609.
- Yang Tihao, Bai Junqiang, Xin Liang, et al. Aerodynamic/structural integrated design for aircraft wing with static aeroelasticity effect[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2017, 35 (4): 598-609. (in Chinese)
- [15] Hua J, Zheng S, Zhong M, et al. Design and verification study of an aerodynamic validation model[C]// 7th Asia-Pacific International Symposium On Aerospace Technology, 2015.
- [16] Zhong M, Wang G L, Hua J. Study of model deformation and sting interference to the aerodynamic estimations of the CAE-AVM model[C]// ICAS-2016-2.7.2, 2016.
- [17] Gebbink R T, Wang G L, Zhong M. High-speed wind tunnel test of the CAE-AVM for CFD validation purposes[R]. AIAA-2017-0332, 2017.
- [18] 钟敏, 华俊, 王钢林, 等. 面向高亚声速远程飞机的CFD验证与风洞试验相关性研究 [C]// 第八届中国航空学会青年科技论坛论文集, 2018.
- Zhong Min, Hua Jun, Wang Ganglin, et al. The correlation between CFD verification and wind tunnel test for high subsonic long-haul civil aircraft [C]// Proceedings of 8th CSAA Young Scientist Conference, 2018. (in Chinese)
- [19] Hua J, Zheng S, Zhong M, et al. Recent development of a CFD-wind tunnel correlation study based on CAE-AVM investigation[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(3): 419-428.
- [20] Zhong M, Zheng S, Wang G L, et al. Correlation analysis of combined and separated effects of wing deformation and support system in the CAE-AVM study[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(3): 429-438.
- [21] Gebbink R, Wang G L, Zhong M. High-speed wind tunnel test of the CAE aerodynamic validation model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(3): 439-447.
- [22] Kursakov I, Kazhan E, Gebbink R. Computational study of wing deformation and sting interference effects with the CAE-AVM test case[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31 (10): 1954-1961.
- [23] Redeker G. DLR-F4 wing-body configuration, a selection of experimental test cases for the validation of CFD codes[R]. AGARD Report AR-303, 1994.
- [24] Levy D W. Data summary and comparison[R]. 1st AIAA Drag Prediction Workshop, 2001.
- [25] Wahls R A. Wind tunnel data[R]. 1st AIAA Drag Prediction Workshop, 2001.
- [26] Hemsch M J. Statistics of computational results[R]. 1st AIAA Drag Prediction Workshop, 2001.
- [27] Narducci R. An industry application of CFL3D as a transonic drag prediction tool[R]. 1st AIAA Drag Prediction Workshop, 2001.
- [28] Rakowitz M. DLR-F6 geometry & Issues[R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [29] Godard L. F6 model tests in the ONERA S2MA wind-tunnel [R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [30] Vassberg J. Opening remarks[R]. 2nd AIAA Drag Prediction

- Workshop, 2003.
- [31] Laflin K. Data summary and comparison[R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [32] Klausmeyer S. Grid guidelines and overview[R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [33] Destarac D. Far-field drag extraction from hybrid grid computations[R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [34] Frink N T, Milholen W E. Assessment of the unstructured grid software TetrUSS for drag prediction of the DLR-F6 configuration[R]. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, 2003.
- [35] Vassberg J. Opening remarks[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [36] Zickuhr T, Tinoco E. DPW-W1/W2 geometry review[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [37] Vassberg J C, Sclafani A J, DeHaan M A. A wing-body fairing design for the DLR-F6 model: A DPW-III case study[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [38] Morrison J H, Hensch M J. Statistical analysis of CFD solutions from the 3rd AIAA Drag Prediction Workshop[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [39] Eliasson P, Shiah P. Drag prediction for the DLR F6 model using the Edge solver[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [40] Tinoco E N. DLR F6/FX2B summary[R]. 3rd AIAA Drag Prediction Workshop, 2006.
- [41] Vassberg J. Opening remarks[R]. 4th AIAA Drag Prediction Workshop, 2009.
- [42] Vassberg J, DeHaan M, Rivers M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies[R]. 4th AIAA Drag Prediction Workshop, 2009.
- [43] Rider B. Structured grid summary for the 4th drag prediction workshop[R]. 4th AIAA Drag Prediction Workshop, 2009.
- [44] Tinoco E N, Levy D, Brodersen O. DPW-IV summary of participants data[R]. 4th AIAA Drag Prediction Workshop, 2009.
- [45] Vassberg J. Summary of the fourth AIAA CFD drag prediction workshop[R]. AIAA Paper 2010-4547, 2010.
- [46] DPW-V Organizing Committee. 20120319 Announcement[R]. 5th AIAA Drag Prediction Workshop, 2012.
- [47] Tinoco E, Levy D, Brodersen O. DPW 5 summary of participant data[R]. 5th AIAA Drag Prediction Workshop, 2012.
- [48] Rivers M B. NASA common research model data[R]. 6th AIAA Drag Prediction Workshop, 2016.
- [49] Vassberg J. DPW-VI opening remarks[R]. 6th AIAA Drag Prediction Workshop, 2016.
- [50] Nagata T, Ochi A. Validation study of in-house CFD tool “Cflow”[R]. 6th AIAA Drag Prediction Workshop, 2016.
- [51] Hua J, Zhang Z Y. Transonic wing design for transport aircraft [C]// 17th International Congress of Aeronautical Science, ICAS 90-3.7.4, Proceedings, 1990.
- [52] 刘楠溪, 白俊强, 华俊, 等. 考虑排放影响的飞机多学科优化设计 [J]. 航空学报, 2017, 38(1): 1-14.
- Liu Nanxi, Bai Junqiang, Hua Jun, et al. Multidisciplinary design optimization incorporating aircraft emission impacts [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 1-14. (in Chinese)
- [53] Hua Jun, Kong Fanmei, Wang Jinjun, et al. Recent examples on design aerodynamics for transport aircraft[C]//23rd International Congress of Aeronautical Science, 2002.
- [54] 艾德·奥波特. 运输类飞机的空气动力设计[M]. 顾诵芬, 吴兴世, 杨新军, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
- Oberter E D. Aerodynamic design of transport aircraft [M] Gu Songfen, Wu Xingshi, Yang Xinjun, translated. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2010. (in Chinese)
- [55] Wubben F, Takara E. Wind tunnel model support and wall interference corrections in DNW_HST-Ensuring high data quality standards[C]// 5th CEAS Air & Space Conference, 2015.
- (责任编辑 王为)
- ### 作者简介
- 钟敏(1986—)女, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 气动布局设计、计算流体力学及风洞试验相关性研究。
Tel: 010-84936172
E-mail: zhongmin@cae.ac.cn
- 华俊(1955—)男, 博士, 教授。主要研究方向: 设计空气动力学、计算流体力学、试验空气动力学、飞行器设计。
Tel: 010-84935641
E-mail: huajun@cae.ac.cn
- 孙侠生(1962—)男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞行器设计, 航空科技发展战略。

Tel: 010-57827551

E-mail: sunxiasheng@cae.ac.cn

Data Correlation Between Aerodynamic Validation Model and CFD - Wind Tunnel

Zhong Min^{1,*}, Hua Jun¹, Sun Xiasheng¹, Zheng Sui¹, Wang Ganglin¹, Zhang Guoxin¹, Wang Hao¹, Li Yan¹, Li Xiaofei¹, Bai Junqiang²

1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: During the investigation of a new generation long-haul commercial aircraft at cruise Mach number around 0.85, it is verified that the model deformation and support interference are very significant in the wind tunnel test, which should be highly recognized while applying such wind tunnel data for Computational Fluid Dynamics (CFD) validation. This observation is further outlined via the review of the AIAA Drag Prediction Workshops. The Chinese Aeronautical Establishment-Aerodynamics Validation Model (CAE-AVM) features a large aspect-ratio supercritical wing and rear-fuselage mounted engines. In the design process, numerical optimization and inverse design method are both applied. The wind tunnel models of CAE-AVM cruise configuration and AVM-HL high-lift configuration have been tested in the German-Dutch Wind-tunnels DNW-HST and LLF. Simultaneous measurements of the forces, pressure distributions, wing deformation and flow transition were applied and a special experiment database for CFD validation has been generated. The correlation between CFD results and wind tunnel test data is established based on the CFD analysis of CAE-AVM, with and without wing deformation and Z-sting support. Based on the above observations, the 1st CAE-DNW Workshop on CFD-Wind tunnel Correlation Study was held with the major conclusion that model deformation and support interference in the wind tunnel tests should be taken into account during CFD verifications.

Key Words: CFD; wind tunnel test; aerodynamic model; model deformation; support interference

Received: 2019-09-12; Revised: 2019-09-20; Accepted: 2019-10-10

*Corresponding author. Tel. : 010-84936172 E-mail: zhongmin@cae.ac.cn