

动力效应对民机起飞构型气动特性影响的数值研究

郭少杰, 周培培, 王 斌, 时晓天

(中国航天科技集团公司 中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 采用在点对点多块结构化网格系统上求解三维可压缩雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程的方法, 研究了发动机动力效应对民机起飞构型气动特性的影响。首先, 通过涡轮动力模拟器风洞试验模型及民机高升力构型标准模型, 对研究方法进行了验证, 计算和试验结果的良好吻合说明研究方法用于模拟发动机动力效应及预测民机高升力构型气动特性是可行的。其次, 针对分别安装通气短舱和动力短舱的某翼吊涡扇发动机民机起飞构型, 研究了发动机动力效应对其气动特性的影响规律。结果表明: 在通气短舱基础上预测的起飞最大升力系数、失速迎角以及阻力和力矩, 在考虑动力效应后会产生明显的不同。动力效应可使外形最大升力系数增大并延迟机翼失速, 但同时也带来了低头力矩增大和升阻比降低的不利影响。建议在对机翼及其高升力装置设计结果的数值校核中使用考虑进排气的动力短舱代替目前常用的通气短舱, 这能为设计改进提供更可靠的依据。

关 键 词: 动力效应; 起飞构型; 失速特性; 通气短舱; 动力短舱

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical investigation for influence of powered effect on aerodynamic characteristics of civil aircraft take-off configuration

GUO Shao-jie, ZHOU Pei-pei, WANG Bin, SHI Xiao-tian

(China Academy of Aerospace Aerodynamics,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: To investigate the influence of engine powered effect on aerodynamics characteristics of civil aircraft at takeoff condition, the method was employed to solve the 3-D compressible Reynolds-averaged N-S (Navier-Stokes) equations on a multi-block structured grid. Firstly, the turbine powered simulator model and a high-lift standard model were computed to validate the reliability of method; the excellent agreements between computational and experimental data demonstrated that the method was feasible to predict the engine power effect and flow field around a civil aircraft high lift configuration. Secondly, the engine power effect on aerodynamic characteristics of a typical civil aircraft were researched with flow-through and powered nacelles. Results show that aerodynamic characteristics based on powered nacelles differ obviously from flow-through ones. It's recommended that the engine power effect should be considered with powered nacelle in numerical simulation to gain more credible aerodynamic characteristics.

收稿日期: 2016-01-21

基金项目: 国家自然科学基金(11302213)

作者简介: 郭少杰(1984—), 男, 山西原平人, 工程师, 硕士, 主要从事理论与计算流体力学研究。

通讯作者: 周培培(1984—), 男, 河南南阳人, 工程师, 硕士, 主要从事飞行器设计与数值模拟。

Key words: powered effect; take-off configuration; stall characteristics;
flow-through nacelle; powered nacelle

当前大型客机通常采用下单翼、翼吊涡扇发动机的常规气动布局,此种布局由于发动机短舱位于机翼上游,所以短舱的外形、位置、发动机的进排气都会直接影响机翼的气动性能。且随着涡扇发动机效率的提高,其尺寸变得越来越大、与机翼的距离越来越近,机翼与动力装置之间干扰更加严重。如果不对该干扰进行深入研究,可能导致设计机翼在实际工作状态下性能明显降低。

目前,设计部门在飞机/发动机一体化气动设计中,发动机主要是通过通气短舱来近似^[1-4],但是通气短舱只能表现出发动机几何、位置信息及近似模拟发动机固定工作状态下的风扇引气效应(一般为巡航状态),对于发动机其他工作状态及内、外涵高温高压喷流的排气效应则无法模拟,但是发动机的动力效应对飞机气动特性的影响不可忽视,特别是其大功率工作状态的起飞状态下,由于该状态下风扇的引气量很大,相较通气短舱而言,进排气会对短舱周围流场带来很大变化,而该变化会直接影响位于其后方的机翼的气动特性。因此开展起飞状态下发动机动力效应对飞机气动特性影响研究,进而将其运用到飞机设计中,对提升飞机的性能有重要意义。

目前,进行动力效应对飞机气动性能影响研究可借助的手段主要有飞行试验、风洞试验及数值模拟3种方法。飞行试验成本巨大,在气动设计阶段无法开展,开展全机带涡轮动力模拟器(TPS)的低速风洞试验可以得到可靠结果,但由于成本及时间的原因,在气动外形定型阶段才考虑开展,无法作为有效手段给前期的气动设计提供完备的数据支撑。

随着计算机技术的飞速发展及计算流体力学学科的逐步完善,目前数值手段已经具备模拟发动机动力效应及民机起飞构型气动特性的能力。国内外学者通过数值模拟的方法对发动机动力效应已进行了一些研究,如NAL(National Aerospace Laboratory)的Hirose等通过求解欧拉方程的方法模拟了一个轴对称动力模拟器流场并与试验进行了对比^[5],中国空气动力研究与发展中心贾洪印等采用非结构混合网格研究了动力效应对某民机巡航构型气动特性的影响^[6],西北工业大学乔磊等研究了发动机喷流和挂架外形对流场的影响^[7],西北工业大学谭兆光等研究了机体/动

力装置一体化分析中的动力影响^[8],中国商用飞机有限责任公司张美红等研究了CFD技术在带动力飞机气动设计中的应用^[9]。而对民机高升力构型的数值计算国内外更是已开展了大量的研究,比较有代表性的为美国航空航天学会(AIAA)主办的两届高升力预测会议、欧盟的EUROLIFT研究项目,由于有大量公开的研究成果,在此不赘述。结合两者的现有研究主要集中在巡航功率下动力效应对飞机气动特性的影响方面,对动力效应影响更严重、几何外形和流动更复杂的起飞高升力状态研究很少。

本文借助在点对点多块结构化网格系统上求解雷诺平均N-S(Navier-Stokes)方程的数值手段,研究了某民机外形当其高升力装置位于起飞状态、发动机在起飞功率下动力效应对飞机气动性能的影响规律,研究之前,通过TPS及德国宇航中心(DLR)的F11高升力标准模型对研究方法进行了验证。

1 数值方法

数值计算基于中国航空气动力技术研究院自主研发的气动计算平台NS-Solver^[10],其在多块结构化网格系统上求解三维积分形式的雷诺平均N-S方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S \mathbf{f} \cdot \mathbf{n} dS = 0$$

其中 V 为控制体体积, S 为控制体表面积, Q 为守恒变量矢量, $\mathbf{f}$ 为通过表面 S 的通量(净流出量),包含3个方向的黏性和无黏通量, $\mathbf{n}$ 为表面 S 的外法向单位矢量。

NS-Solver采用格心格式的有限体积法对控制方程进行离散,其中黏性项采用中心差分格式,无黏项采用Roe平均通量差分分裂格式(FDS),单元界面上状态量计算采用MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conversation laws)方法,采用min-mod限制器防止在间断处出现数值震荡。时间推进方式采用近似因子分解(AF)隐式时间推进算法。程序中包含了多个湍流模型,本文研究中采用SST(shear stress transport)模型^[11],该模型对附着流和分离流动都有较高的模拟精度^[12]。计算中采用了多重网格技术以加速收敛。

2 发动机动力效应的处理依据

在研究动力效应对飞机外部绕流影响的问题中,一般只关心发动机的进气与排气效应与实际情况是否一致,而不关心发动机内部燃烧等复杂的工作过程.因此,只要保证数值模拟中与发动机实际功率下风扇入口、风扇出口及核心机出口处两者的流动参数一致,就能达到使两者流场相似的目的.所以,在计算过程中将发动机厂商给出的风扇入口、风扇出口及核心机出口处的流动参数作为边界条件施加在求解的控制方程上,即可模拟发动机的进、排气效应.

本文采用跟文献[6-8]相同的基于特征变量的边界条件来处理发动机风扇进口、风扇出口及核心机出口.通过在风扇出口和核心机出口位置指定流场入口条件、在风扇进口位置指定流场出口条件来模拟涡扇发动机的动力效应.

由于拟研究外形的发动机工况对应的边界为亚声速出入流边界.出流边界有1个特征波返回计算域内的,需指定1个变量,本文指定质量流量;入流边界有4个特征波指向计算域内,需指定4个变量,本文指定流动方向(α, β)、总温(T_0)和总压(p_0),图1给出了具体的指定方法.

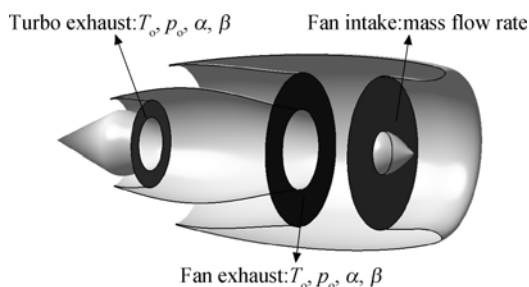


图1 进排气边界条件指定

Fig. 1 Boundary condition settings of engine intake and exhaust

3 方法验证

3.1 TPS 风洞试验模型验算

为了验证研究手段对动力效应模拟的可行性,对日本航空宇宙技术研究所的 NAL-AERO-02-01 TPS 风洞试验模型^[5]进行了验算.

利用商业软件对该外形生成了点对点多块结构化网格,网格单元数为 4×10^6 ,壁面法向第1层网格高度为 4×10^{-6} m,壁面第1层网格格心

的平均无量纲高度 $y^+ \approx 1$,网格增长率为 1.15,其表面网格如图2所示.

发动机工况参数见表1.表1中 Ma_∞ 为来流马赫数;MFR(量符号记为 R_{mf})为风扇进口质量流量比;FPR, FTR(量符号分别记为 R_{fp} , R_{ft})为风扇出口总压比、总温比;CPR, CTR(量符号分别记为 R_{cp} , R_{ct})为核心机出口总压比、总温比.



图2 NAL-AERO-02-01 模型表面网格图

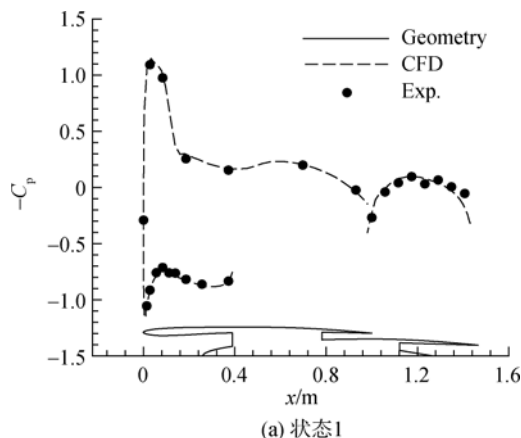
Fig. 2 Surface grid of NAL-AERO-02-01 model

表1 发动机参数

Table 1 Parameters of engine

参数	工况	
	状态 1	状态 2
Ma_∞	0.8	0.6
R_{mf}	0.497	0.496
R_{fp}	1.343	1.205
R_{ft}	1.109	1.063
R_{cp}	0.062	0.100
R_{ct}	0.691	0.748

图3给出了两个状态下风扇整流罩和涡轮整流罩表面压力系数 C_p 分布计算值(CFD)与试验值(exp.)的对比,图4给出了两个状态下发动机



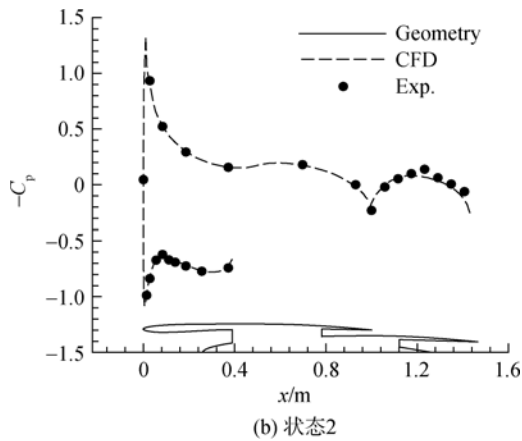
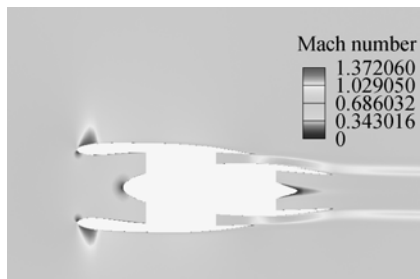
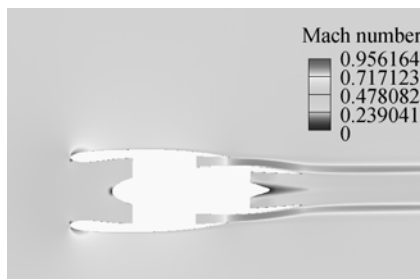


图3 表面压力系数计算值与试验值对比

Fig. 3 Comparisons of C_p between computational data and experimental data

(a) 状态1



(b) 状态2

图4 发动机中心截面马赫数云图

Fig. 4 Mach number contour on engine meridian section

中心截面处的马赫数云图。

可以看出计算的压力分布与风洞试验吻合良好,且流场结构合理,说明本文采用的边界条件处理方法、网格生成策略及求解方法用于研究发动机动效应是可行的。

3.2 DLR-F11 高升力构型验算

由于拟研究外形为典型的客机起飞构型,故选用与之相似的 DLR-F11 模型来验证研究手段对高升力构型的模拟能力。DLR-F11 为 AIAA 在 2013 年举办的第 2 届高升力装置预测会议(Hi-LiftPW-II)中使用的标准模型,共包含 3 个构型

(构型 2、构型 4、构型 5),其中构型 2 包括机身、主翼、全展长前缘缝翼(偏角为 26.5°)、全展长后缘襟翼(偏角为 32°);构型 4 在构型 2 的基础上增加了缝翼支撑和襟翼整流罩,构型 5 在构型 4 的基础上增加了试验中测压装置管束。

由文献[13-15]中的结论可知:有无缝翼支撑和襟翼整流罩对各截面的压力分布影响较大,而有无测压装置管束对其影响不大,所以本文选取构型 4 作为验算外形。

由于外形复杂,生成结构化网格难度很大,组委会没有提供构型 4、构型 5 的结构化网格。但是考虑到结构化网格在计算精度、效率及网格生成准则的继承性等方面较其他类型的网格有明显优势,对验证外形自行生成了点对点的多块结构化网格。网格生成遵守了组委会的网格生成规范,网格单元数为 3.5×10^7 ,壁面法向第 1 层网格高度为 1×10^{-6} m,壁面第 1 层网格格心的平均无量纲高度 $y^+ \approx 1$,附面层内网格的增长率为 1.15,图 5 为该模型表面及纵向对称面上的网格分布示意。

验算状态为:马赫数 $Ma=0.157$,基于平均气动弦长的雷诺数 $Re=15.1 \times 10^6$,全湍流,迎角为 $-3^\circ \sim 24^\circ$;对比的试验数据为 ETW(European Transonic Wind Tunnel)的 RUN238 数据。

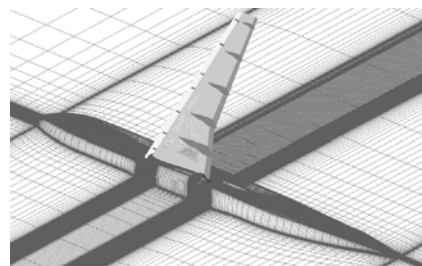


图5 DLR-F11 构型 4 模型表面及对称面上网格图

Fig. 5 Grids of DLR-F11 configuration 4 on surface and symmetry plane

图 6 给出了本文计算的升力系数 C_l 、力矩系数 C_m 曲线跟文献[13]计算及风洞试验结果的对比。可以看出:本文计算的升力系数在失速迎角前跟文献[13]结果吻合很好,两者在失速迎角前预测的升力系数略小于试验值,这与文献[16-17]给出的结果规律一致,其与试验值最大偏差为 2%;失速迎角后本文结果介于试验和文献[13]结果之间;本文计算的力矩系数曲线相比文献[13]中结果与试验数据更吻合。

图 7 给出了 $Ma=0.195$, $Re=15.1 \times 10^6$, $\alpha=18.5^\circ$ 时计算和试验沿展向不同截面的压力分

布对比,可以看出各个截面上两者都吻合良好,图中 η 表示展向相对位置。

图 8 给出了 $Ma=0.175$, $Re=1.35 \times 10^6$,

$\alpha=18.5^\circ$ 下极限流线和试验油流的对比,可以看出计算模拟出了试验中出现的翼梢和主翼外翼的分离区。

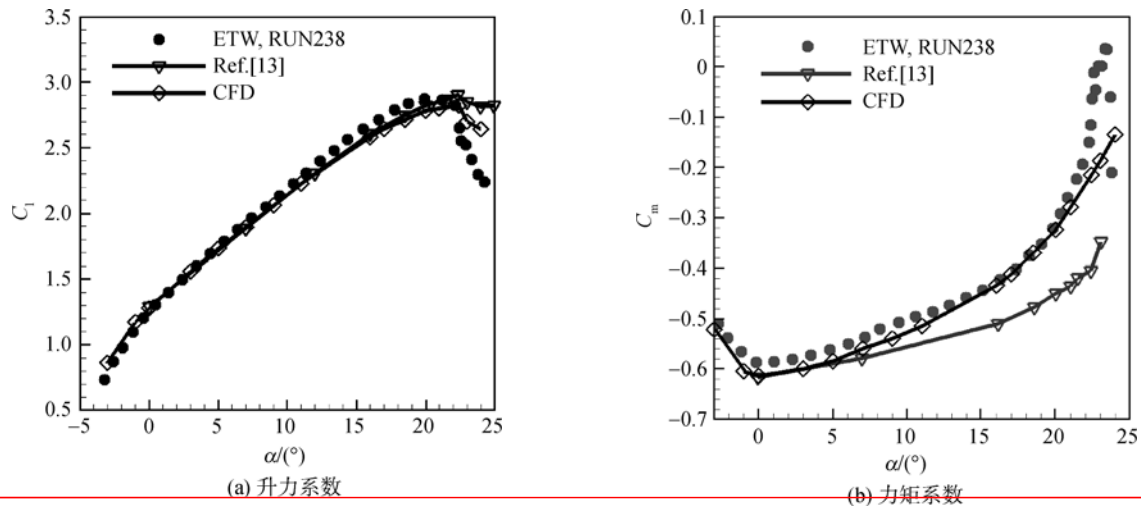
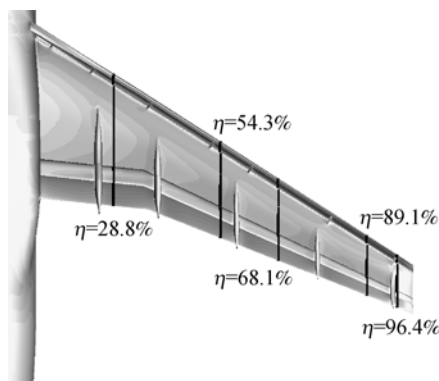
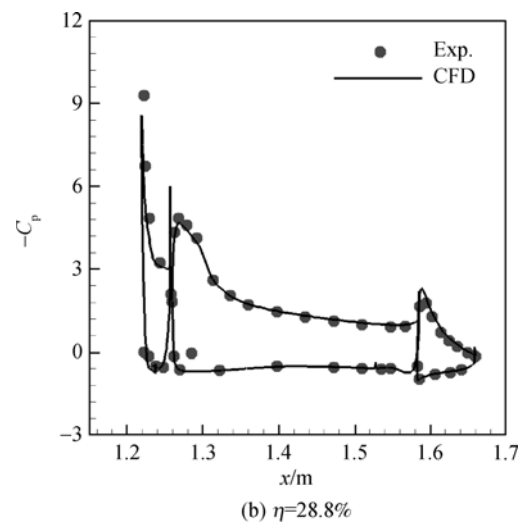


图 6 升力系数、力矩系数曲线计算值与试验值对比

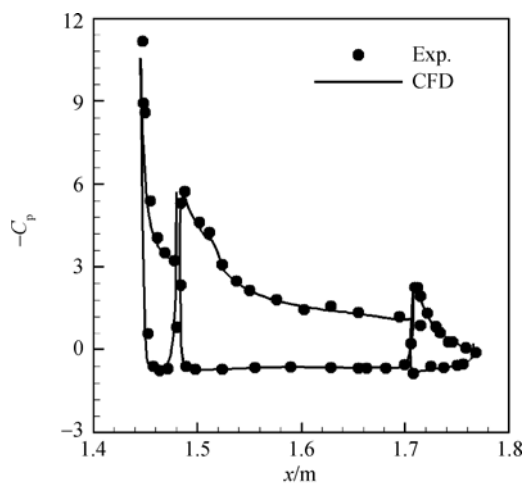
Fig. 6 Comparisons of lift and pitching moment coefficient curves between computational data and experimental data



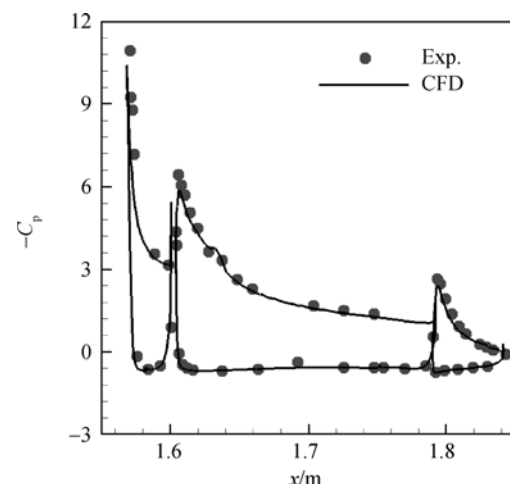
(a) C_p 提取位置



(b) $\eta=28.8\%$



(c) $\eta=54.3\%$



(d) $\eta=68.1\%$

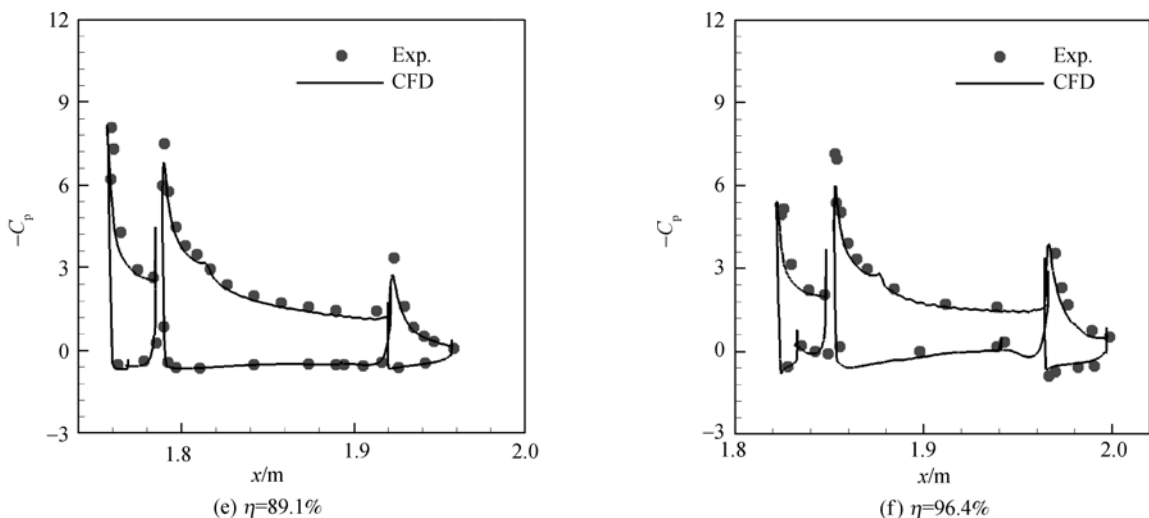
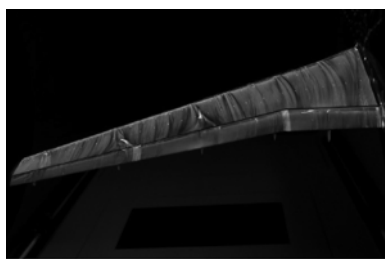
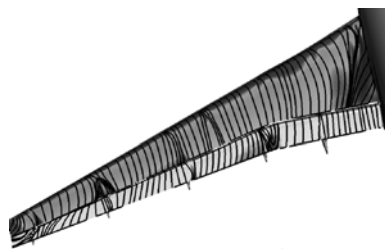


图7 沿机翼展向5个截面压力分布计算值与试验值对比

Fig. 7 Comparison of pressure distribution between computational data and experimental data at five spanwise positions



(a) 试验油流(文献[18])



(b) 表面极限流线

图8 试验油流及计算表面极限流线对比

Fig. 8 Comparison between computational surface limited streamlines and experimental oil flow

综上所述:本文采用的研究手段对高升力构型气动特性模拟精度达到了现阶段先进水平并与试验吻合良好,将其用于研究高升力构型气动特性是可行的。

4 动力效应对起飞构型影响

4.1 几何模型与计算网格

研究对象为某民机起飞外形,包含2个构型,两者有相同的机身、机翼主翼、前缘缝翼、后缘襟翼、吊挂,唯一区别为一个加装通气短舱,外形标记为FT(flow through)、另一个加装动力短舱,外形标记为PN(powered nacelle)。由于商业秘密原因,外形不包括垂尾和平尾。因为文中主要关注发动机进排气对飞机绕流的影响,所以在喷口后方网格密度与无动力外形相当即可,因其已能模拟出发动机尾喷口出流与自由流形成的剪切层以及喷流与机翼形成的通道作用。

对两外形生成了点对点的多块结构化网格,网格生成中为了保证节点分布的一致性,FT外

形网格是在PN外形基础上将短舱内部实体块加入空间流场的方法实现,因此两者的网格拓扑和分布,除几何不同的区域外,其他区域完全一致,最大限度的消除了网格因素对结果带来的不确定性。网格生成中继承了算例中的生成准则,如严格保持了边界层内网格节点分布、壁面第1层网格格心的平均无量纲高度及网格增长率,全机及短舱附近表面及空间网格如图9所示。

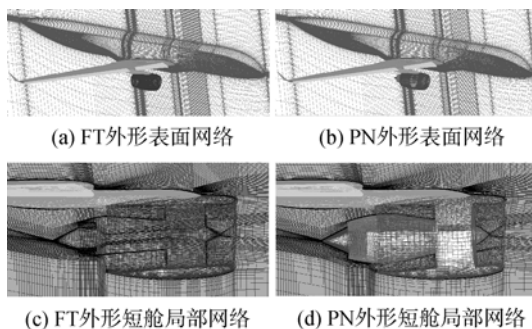


图9 全机表面和短舱局部网格图

Fig. 9 Grids of aircraft surface and zooming in nacelle

FT, PN 外形网格单元数分别为 4.4×10^7 , 4×10^7 网格单元, 壁面法向第 1 层网格高度为 0.6×10^{-6} m, 网格格心的平均无量纲高度 $y^+ \approx 1$, 边界层内网格增长率为 1.15.

计算状态为: 海平面, 马赫数为 0.2, 迎角为 $0^\circ \sim 26^\circ$, 基于平均气动弦长的雷诺数为 3.4×10^7 , 流动为全湍流. 发动机工况参数见表 2, 对应起飞功率参数. 由于计算仅研究其纵向气动特性, 所以采用半模计算.

表 2 发动机工况参数

Table 2 Working condition parameters of engine

位置	流量/(kg/s)	温度/K	压力/kPa
风扇进口	1282.28	288.15	100.312
风扇出口	1160.92	348.41	161.495
核心机出口	123.87	888.03	130.565

4.2 动力效应对最大升力系数及失速迎角的影响

图 10 给出了 FT, PN 外形的气动特性曲线对比, 图中 C_d 表示阻力系数, L/D 表示升阻比. 可以看出, 对研究外形, 动力效应对小于 16° 迎角的升力系数影响不大, 对大于 16° 迎角后有明显影响, 其使模型最大升力系数增大 0.18 (通气外形最大升力系数的 10%), 失速迎角推迟 5° . 另外, 动力效应还使外形在迎角小于 16° 范围内阻力系数增大约 15%, 最大升阻比降低约 25%, 低头力矩增大约 4%, 图中力矩曲线在失速迎角前斜率为正是由于研究外形未包含平尾.

4.3 动力效应对机翼沿展向截面压力分布的影响

图 11 给出了 FT 和 PN 外形在 21° 迎角下, 沿机翼展向不同截面的压力分布对比, 图中横坐标 x/C 表示通过当地弦长无量纲化后的相对距离.

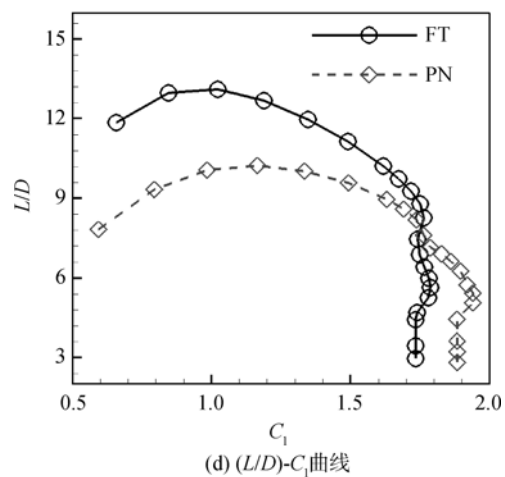
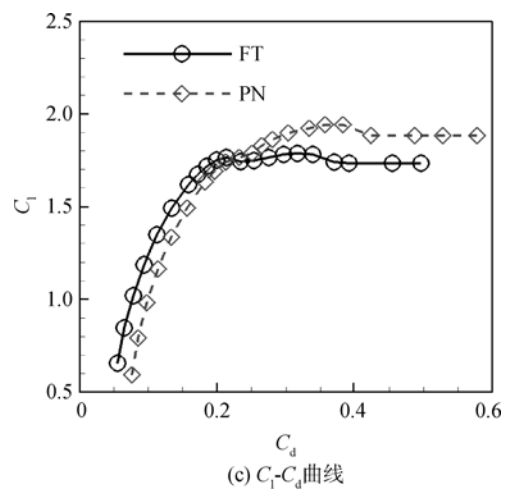
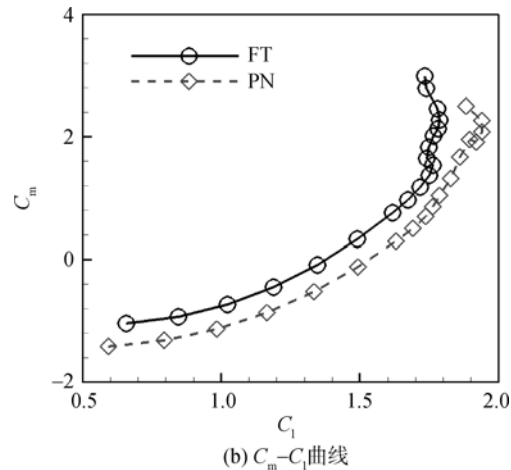
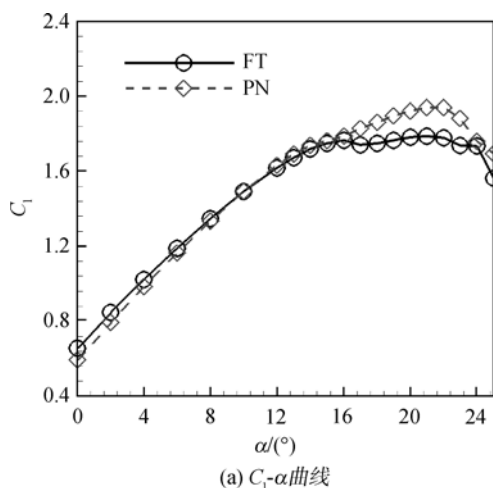
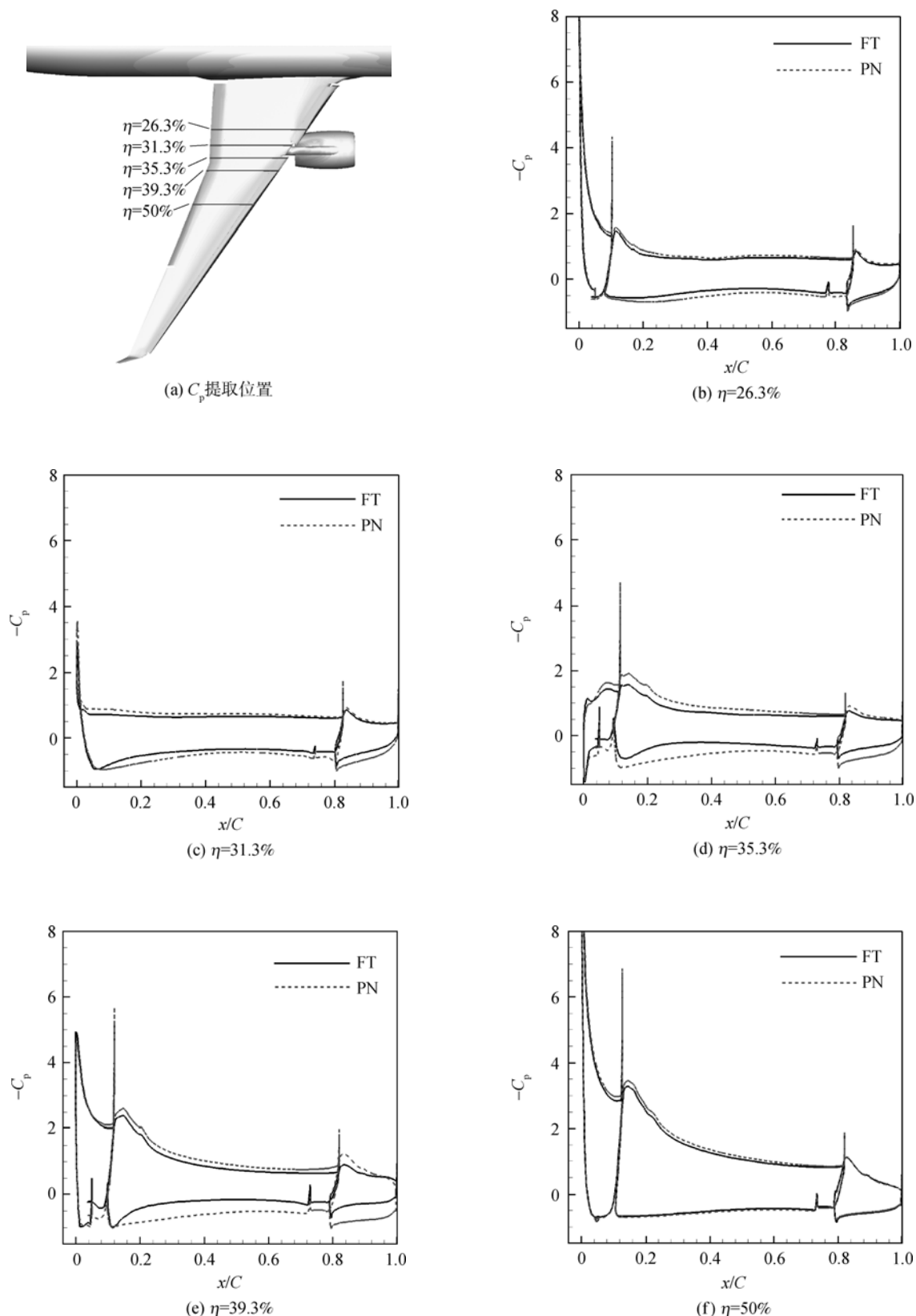


图 10 FT 与 PN 外形气动曲线对比

Fig. 10 Comparisons of aerodynamic curves between FT and PN model

从图 11 中可以看出, 该迎角下有

- 1) 动力效应的影响主要集中在短舱附近区域, 对远离短舱的位置影响不大;
- 2) 动力效应使主翼上表面压力系数减小, 下表面压力系数增大, 导致主翼上压力分布更加丰满, 升力增大;

图 11 沿机翼展向 5 个截面压力分布对比($\alpha=21^\circ$)Fig. 11 Comparisons of pressure distribution at five spanwise positions ($\alpha=21^\circ$)

3) 动力效应使附近襟翼下表面压力系数明显增大,这是由高能量的喷流导致;

4) 动力效应对外翼的影响较内翼更加明显,这也是导致低头力矩明显增大的原因.

4.4 动力效应对失速特性的影响机理

为了研究动力效应对失速特性的影响机理,选取 FT 外形的失速迎角为 16° 及 PN 外形的失速迎角为 21° 进行分析,图 12 给出了两迎角下的机翼表面极限流线图。

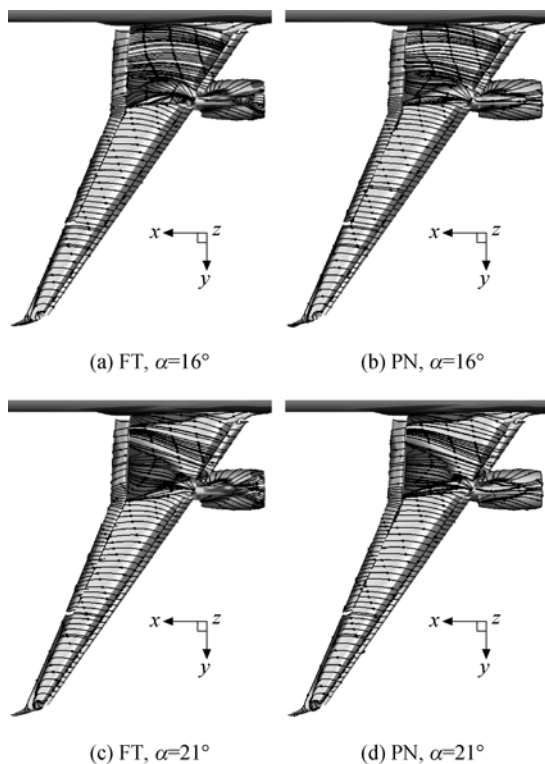


图 12 FT 与 PN 外形表面极限流线对比
($\alpha=16^\circ$ $\alpha=21^\circ$)

Fig. 12 Comparisons of surface limited streamlines between FT and PN model ($\alpha=16^\circ$ $\alpha=21^\circ$)

从图 12 中可以看出

1) FT 与 PN 外形在两个迎角下共同存在的分离区为:主翼翼根、短舱后方主翼上表面、前缘缝翼上表面、主翼外翼及小翼上表面,两者不同的是 FT 外形短舱上存在明显分离区,且随迎角增大分离范围变大,而 PN 外形则没有,说明动力效应消除了通气短舱上方的分离区;

2) 随着迎角增大两外形由经过短舱减速的低能量气流在机翼上形成的分离区逐渐变大,但是 PN 外形分离发展要缓于 FT 外形,特别是在机翼展向远离机身的方向上,说明动力效应影响了该处分离的发展速度。

图 13 给出了两个迎角下短舱纵向对称面空间流线,可以看出,考虑动力效应后有

1) 风扇入口处流管明显变粗,外短舱唇口上驻点明显外移,当地气流的有效迎角明显降低,

21° 迎角下,短舱上方及内部分离区消失;

2) 随着迎角增大,FT 外形的空间涡尺度较 PN 增长迅速,这也是导致主翼上分离区发展更快的原因。

3) 排气效应使得襟翼后缘的流动方向跟喷流方向一致,改变了襟翼上的环量,这也是两者襟翼下表面压力分布明显不同的原因。

图 14 给出了两外形在 21° 迎角下,通过主翼翼根、短舱后方主翼上及短舱外涵整流罩上分离

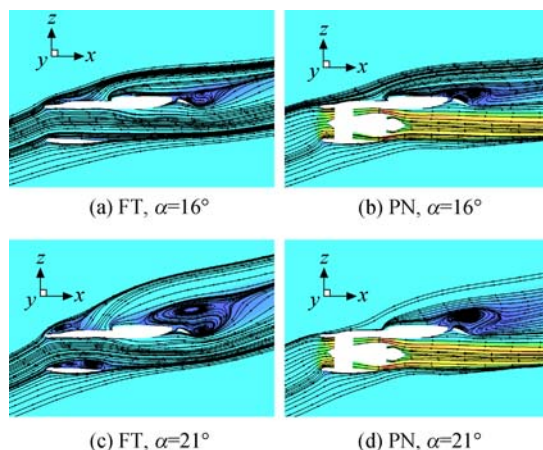


图 13 短舱纵向对称面空间流线对比
($\alpha=16^\circ$ $\alpha=21^\circ$)

Fig. 13 Comparisons of streamlines on longitudinal symmetry plane of nacelle ($\alpha=16^\circ$ $\alpha=21^\circ$)

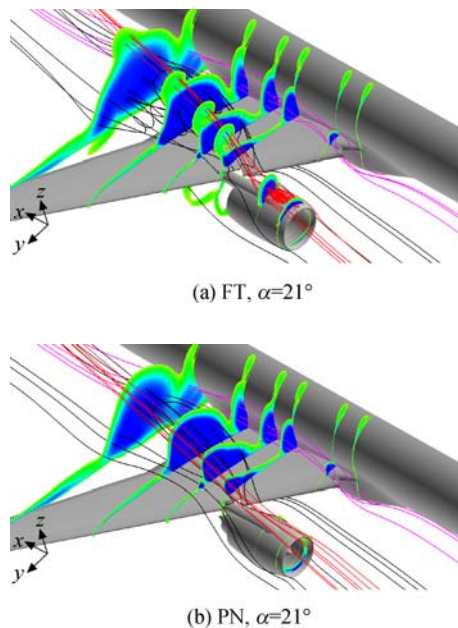


图 14 FT 与 PN 外形短舱附近空间流线对比($\alpha=21^\circ$)
Fig. 14 Comparison of space streamlines near nacelle between FT and PN models ($\alpha=21^\circ$)

区的空间流线,其中紫色为通过缝翼与机身缺口处涡在翼根形成的低能量区的空间流线,红色为通过短舱外涵整流罩上分离涡形成的低能量区的空间流线,黑色为通过短舱尾涡在机翼上方形成的分离涡低能量区的空间流线。可以看出,在该迎角下有

1) 进气效应降低了短舱进气口的当地迎角,消除了短舱上方分离区,同时也缩小了短舱尾涡对应低能量区的范围;

2) 排气效应消除了机翼后方发动机排气下游的部分低能区,使得空间涡向下发展受限。

综上,相对通气短舱外形,考虑动力效应后,由于发动机进气效应改变了短舱进气口处气流的驻点位置和当地迎角,使得通气短舱外形大迎角下短舱上的分离区消失,同时使短舱尾涡在机翼上方形成的分离区减小,且随迎角增大发展更慢。另外,其排气效应对后方气流的流速及方向有明显影响,其主要体现在对襟翼下表面的压力分布影响及限制了喷气尾流上方空间涡向下发展,为部分低能量气流注入了能量,对外形失速特性带来有利影响。

5 结 论

本文采用在点对点多块结构化网格系统上求解雷诺平均 N-S 方程的数值方法,研究了发动机动力效应对某民机起飞构型气动特性的影响,可得到如下结论:

1) 本文采用的进排气边界条件处理方法、网格生成策略及求解方法可以用于研究发动机动力效应对民机起飞构型气动特性的影响规律。

2) 动力效应会使外形最大升力系数增大、失速延迟,但同时也带来了低头力矩增大和升阻比降低的不利影响。

3) 动力效应对失速特性的改变,主要是因为其进气效应改变了短舱唇口处气流的驻点位置和当地迎角,消除了大迎角下通气短舱外形上的分离,延迟了失速。另外排气效应消除了发动机下游机翼和襟翼上的部分低能区,并使得空间涡向下发展受限也是改善失速特性的原因之一。

参考文献:

- [1] 党铁红. 翼吊布局民用飞机发动机安装设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2008(2): 8-14.
DANG Tiehong. The engine installation of civil aircraft with wing mounted engine configuration[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2008(2): 8-14. (in Chinese)
- [2] Rudnik R, Rossow C C, von Freiherr G H. Numerical simulation of engine/airframe integration for high-bypass engines[J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(1): 31-42.
- [3] Stephen C S, Marian N, Steven E K. Integrated nacelle-wing shape optimization for an ultra-high bypass fanjet installation on a single-aisle transport configuration[R]. AIAA-2013-0543, 2013.
- [4] 张文升, 陈海昕, 张宇飞, 等. 短舱绕流片对运输机增升装置气动特性的影响[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 76-85.
ZHANG Wensheng, CHEN Haixin, ZHANG Yufei, et al. Nacelle strake's aerodynamic characteristics effects on high-lift configuration of transport aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 34(1): 76-85. (in Chinese)
- [5] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan-jet engine and TPS (turbine powered simulator)[R]. National Aerospace Laboratory, NAL-TR-1045, 1989.
- [6] 贾洪印, 邓有奇, 马明生, 等. 民用大飞机动力影响数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 725-730.
JIA Hongyin, DENG Youqi, MA Mingsheng, et al. Numerical investigation of the powered effects on civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(6): 725-730. (in Chinese)
- [7] 乔磊, 白俊强, 华俊, 等. 大涵道比翼吊发动机喷流气动干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(4): 433-438.
QIAO Lei, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. Interference effects of wing-mounted high bypass ratio nacelle with engine power[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(4): 433-438. (in Chinese)
- [8] 谭兆光, 陈迎春, 李杰, 等. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1766-1772.
TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun, LI Jie, et al. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)
- [9] 张美红, 王志栋. CFD 技术在带动力飞机气动设计中的应用[J]. 民用飞机设计与研究, 2004(4): 52-55.
ZHANG Meihong, WANG Zhidong. The application of CFD in powered aircraft aerodynamic design[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(4): 52-55. (in Chinese)
- [10] 胡宁, 郝璇, 苏诚, 等. 风洞阻塞度对起落架气动噪声测量影响的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 225-231.
HU Ning, HAO Xuan, SU Cheng, et al. Numerical investigation to wind-tunnel-blockage effects on aerodynamic noise measurements of a landing gear[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 225-231. (in Chinese)
- [11] Menter F R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 93-2906, 1993.
- [12] Nakayama R. Numerical validation of a half model high lift configuration in a wind tunnel[R]. AIAA-2008-0410,

- 2008.
- [13] Gopalakrishna N, Balakrishnan N. High lift flow computations using the code HiFun[R]. AIAA-2014-2569, 2014.
- [14] Pulliam T H, Sclafani A J. High-lift OVERFLOW analysis of the DLR-F11 wind tunnel model[R]. AIAA-2014-2697, 2014.
- [15] Rumsey C, Slotnick J. Overview and summary of the second AIAA high lift prediction workshop[R]. AIAA-2014-0747, 2014.
- [16] Konig B, Fares E, Nolting S. Lattice-Boltzmann flow simulations for the HiLiftPW-2[R]. AIAA-2014-0913, 2014.
- [17] Rudnik R, Melber-Wilkending S. DLR contribution to the 2nd AIAA high lift prediction workshop[R]. AIAA-2014-0915, 2014.
- [18] Rudnik R. Experimental analysis of separation and transition phenomena for the DLR-F11 high-lift configuration [R]. AIAA-2013-3055, 2013.

(编辑:王碧琚)