

发动机进排气效应对民机构型 气动特性影响

贾洪印, 马明生, 吴晓军, 周乃春

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于非结构混合网格技术,通过数值求解 Navier-Stokes 方程,分析了航空发动机进排气效应对民机构型气动特性的影响。通过设置合适的进排气边界条件来模拟发动机进排气效应的影响,采用单独发动机短舱风洞试验模型,验证了计算方法的可靠性。在此基础上,分析了发动机进排气效应对翼吊式和尾吊式两种典型民机构型气动特性的影响,结果表明:翼吊式民机构型发动机进排气效应对升力的干扰主要由发动机尾喷流的引射效应对机翼的干扰引起;尾吊式民机构型随着发动机进气流量的增大,机翼上表面压力逐渐减小,激波位置逐渐后移;不同发动机进气流量会对飞机的阻力特性产生较大影响,在飞机详细设计阶段需充分考虑机体与动力装置之间的干扰影响。

关 键 词: 进排气效应; 民机; 边界条件; 干扰影响; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Study on aerodynamic characteristics of different types of civil aircrafts with engine air intake and exhaust

JIA Hongyin, MA Mingsheng, WU Xiaojun, ZHOU Naichun

(Computational Aerodynamic Institute,

China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of different types of civil aircrafts with turbo-fan engine air intake and exhaust were studied numerically by solving the Navier-Stokes equations based on mixed grids. The engine air intake face boundary conditions and jet exhaust boundary conditions were adopted to simulate the powered effects of the engine. The numerical methods were validated by the turbine powered simulator model. On this basis, the effects of engine air intake and exhaust were analyzed for the civil aircrafts with wing-mounted nacelles and back-mounted nacelles. The results indicate that the jet effects of the engine play a major role in the lift characteristics of the wing-mounted civil aircraft. For the tail-suspended civil aircraft, the mass of air intake affects the wing aerodynamic characteristics directly and with the increase of air intake mass, the surface pressure coefficients on the upper surface of the wing are reduced and the location of the shock wave is shifted downstream. The mass of air intake also has great influence on the drag characteristics of different types of civil aircrafts. The aerodynamic interference between aircraft and engine must be valued highly in the aircraft design.

收稿日期: 2015-11-23

作者简介: 贾洪印(1985—),男,助理研究员,硕士,主要从事飞行器内外流一体化研究。

引用格式: 贾洪印,马明生,吴晓军,等. 发动机进排气效应对民机构型气动特性影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 1900-1910.
JIA Hongyin, MA Mingsheng, WU Xiaojun, et al. Study on aerodynamic characteristics of different types of civil aircrafts with engine air intake and exhaust[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1900-1910.

Key words: intake and exhaust; civil aircraft; boundary condition; aerodynamic interference; aerodynamic characteristics

对于常见的高亚声速民用运输机,通常采用的动力装置是涡扇发动机,其安装方式一般有两种:翼吊式和尾吊式,两者各有优缺点,也被不同类型的不同机种采用^[1]。飞机/发动机一体化分析在现代飞机气动设计中占有非常重要的位置,在高速条件下,航空发动机进排气系统的流动会与飞机外部绕流之间产生十分复杂的相互干扰,如若设计不当,极有可能造成飞机的升阻特性和稳定性发生恶化^[2]。因此,在飞机详细设计阶段,必须把进排气系统与飞机其他部件很好地结合在一起考虑,以减少或避免不利的相互干扰,尽量利用有利的相互干扰,提升飞机的性能^[3-4]。

风洞试验和数值模拟作为发动机进排气效应影响研究的两种重要手段,两者各有优缺点。在风洞试验中,最好的模拟方法是使用涡轮动力模拟器(TPS, turbine powered simulator)^[5-6],然而,相比于真实发动机,由外部高压气体驱动的TPS单元在对气流的模拟中丢失了发动机内涵道的气流质量流量,捕获流量的相对降低会导致TPS短舱附近的流动特性产生差异,同时,TPS技术还存在推力精确校准和模型设计等问题,限制了相关技术的应用发展。而采用计算流体力学(CFD, computational fluid dynamics)技术模拟分析发动机进排气效应影响,可以有效避免上述问题,且能获得更丰富的流场信息,尤其是在飞机设计阶段,可实现进排气影响效应的快速评估分析。

关于发动机进排气效应的影响研究,国外从20世纪80年代开始就开展了大量相关的研究工作。NASA(National Aeronautics and Space Administration)兰利研究中心用风洞试验的方法,采用TPS涡轮动力模拟器,对翼吊式民机构型进行了大量的研究工作,分析了短舱安装位置等因素对机翼气动性能的影响,试图减少动力效应带来的干扰阻力^[7];在数值模拟方面,Hirose,Deese等^[8-9]较早的开展了相关的研究工作,通过数值求解Euler方程,模拟得到了发动机进排气效应引起的唇口激波强度的变化;洛克希德马丁公司的Hooker等^[10],采用NASA兰利研究中心开发的TETRUSSEuler/Nacier-Stokes求解系统,对C-5M运输机更换发动机后吊挂位置、尺寸的影响进行了评估分析,通过在风扇进气道、风扇排气口以及中心排气口设置合适的发动机边界条件,实

现了发动机进排气效应的模拟,并将考虑发动机进排气效应的CFD预测结果与风洞测量的机翼和吊舱表面压力分布进行了比较,两者取得了较好的一致性。国内相关工作起步相对较晚,西北工业大学李杰的研究团队^[11-12]较早的开展了相关的研究工作,数值模拟了高涵道比涡扇发动机和内外涵涡轮涡扇发动机带动力流场,计算结果与试验吻合较好;气动中心的张兆、陶洋等,利用CFD分析的方法,研究了不同进气条件下短舱的溢流阻力特性^[13],并对高速风洞带动力模拟试验TPS短舱唇口进行了优化设计^[14],提高了带动力模拟风洞试验的准度;西北工业大学的乔磊、白俊强等^[15],分析了大涵道比翼吊发动机喷流效应对机翼表面压力和挂架附近的气动干扰现象,给出了削弱不利干扰影响的意见建议。从目前公开发表的文献来看,国内在该领域的研究多集中在单独短舱或翼吊式布局短舱进排气效应影响分析方面,对不同进气流量影响和尾吊式短舱布局进排气效应影响分析方面的工作开展相对较少。

本文以数值模拟为主要手段,系统分析了翼吊式和尾吊式两种典型布局形式的民机构型发动机进排气效应影响。首先介绍了本文采用的数值求解方法,通过设置合适的发动机进排气边界条件,实现了发动机进排气效应的模拟。通过单独发动机短舱风洞试验模型,验证了计算方法的可靠性;在此基础上,对翼吊式和尾吊式两种典型民机构型进排气效应影响进行了数值模拟研究,分析了不同发动机进排气条件对全机气动特性和机翼部件气动特性的影响,考察了不同进排气条件对机翼和发动机短舱表面气动载荷的影响,给出了民机构型机体/动力装置一体化分析建议。

1 数值方法

1.1 数值模拟方法介绍

本文计算采用中国空气动力研究与发展中心自主研发的亚跨超声速流场解算器MFlow,该解算器是基于格心的支持任意形状网格单元的大规模并行CFD程序,广泛应用于航空航天领域飞行器气动特性评估,经过了大量标准算例的考核验证^[16-18]。

MFlow解算器控制方程采用非定常雷诺平均的Navier-Stokes方程,湍流模拟可使用SA

(Spalart-Allmaras) 一方程湍流模型或 SST (shear stress transport) 两方程湍流模型。采用有限体积方法进行空间离散, 对流项支持 Roe, Van Leer, HLLC 等多种离散格式, 黏性项采用中心格式进行离散, 时间推进采用显示 Runge Kutta 方法或隐式 LU-SGS (lower upper-symmetric Gauss-Seidel) 方法, 线性重构支持 Gauss、节点 Gauss、最小二乘法等梯度求解方法。程序为了提高计算效率, 采用了 FAS (full approximation storage) 融合的多重网格方法、基于 MPI (message passing interface) 的大规模并行计算技术、局部时间步长等加速收敛技术。

在本文的研究中, 采用三棱柱和四面体混合的非结构网格单元, 主控方程对流项采用目前应用广泛、具有较高间断和黏性分辨率的 Roe 格式进行离散, 时间项采用隐式 LU-SGS 方法, 线性重构采用的梯度求解方法是节点型 Gauss 方法。湍流模拟采用目前工程上应用广泛、鲁棒性高的 SA 一方程湍流模型。同时, 为加速流场收敛, 采用了局部时间步长和多重网格技术。

1.2 进排气模拟方法介绍

在发动机进排气效应模拟分析中, 除可靠的外流气动模拟方法外, 还涉及到发动机喷流效应和抽吸效应的准确模拟问题。由于发动机内部的燃烧过程十分复杂, 我们在数值模拟中通过设置合适的边界条件来模拟发动机高空进排气情况。在本文的研究中, 通过在发动机入口位置给定进气流量来模拟发动机进气效应影响, 在出口位置给定总温、总压来模拟发动机喷流效应的影响, 具体实现过程参见文献[19]。

2 方法验证

为了验证本文采用的发动机进排气效应数值模拟方法的可靠性, 选取了某大涵道比轴对称涡扇发动机模型进行了计算分析, 该外形在日本宇航技术研究所 2 m × 2 m 跨声速风洞利用 TPS 风洞试验技术进行过系统的研究, 试验结果具有较高的可信度[20]。

计算来流马赫数取为 0.8, 攻角(α)为 0°。计算网格采用三棱柱和四面体混合的非结构网格单元, 子午面上网格分布如图 1 所示。网格单元总数为 430 万, 其中四面体单元为 290 万个, 三棱柱单元为 136 万个, 物面单元数为 5.1 万个。

由于发动机进气流量的差异会对短舱外的气流造成一定影响, 这种影响在数值模拟中由发动

机入口边界条件处向前传播, 对计算方法要求较高。为了分析发动机不同进气流量的影响, 共选取了两种进气流量进行模拟分析, 分别为 23.0 kg/s (case 1) 和 14.6 kg/s (case 2), 在发动机出口处, 内、外涵道分别给定总温和总压条件。

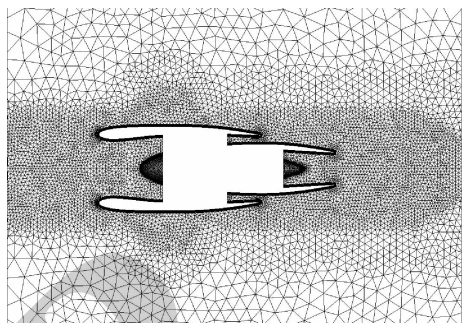


图 1 轴对称涡扇发动机模型及网格分布
Fig. 1 Turbofan engine model and grid distribution

图 2 给出了计算得到的两种不同进气流量条件下发动机短舱表面压力分布与试验值[20]的对比曲线, 图中 C_p 为压力系数。可以看出, 不同流量条件下计算值与风洞试验值吻合均较好, 随着发动机进气流量的增大, 唇口位置的激波强度呈减弱趋势, 说明本文采用的进排气边界条件可模拟不同流量下的发动机进排气效应, 验证了计算方法的可靠性。

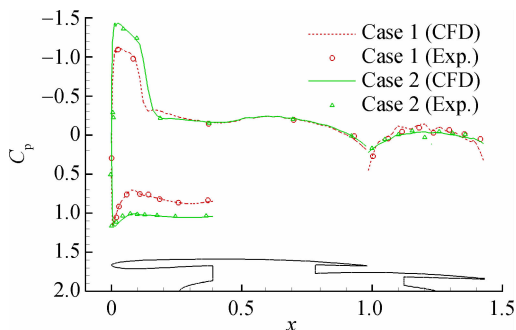


图 2 计算与实验值表面压力对比
Fig. 2 Comparison of surface pressure coefficients between CFD and experiment

图 3 给出了不同流量条件下发动机子午面的马赫数(Ma)和流线分布, 可以看出, 计算得到的子午面马赫数和流线云图分布合理, 由于 case 1 的进气流量较高, 发动机前的自由流管明显大于 case 2 情形, 而 case 2 为了满足发动机进气流量需求, 一部分气流从短舱外罩溢流而出, 使得 case 2 的唇口位置激波强度较 case 1 有所增强。在发动机出口位置, 由于内外涵道喷流效应的影响, 形成了较强

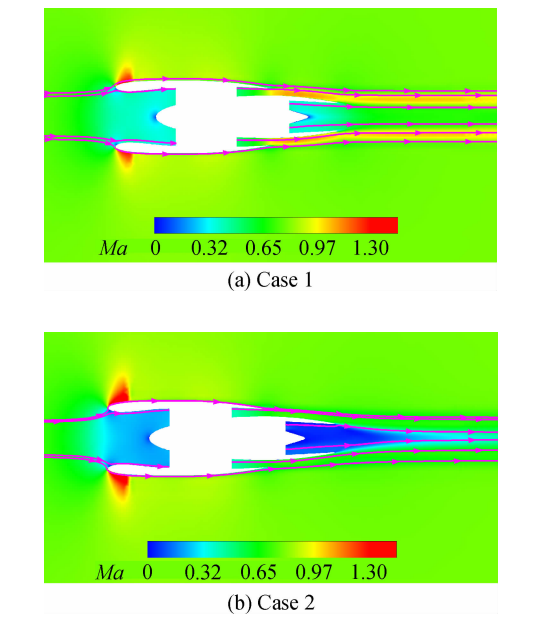


图 3 发动机短舱子午面马赫数和流线分布
Fig. 3 Mach number contour and streamline distribution on engine meridian plane

的剪切层结构,在局部出现了超声速情形。

3 计算结果及分析

3.1 翼吊式民机构型动力影响分析

翼吊式民机外形和带动力模型、通流模型截面网格分布如图 4 所示,分析采用三棱柱、四面体的混合网格单元,全机网格量约为 2 760 万,计算状态选取巡航马赫数为 0.74,计算攻角范围为 $-4^{\circ}\sim 8^{\circ}$ 。发动机进排气条件根据巡航状态发动机的工作状态给定,在本文的研究中,共考察了 3 种情况下的全机气动性能,分别为自然通流模型,发动机巡航推力进排气模型和发动机 60%巡航

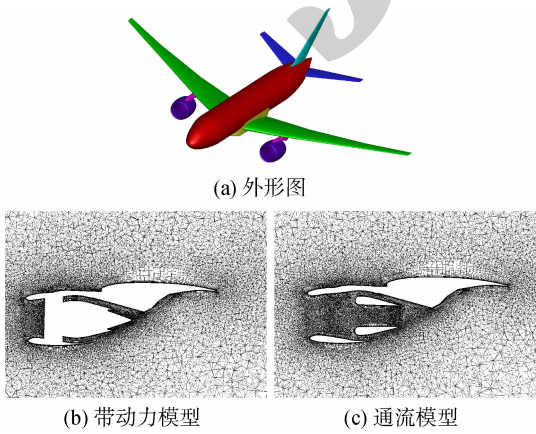


图 4 翼吊式民机外形及网格分布
Fig. 4 Wing-mounted civil aircraft model and grid distribution

推力进气量状态。
图 5 给出了巡航马赫数下不同模型、不同进排气条件下全机气动特性对比曲线,图中 C_l 升力系数, C_d 为阻力系数, C_m 为俯仰力矩系数。可以看出,在本文给定的发动机进排气条件下,相比自然通流模型,发动机进排气影响使得全机升力线斜率略有增大,升力系数略有降低;在 60%巡航推力进气量条件下,由于发动机出口参数与巡航

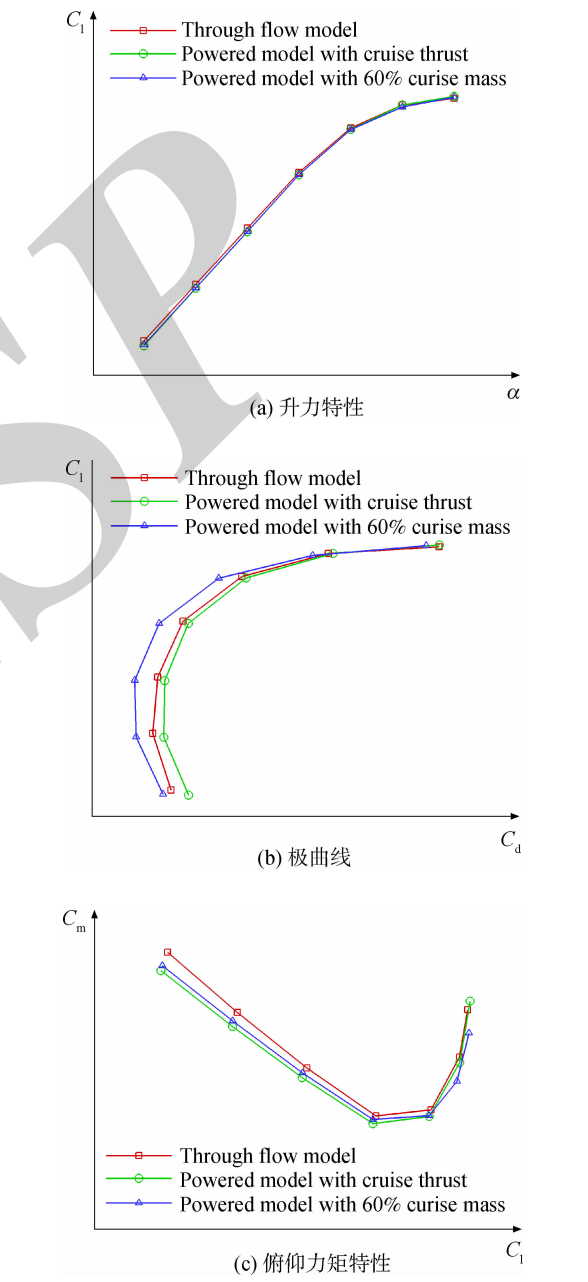


图 5 翼吊式民机构型不同进排气条件下全机气动特性对比
Fig. 5 Comparison of aerodynamic characteristics at different intake and exhaust conditions for wing-mounted civil aircraft

推力条件下出口喷流参数相同,使得两者升力相差不大。考虑发动机进排气影响后全机的零升俯仰力矩系数较自然通流模型有所降低。对于阻力特性,本文计算的 3 种工况条件下,60%巡航推力进气量状态下全机具有最小的零升阻力,发动机巡航推力下的全机零升阻力最大,自然通流模型零升阻力位于两者之间。

为分析产生这种影响规律的原因,图 6 给出了不同发动机进排气条件下机翼部件气动特性的对比曲线,可以看出,升力特性影响规律与全机进排气影响规律相一致,发动机进气流量的差异对机翼上升力影响较小,发动机进排气效应对升力的干扰量主要由发动机尾喷流的引射效应引起。两种带进排气条件下机翼上的零升阻力系数均较自然通流模型小,对比图 5 和图 6,阻力特性产生差异的主要原因是由不同发动机进排气流量所致,对于自然通流模型,通过数值积分可以得到发动机的进气流量约为 409.4 kg/s,而巡航推力条件下发动机进气流量为 445.5 kg/s,60%巡航进

气量状态对应的发动机进气量为 267.3 kg/s。图 7 给出了来流攻角为 2°时不同进气条件下发动机短舱剖面压力分布对比,可以看出,随着发动机进气流量的增大,发动机短舱唇口产生的吸力峰值逐渐降低,短舱上的阻力逐渐增大。

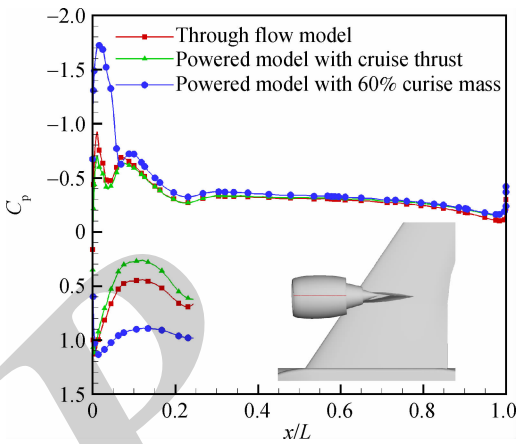
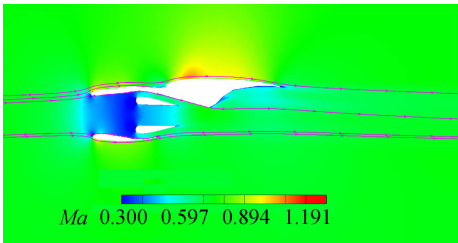


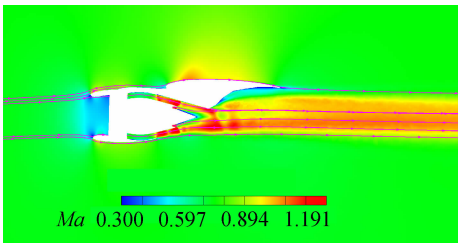
图 7 翼吊式民机构型发动机短舱剖面压力对比
($\alpha=2^\circ$)

Fig. 7 Comparison of nacelle pressure coefficients for wing-mounted civil aircraft ($\alpha=2^\circ$)

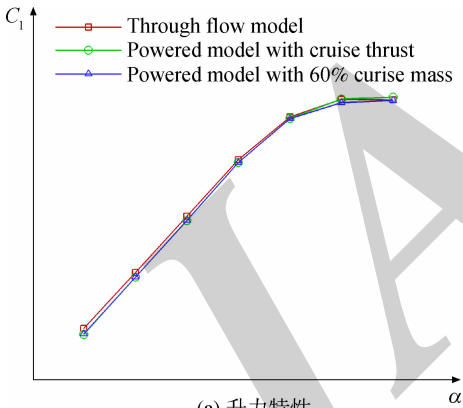
图 8 给出了攻角为 2°时,不同发动机进排气条件下发动机所在截面马赫数和流线分布对比,可以看出,由于发动机短舱与机翼间属于近耦合安装,发动机的尾喷流效应会对机翼下表面气流起到一定的引射作用,从而引起了机翼上气动特性的变化。同时,在发动机入口位置,随着发动机进气流量的减小,一部分气流会从发动机短舱外罩溢出,发动机前自由流管逐渐减小,唇口位置的激波强度逐渐增强。



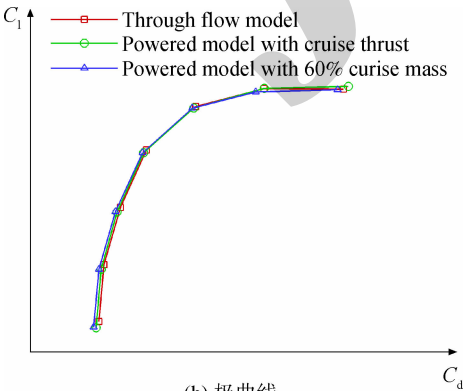
(a) 通流状态



(b) 巡航推力状态



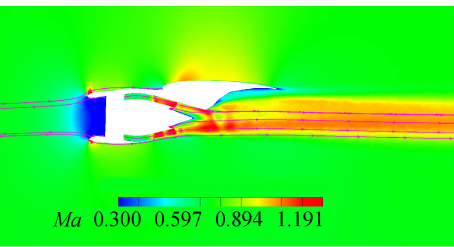
(a) 升力特性



(b) 极曲线

图 6 翼吊式民机构型不同进排气条件下机翼部件
气动特性对比

Fig. 6 Comparison of wing aerodynamic characteristics
at different intake and exhaust conditions for
wing-mounted civil aircraft



(c) 60%巡航推力进气流量状态

图 8 翼吊式民机构型不同发动机状态下马赫数和
流线分布对比

Fig. 8 Comparison of Mach number contour and
streamline distribution at different engine
states for wing-mounted civil aircraft

机翼不同剖面位置如图 9 所示。图 10 给出了攻角为 2° 时,不同发动机进排气条件下短舱吊挂内外两侧机翼上下表面压力分布对比曲线。可以看出,相比自然通流模型,发动机进排气效应对机翼上表面的压力分布基本无影响,在机翼下表面,由于喷流气体的引射作用,使得下表面的压力逐渐降低,从而导致全机的升力系数略有降低,在距离发动机较远位置,3 种模型的机翼剖面压力分布基本重合。对于巡航推力状态和 60%巡航进气量状态由于发动机喷流参数一致,机翼剖面压力分布基本重合。

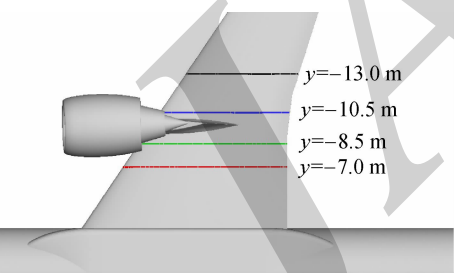
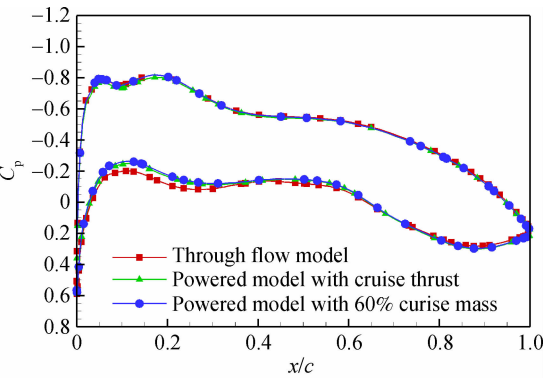
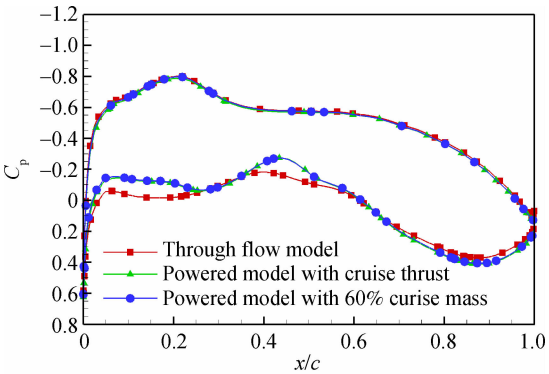


图 9 翼吊式民机构型机翼不同剖面位置示意图

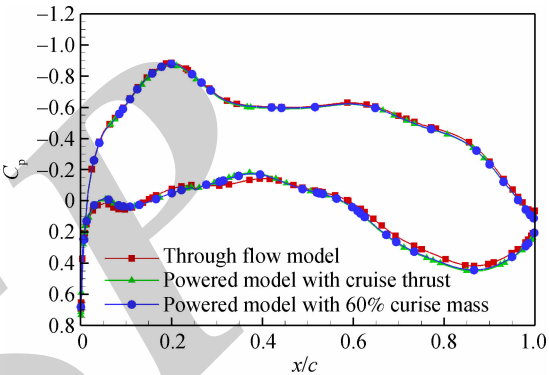
Fig. 9 Schematic diagram of different wing profile
positions for wing-mounted civil aircraft



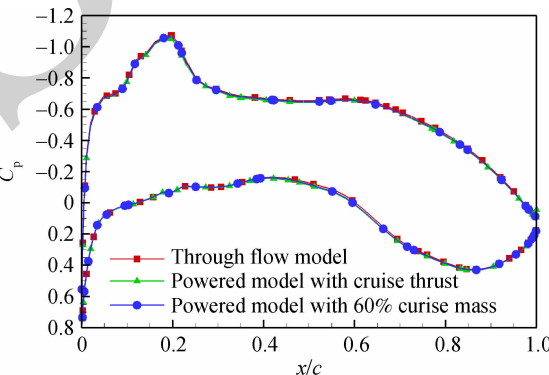
(a) $y=-7.0\text{ m}$



(b) $y=-8.5\text{ m}$



(c) $y=-10.5\text{ m}$



(d) $y=-13.0\text{ m}$

图 10 翼吊式民机构型机翼不同剖面压力分布对比

Fig. 10 Comparison of different wing profile pressure
coefficients for wing-mounted civil aircraft

3.2 尾吊式民机构型动力影响分析

对于尾吊式民机外形,由于其布局方式可以降低起落架高度,机翼下面相对比较“干净”,可以最大的提高气动效率,在一些中小型客机和商务机上面仍被广泛采用。本节主要对典型尾吊式民机外形发动机进排气效应影响进行了数值模拟研究,分析了不同发动机工作条件对全机及机翼气动特性的影响,并与自然通流模型气动特性进行了对比,考察了不同发动机进排气条件对机翼和发动机短舱压力分布的影响。

图 11 给出了尾吊式民机外形图、带动力模型和通流模型发动机中心剖面网格分布图。分析采用三棱柱和四面体混合的网格单元,全机总网格量约为3580万,网格第 1 层间距按 $y^+ = 1.0$ 选取,计算马赫数为 0.78,计算攻角范围为 $-4^\circ \sim 6^\circ$,计算模型共两种,分别为自然通流模型和带进排气模型,发动机工作状态共 3 种,分别为巡航推力状态、无推力状态、60% 发动机巡航进气流量状态。表 1 给出了发动机不同工作状态下入口流量和内、外涵道出口的总压、总温条件。

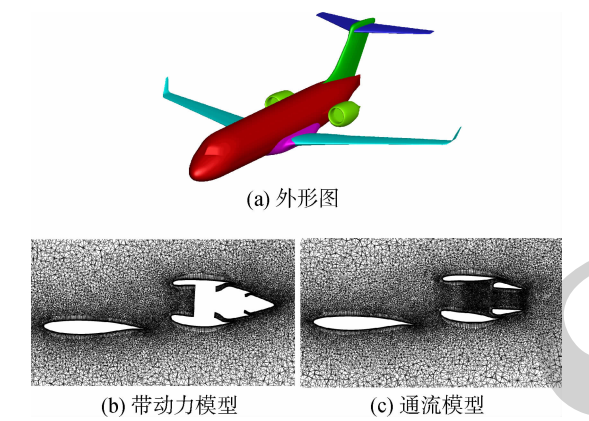


图 11 尾吊式民机外形及网格分布

Fig. 11 Tail-suspended civil aircraft model and gird distribution

表 1 不同发动机状态下入口和出口条件					
Table 1 Different engine states of intake and exhaux conditions					
状态	流量/ (kg/s)	内涵道		外涵道	
		总压/Pa	总温/K	总压/Pa	总温/K
巡航推力	96.87	57943.8	705.61	45950.2	290.5
60%进气 流量	58.122	57943.8	705.61	45950.2	290.5
无推力	5.58	33928.7	243.15	33928.7	243.1

图 12 给出了不同模型、不同发动机工作状态对全机气动特性影响规律曲线,可以看出,不同发动机进排气条件对全机气动特性存在较大影响。发动机巡航推力进排气条件时全机升力和俯仰力矩系数与自然通流模型相差不大,随着发动机进气流量的减小,全机升力系数逐渐减小,同时产生一定量值的低头力矩。对比不同模型的阻力特性可以看出,发动机巡航推力进排气条件时全机的零升阻力系数较自然通流模型略大,带动力模型随着发动机进气流量的减小,全机阻力系数呈逐

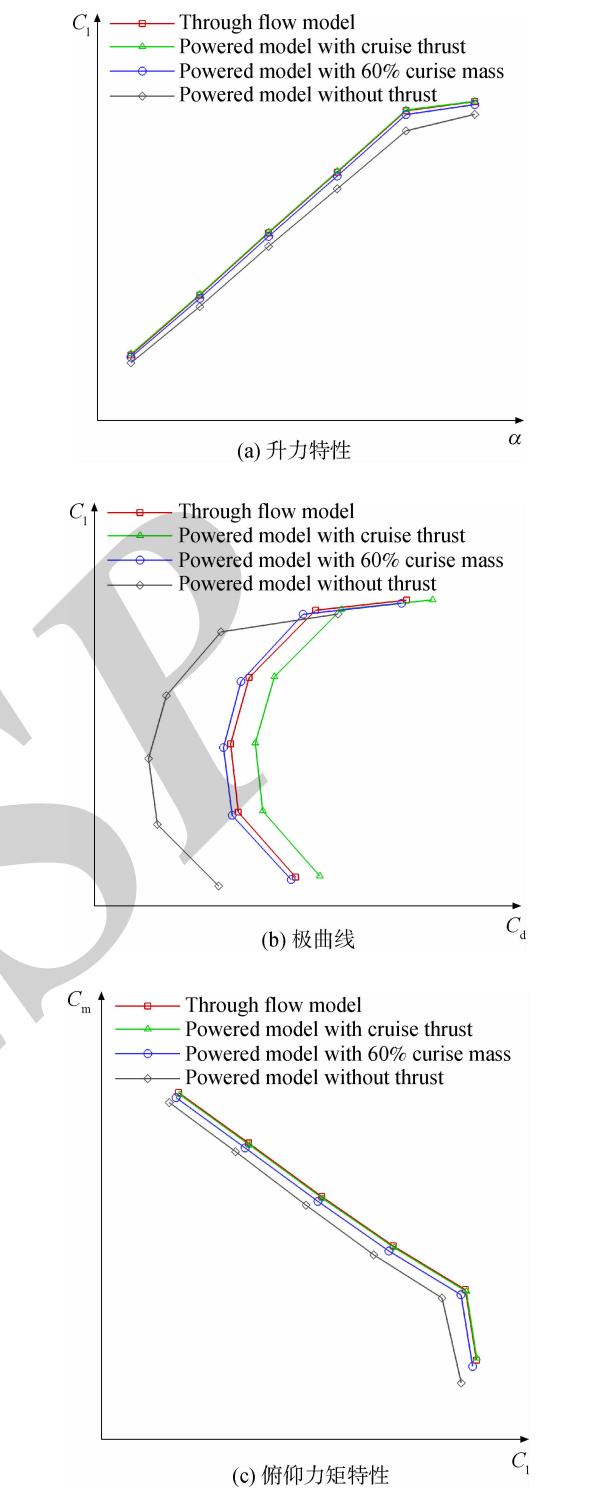


图 12 尾吊式民机构型不同发动机状态对全机气动特性影响

Fig. 12 Influence of different engine states on aerodynamic characteristics for tail-suspended civil aircraft

渐减小趋势。

为分析产生这种影响规律的原因,图 13 给出了不同进排气条件下机翼部件气动特性对比曲线,可以看出,对于尾吊式民机构型,发动机进气

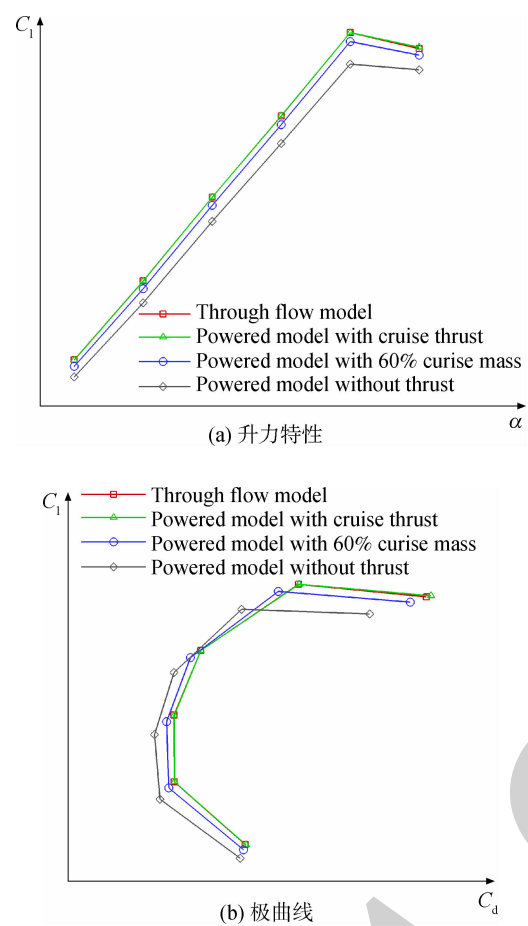
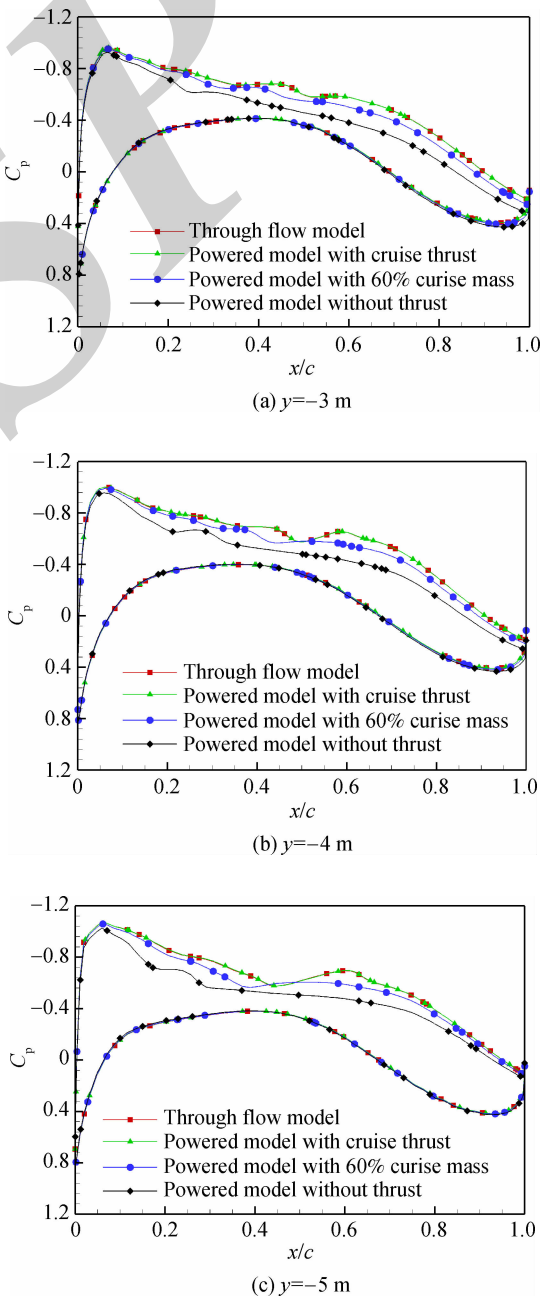
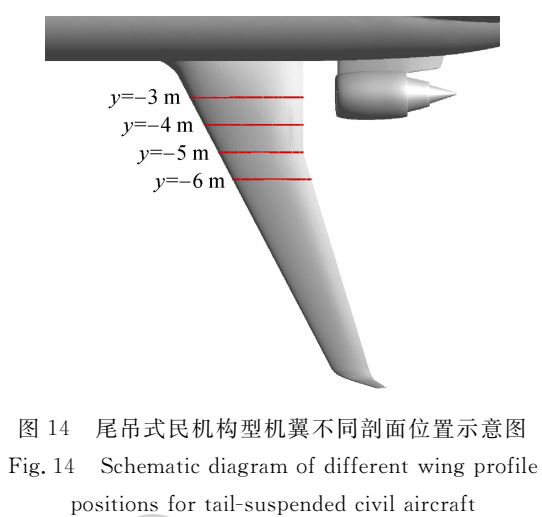


图 13 尾吊式民机构型不同进排气条件机翼气动特性对比

Fig. 13 Comparison of wing aerodynamic characteristics at different intake and exhaust conditions for tail-suspended civil aircraft

流量是影响机翼气动特性的主要因素。对于自然通流模型,通过数值积分可以得到进入发动内的质量流量约为 98.9 kg/s,与发动机巡航推力时的进气流量基本相当,从而使得自然通流模型和巡航推力进排气条件下机翼上的升力和阻力量值都基本相当,对于带动力模型,随着发动机进气流量的减小,机翼上的阻力逐渐减小。

图 14 给出了发动机入口附近机翼上不同剖面位置的示意图。图 15 给出了攻角为 2° 时机翼上不同剖面位置压力分布对比曲线,可以看出,由于自然通流模型和发动机巡航推力状态发动机的进气流量比较接近,使得机翼上不同位置的的压力分布相差不大,不同发动机进气条件主要影响机翼上表面压力分布,随着进气流量的增大,对发动机前的气流产生了一定的抽吸作用,使得机翼上表面的压力逐渐减小,激波位置发生后移,导致机翼上的升力随进气流量的增大而增大。对比不同剖面位置压力分布曲线可以看出,随着离开发动



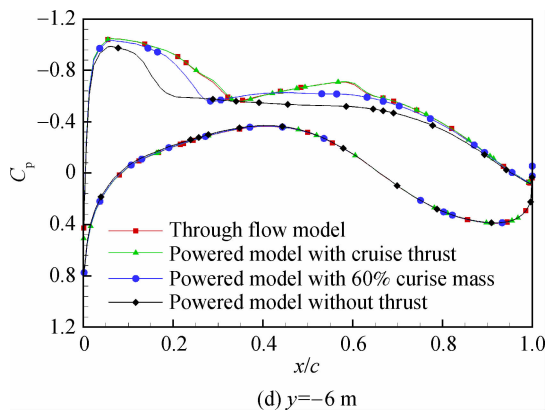


图 15 尾吊式民机构型机翼不同剖面压力分布对比
Fig. 15 Comparison of different wing profile pressure coefficients for tail-suspended civil aircraft

机展向距离的增加,进气流量对机翼气动载荷的影响是逐渐减弱的。

为了更好的分析发动机进排气效应带来的气动干扰阻力,图 16 给出了来流攻角为 2° 时不同发动机进排气条件下短舱附近压力分布云图对比。可以看出,不同发动机进排气条件会对机身尾部附近压力分布产生一定影响,这种影响主要来自以下两部分:一是不同进气条件下发动机溢流对挂架和机身带来的干扰,这种干扰随着进气流量的减小呈逐渐增大趋势;二是发动机尾喷流效应会对收缩后体机身附近气流造成一定影响,这种影响主要由喷流高压气体的扩散效应导致的压力升高和气流加

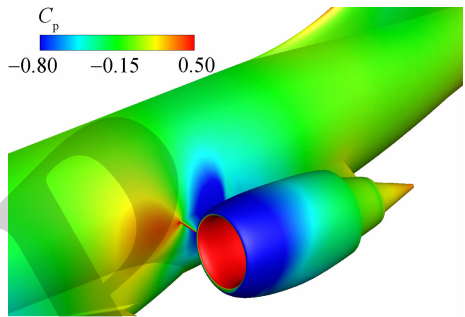
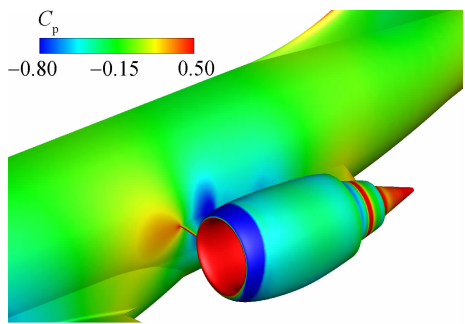
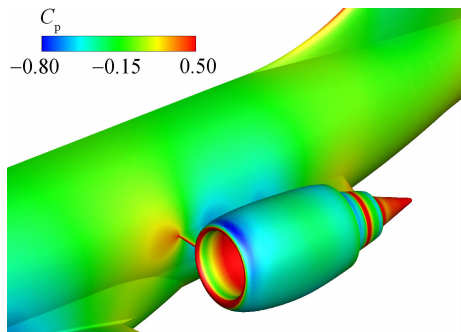
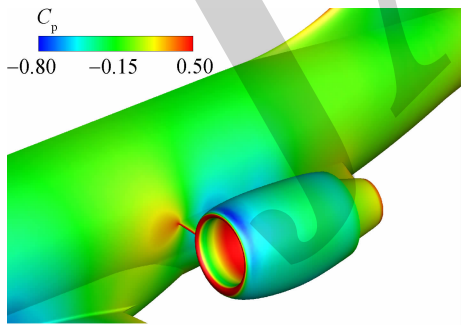


图 16 尾吊式民机构型不同发动机状态下表面压力云图分布
Fig. 16 Surface pressure distributions at different engine states for tail-suspended civil aircraft

速引射效应导致的压力降低两部分组成。

图 17 给出了不同进排气条件下机身部件干扰阻力特性曲线,可以看出,相比自然通流模型,带巡航推力发动机进排气条件下发动机喷流效应中高压气体的扩散效应起了主导作用,使得机身的阻力略有减小。带动力模型随着发动机进气流量的减小,后体机身上的低压区域范围逐渐增大,导致发动机进气条件对机身产生的干扰阻力呈逐

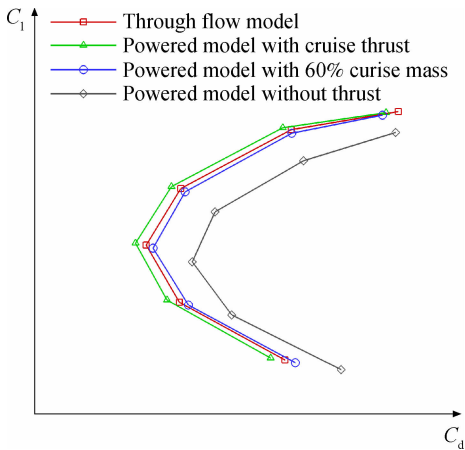


图 17 机身部件干扰阻力特性分析
Fig. 17 Interference drag characteristics for the aircraft fuselage

渐增大趋势。

图 18 给出了攻角为 2° 时不同进排气条件下发动机挂架和短舱剖面压力分布对比,可以看出,相比自然通流模型,在 60% 进气流量和无推力两种状态下发动机挂架上均产生了较强的激波结构,且随着发动机进气流量的减小,激波强度逐渐增强,激波位置逐渐后移。同时,由于自然通流模型和巡航推力模型发动机进气流量相差不大,导致短舱上的压力分布差异也较小。随着发动机进气流量的减小,短舱外唇口产生的吸力峰值逐渐升高,低压区域范围逐渐增大,这部分低压区域使得全机的阻力系数呈逐渐减小趋势。

图 19 给出了不同模型、不同发动机进排气条件下发动机中心截面的马赫数云图和流线分布对

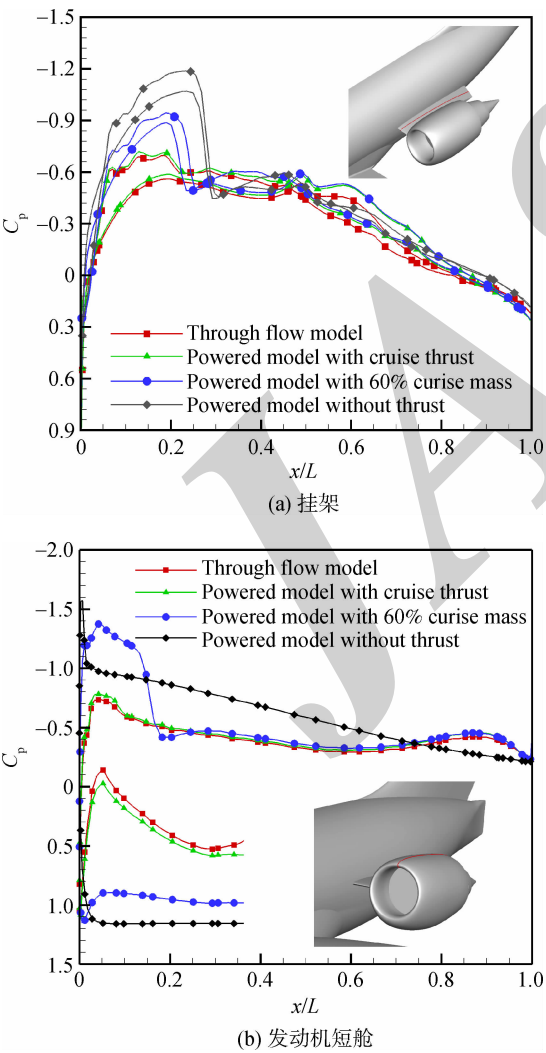


图 18 尾吊式民机构型不同发动机状态短舱剖面压力对比

Fig. 18 Comparison of surface pressure coefficients for the pylon and nacelle of the tail-suspended civil aircraft

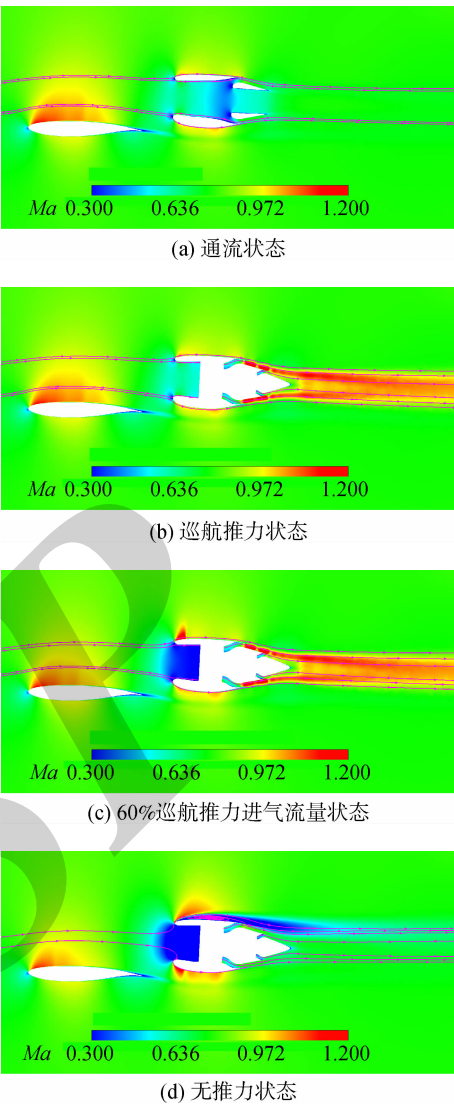


图 19 尾吊式民机构型发动机截面马赫数分布对比图

Fig. 19 Comparison of Mach number contour and streamline distribution on engine meridian plane for tail-suspended civil aircraft

比,可以看出,在不同发动机进气流量条件下,发动机前的自由流管大小存在明显差异,不同进气流量对机翼上表面和短舱唇口附近激波位置和强度都存在较大影响,在 60% 进气流量条件和发动机无推力条件下,短舱上中心线位置均产生了较强的激波结构,且随着进气流量的减小,激波强度逐渐增强,激波位置逐渐前移;对于无发动机推力状态,在短舱唇口激波后出现了较大范围的分离区;在发动机出口位置,带动力模型由于内外涵道喷流效应的影响,形成了较强的剪切,在局部甚至达到了超声速。

4 结 论

本文对两种典型民机构型发动机进排气效应影响进行了数值模拟分析,可以得到以下结论:

1) 本文采用的数值计算方法能够模拟航空发动机进排气效应影响,可用于民机构型机体与动力装置之间的干扰影响评估分析。

2) 对于翼吊式民机构型,发动机进排气效应对升力的干扰主要由发动机尾喷流的引射效应对机翼的干扰引起。在本文的计算条件下,发动机进排气影响使得全机升力线斜率略有增大,升力系数略有降低,零升俯仰力矩系数有所降低,不同进气流量对发动机短舱上的阻力有较大影响。

3) 对于尾吊式民机构型,发动机进气流量的大小直接影响机翼气动特性,随着发动机进气流量的增大,机翼上表面的压力逐渐减小,激波位置逐渐后移。发动机进排气效应对机身产生的干扰阻力随发动机进气流量的减小呈逐渐增大趋势。

4) 在民机/发动机一体化设计方面,由于发动机的进气流量和尾喷流效应会对全机气动特性产生一定影响,在设计初期,可在尽可能保持流量一致的情况下采用通气短舱模型进行分析;而在飞机的详细设计阶段,需充分考虑发动机不同进气流量和尾喷流效应对机身、机翼的干扰影响,减少或避免不利的相互干扰,尽量利用有利的干扰,提升飞机的性能。

参考文献:

[1] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.

[2] RILL S, BECKER K. Simulation of transonic inviscid flow over a twin jet transport aircraft[R]. AIAA 91-0025, 1991.

[3] 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.

[4] 王斌, 张卫民, 杜绵银. 大飞机机翼气动设计技术[J]. 航空制造技术, 2010(24): 53-57.

WANG Bin, ZHANG Weimin, DU Mianyin. Aerodynamic design technology of large commercial aircraft wing [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010 (24): 53-57. (in Chinese)

[5] KOOI J W, KIOCK R, SLAUERHOFF J F. Tools for the experimental study of the integration of ultra-high bypass engines on transport aircraft[R]. AIAA 94-2561, 1994.

[6] KOOI J W, HAIJ L D, HEGEN G H. Engine simulation with turbofan propulsion simulators in the German-Dutch wind tunnels[R]. AIAA-2002-2919, 2002.

[7] HENDERSON W P, PATTERSON J C. Propulsion installation characteristics for turbofan transports[R]. AIAA 83-0087, 1983.

[8] HIROSE N, ASAI K. 3-D Euler flow analysis of fanjet engine and turbine powered simulator with experimental comparison in transonic speed[R]. AIAA 89-1835, 1989.

[9] DEESE J E, AGARWAL R K. Calculation of axisymmetric inlet flowfield using the euler equations[R]. AIAA 83-1853, 1983.

[10] HOOKER J R, HOYLE D L, BEVIS D N. The application of CFD for the aerodynamic development of C-5M galaxy [R]. AIAA-2006-0856, 2006.

[11] 李杰, 鄂秦, 李凤蔚. 动力发动机内外流场数值模拟[J]. 计算物理, 1997, 14(4/5): 458-459.

LI Jie, E Qin, LI Fengwei. Flow simulations for powered engines using Euler equations[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 1997, 14(4/5): 458-459. (in Chinese)

[12] 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)

[13] 张兆, 海洋, 黄国川. 发动机短舱溢流阻力的数值模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 547-553.

ZHANG Zhao, TAO Yang, HUANG Guochuan. Numerical simulation about the spillage drag of engine nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 547-553. (in Chinese)

[14] 海洋, 刘光远, 张兆, 等. 高速风洞带动力模拟试验 TPS 短舱唇口设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1081-1085.

TAO Yang, LIU Guangyuan, ZHANG Zhao, et al. Engine nacelle lip design for high speed TPS wind tunnel tests[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1081-1085. (in Chinese)

[15] 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)

[16] 张耀冰, 邓有奇, 吴晓军, 等. DLR-F6 翼身组合体数值计算[J]. 空气动力学报, 2011, 29(2): 163-169.

ZHANG Yaobing, DENG Youqi, WU Xiaojun, et al. Drag prediction of DLR-F6 using MFlow unstructured mesh solver[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 163-169. (in Chinese)

[17] CHEN J T, ZHANG Y B, ZHOU N C, et al. Numerical investigations of the high-lift configuration with MFlow solver[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(4): 1051-1062.

[18] GONG X Q, CHEN J T, ZHOU N C, et al. The effects of turbulence model corrections on drag prediction of NASA common research model[R]. AIAA-2014-3171, 2014.

[19] 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)

[20] HIROSE N, ASAI K, IKAWA K. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fan-jet engine and turbine powered simulator (TPS)[R]. Technical Report of National Aerospace Laboratory, 1989, 1045: 1-144.