

计及进排气效应翼身融合布局 机体—动力装置气动干扰研究



朱海涛, 兰子奇, 李岩

中国航空研究院, 北京 100012

摘要:高气动效率是翼身融合布局获得竞争优势的关键因素。为有效抑制动力装置对该布局气动效率的不利干扰,需对适用于翼身融合布局的动力装置布置形式进行深入研究。本文采用计算流体力学(CFD)技术和可计及进排气影响的动力短舱模型,对某翼身融合—背撑发动机构型进行了精细内、外流耦合数值模拟,研究了巡航点附近动力装置和翼身融合机体之间的气动干扰特征。研究表明,相对于孤立翼身融合体构型,全机构型的翼身融合体部件升力系数大幅降低,阻力显著增大,短舱溢流在机身上形成的高压区是升力系数降低的主要原因;转速增大,发动机对机身边界层抽吸效应增强,翼身融合体部件升力系数降低量明显减小;在低转速状态,短舱无发动机喷流部件的唇口吸力效应较强,转速增大至接近全转速时,吸力效应被抵消,该部件产生阻力。

关键词:翼身融合布局; 动力装置布置; 背撑发动机; 飞机—发动机匹配性设计; TPS短舱; 内/外流耦合; 气动干扰

中图分类号:V221.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.02.002

翼身融合布局(BWB)是具有较大市场应用潜力的下一代大型民用运输机气动布局形式^[1]。高气动效率是该气动布局获得研究者青睐的关键因素。由于采用机身和机翼融合设计,二者均作为有效升力面,从而显著改善升力性能。除此之外,采用翼身融合设计能够有效降低全机浸润面积,进而减小摩擦阻力。与传统圆筒机身、机翼布局(如波音787、空客350)相比,翼身融合布局的巡航效率可提高15%~20%^[2]。同时,由于采用合适的动力装置布局和承载效率高的结构形式,翼身融合布局飞机具有降低噪声、减少有害气体排放和结构减重的潜力,符合“绿色航空”发展理念。因此,欧美各航空强国均在此领域开展了大量先期研究。特别是美国波音公司联合美国国家航空航天局(NASA)兰利(Langley)研究中心、斯坦福大学等机构针对翼身融合布局的气动设计、结构承载形式、操稳特性评估等方面进行了深入细致研究,大大推动了该气动布局的工程应用^[3-5]。我国航空科研机构 and 高校也针对翼身融合布局开展了大量探索研究工作^[6-7]。文献[8]~[10]在翼身融合布局的总体方案、气动外形、结构、飞行控制等方面开展了研究工作,形成了我国自行设计的翼身融合布局民机概念设计方案。

为进一步推进翼身融合布局的工程应用,适用于该布局的动力装置布置形式是亟须解决的关键问题。大型民用运输机通常采用高涵道比涡扇发动机。由于受发动机与机翼的气动干扰,翼吊式动力装置布置方式降低了翼身融合布局的气动效率。将发动机完全埋入机身内部不仅会大幅降低空间使用效率,而且会降低发动机进气质量,影响发动机工作环境。因此,翼身融合布局通常采用发动机背撑或半埋入式的动力装置布局形式^[11-12]。在半埋入式布置形式中,发动机吸入大量机身附面层内的低能流体,进气道总压恢复系数低、进气畸变大,对发动机性能和工作稳定性提出了很高的要求。相对而言,背撑式发动机布局能够较好地协调总体气动性能、噪声、适航等方面的需求,并且立足于现有大涵道比涡扇发动机技术,具有较高的可行性^[13]。针对翼身融合—背撑发动机布局动力布置形式,顾文婷等^[13]采用基于计算流体力学(CFD)技术的多点优化设计方法开展了轴对称短舱设计技术研究;周翰玮等^[14]对比分析了通流短舱和动力短舱模型对内、外流耦合数值计算结果的差异,采用动力短舱模型研究了机体与短舱之间的气动干扰特征;赵振山等^[15]采用动力短舱模型研究了短舱在流向、展

收稿日期: 2023-08-17; 退修日期: 2023-12-11; 录用日期: 2024-01-10

引用格式: Zhu Haitao, Lan Ziqi, Li Yan. Blended-wing-body configuration aerodynamic interference of airframe-power plant with air intake and exhaust effects[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(02): 14-22. 朱海涛, 兰子奇, 李岩. 计及进排气效应翼身融合布局机体—动力装置气动干扰研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(02): 14-22.

向和高度方向的位置参数对机体和短舱气动干扰的影响规律。然而,在该非常规布局各个部件之间的气动干扰特征、装配动力装置前后气动特性的变化、发动机工作状态对气动干扰的影响等方面仍缺乏细致的研究,而这些研究对动力装置布置、飞机—动力装置匹配性设计具有重要作用。

针对非常规气动布局部件之间气动干扰特性、发动机进排气效应,以及动力模拟的研究是比较复杂和困难的。在风洞中开展进排气效应模拟需要提供气源、供气设备、动力模拟器、内/外流测试设备等,技术难度大,成本高昂^[16]。尽管如此,受试验条件和技术的限制,即使采用先进的动力模拟器也只能实现70%左右相似参数的模拟^[17]。随着高性能计算技术的发展,数值模拟不仅成为研究复杂流动结构、流动机理的有利工具,而且在工程实践领域,是对复杂构型、复杂工况流动特征进行定量研究的重要手段。在美国航空航天协会(AIAA)六届阻力预测会议的直接推动下,对计算流体力学技术在工程应用领域面临的网格布置、湍流模型选择、误差带估计等问题开展了广泛、深入的研究,形成工程可操作性强的实践建议^[18]。我国在高可信度计算流体力学软件开发、确认验证、工程推广应用等领域也开展了大量的研究工作^[19-20],计算流体力学技术应用的广度和深度不断扩大。

本文采用高可信度计算流体力学技术和可计及进排气影响的动力短舱模型,针对某翼身融合—背撑发动机构型,通过精细的内、外流耦合数值模拟,研究了巡航点附近不同发动机工作状态下全机部件力分解、动力装置与机体气动干扰特性。

1 数值求解方法

数值求解的流动控制方程为雷诺平均Navier-Stokes方程组(Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS),湍流模型为Menter $k-\omega$ SST (Shear-Stress Transport)模型。在多块对接结构网格上,采用格心格式有限体积方法求解该方程组;对流项采用Roe格式离散,黏性项采用二阶中心差分格式离散,时间推进采用二阶向后Euler隐格式。求解过程通过多重网格加速收敛技术高效地获得流场定常解。

1.1 动力短舱模拟方法

动力短舱模型不包括发动机旋转部件和燃烧部件,如图1所示。计算过程中,需要给出进气道、内涵和外涵出口处边界条件。本文在进气道出口处采用反压边界条件;根据发动机热循环参数表,确定内、外涵出口边界上的总温、总压,并给定气流方向沿发动机轴线方向。计算过程中,根据进气道出口流量与内、外涵流量和的差值不断调整进气道出口反压,使二者达到流量平衡。在此基础上,获得收敛

的内、外流耦合流场。

在工程实践中,通常将发动机内、外涵道和发动机尾锥表面的阻力作为发动机的内力。为了将外流阻力和发动机内力区分开,本文将该动力短舱模型分为无发动机喷流(Nac-No-Jet)和有发动机喷流两部分(Nac-Jet)。前者包括进气道和短舱外型面,后者包括发动机内、外涵道和尾锥型面。

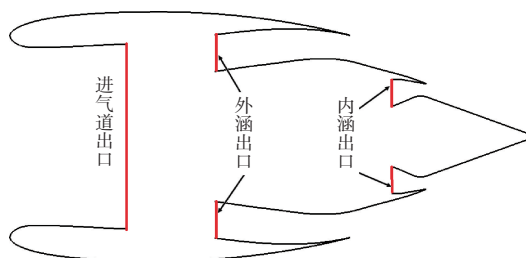


图1 动力短舱图示

Fig.1 TPS nacelle model

1.2 数值计算工具验证

本节采用两个代表性算例来验证本文数值计算工具对内、外流耦合计算和进排气效应模拟的有效性和可靠性。

DLR-F6包含翼身组合体、挂架、短舱部件的模型,是AIAA阻力预测会议采用的标模,具有可靠的风洞试验数据。本文计算状态为: $Ma=0.75$,迎角 $\alpha=1.0^\circ$ 。根据美国航空航天协会阻力预测会议建议的准则生成多块结构网格,网格规模为1284万个。图2(a)和图2(b)分别给出了机翼表面37.7%处和通气短舱60°站位处压力系数曲线与风洞试验数据的对比结果。由图2可以看出,本文计算结果与公认的风洞试验数据吻合良好。

NALAER-02-01动力短舱是日本航空宇宙技术研究所开发的一个轴对称涡扇发动机用短舱风洞试验模型,其风洞试验数据经过国际上多个计算流体力学工具确认验证^[21]。采用本文计算工具完成了迎角为 0° 、基于发动机直径的 $Re=1.0\times 10^6$ 的三个工况计算。图3给出了状态1(来流 $Ma=0.8006$,进气道捕获面积比 $R=0.4973$)和状态2(来流 $Ma=0.6024$,进气道捕获面积比 $R=0.4961$)短舱表面压力系数计算结果与风洞试验数据的对比图。由上述两个典型算例计算结果可知,本文数值工具可以满足飞行器内、外流耦合数值模拟的要求。

2 翼身融合—背撑发动机布局巡航点附近气动干扰特性研究

翼身融合—背撑发动机布局是典型的非常规气动布局。掌握该布局各部件气动力特征、部件之间气动干扰特

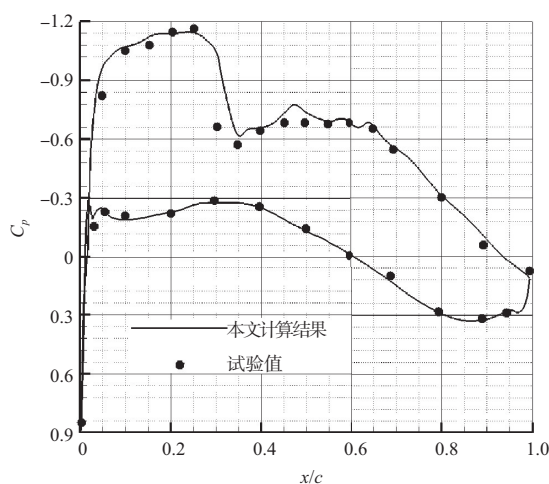
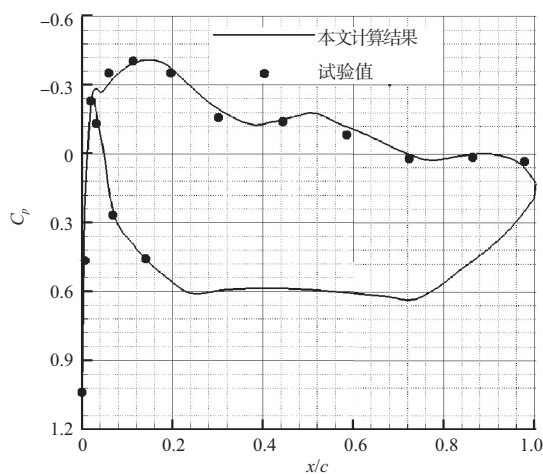
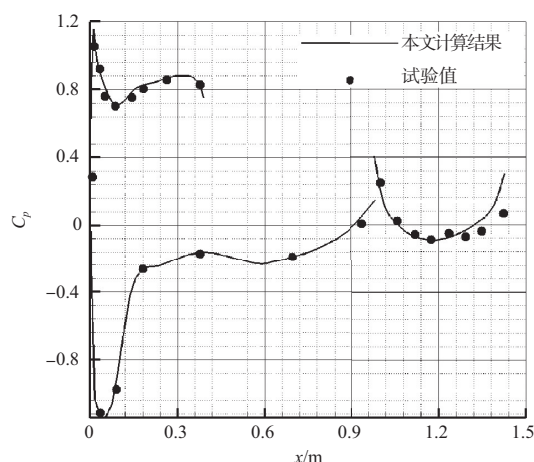
(a) 机翼 $y=37.7\%$ 站位处压力系数曲线(b) 短舱 60° 站位处压力系数曲线

图2 DLR-F6模型计算结果与试验数据对比

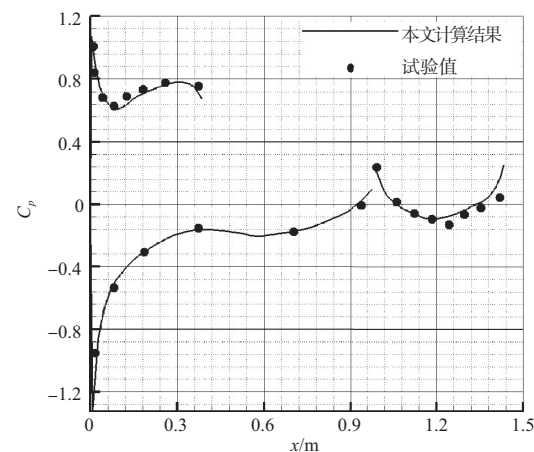
Fig.2 Comparison between present numerical results with experimental datum using DLR-F6 model

性以及发动机工作状态与二者相互作用的变化规律是开展动力装置布置、飞机—发动机匹配性设计的重要基础。本节采用上述经过算例验证确认的高可信度计算流体力学工具,开展巡航点附近机体、动力装置部件力及其气动干扰特性研究:首先,阐述了巡航点全机构型内、外流耦合流场的关键流动结构;其次,在巡航点处进行主要部件气动力分解、计算部件之间气动干扰量,并给出发动机转速对二者的影响规律;最后,在巡航点附近,研究了气动干扰随发动机转速和迎角的变化特征。

本文计算的几何构型包括孤立的翼身融合体构型(WB)、带V尾的翼身融合体构型(WBV)、孤立的动力短舱构型(E)和装配V尾、发动机支架(S)和动力短舱的翼身融合全机构型(WBVSE)共计4种构型;其几何形状和表面网



(a) 状态1



(b) 状态2

图3 NALAER-02-01模型短舱表面压力系数计算结果与试验数据对比

Fig.3 Comparison between present pressure coefficient results with experimental datum with NALAER-02-01 model

格分布如图4所示。

巡航状态为:巡航高度 $H=11.6\text{km}$,巡航 $Ma=0.8$,巡航迎角 $\alpha=2.0^\circ$ 。在巡航高度处,用高压压气机相对物理转速(NH)表征发动机工作状态。本文计算的发动机工作状态为NH=85%、93%、101%、105%的4个状态;每个状态对应的内、外涵气动热力学参数由发动机工作状态参数表获得。

各构型均根据AIAA阻力预测会议相似构型的网格布置准则生成计算网格。除此之外,针对各个构型,采用粗(coarse)、中(middle)、细(fine)三套网格来检验网格对计算结果的影响。表1给出了三种网格所得全机构型(WBVSE)气动力系数(升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、俯仰力矩系数 C_{My})和进气道性能参数(总压恢复系数 σ 、畸变指数 DC_{60} 、出口马赫数 Ma_{inlet})计算结果。计算状态为:巡航高度 $H=11.6\text{km}$,巡航 $Ma=0.8$,迎角 $\alpha=0^\circ$;发动机工作状态NH=

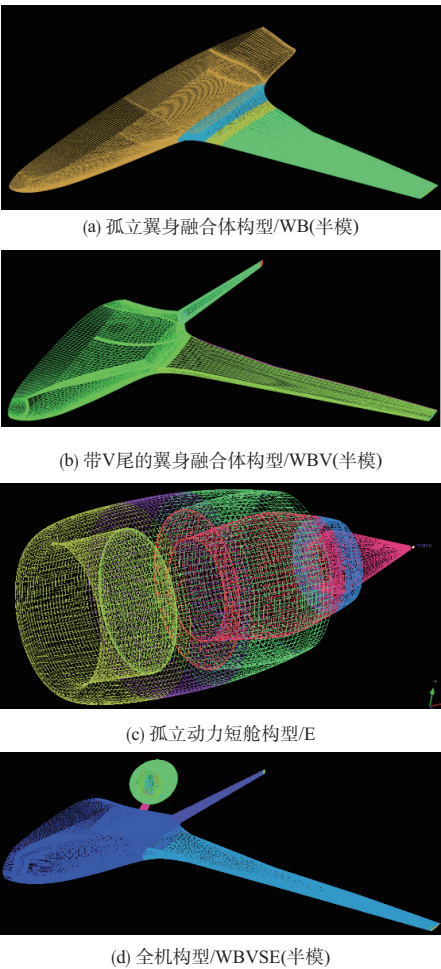


图4 本文计算的几何构型及其表面网格分布

Fig.4 Configurations and its surface meshes

表1 全机构型三套网格计算结果

Table 1 WBVSE configuration's aerodynamic coefficients and inlet performance parameters with 3 meshes

节点数/千万	2.531(C)	6.752(M)	8.658(F)
C_L	-0.03053	-0.03291	-0.03305
C_D	0.02361	0.02001	0.01974
C_{MY}	0.11410	0.00784	0.00771
σ	0.99300	0.99280	0.99280
DC_{60}	0.00483	0.00454	0.00452
Ma_{inlet}	0.59000	0.58980	0.58980

101%。后续均采用细网格进行计算。

2.1 全机内/外流耦合流场关键流动结构和气动特性分析

本节首先给出在巡航点、发动机全转速状态(NH=101%)下,全机内外、流耦合流场关键流动结构;然后分析在巡航点附近,迎角和发动机工作状态对全机气动性能的影响。

图5(a)和图5(b)分别是全机内、外流耦合流场中垂直于高度方向通过发动机轴线的截面和垂直于展向通过发动

机轴线的截面上马赫数分布云图。在图5(a)中,上方的翼型是V尾的截线,两侧短舱之间通道内存在一道较强的激波;同时,V尾与短舱之间的通道内也存在相对较弱的激波。在短舱外表面唇口处,气流速度增大,压强降低,产生唇口吸力。在外界气流干扰的作用下,外涵喷流不再具有轴对称性,而内涵喷流仍具有轴对称性。在图5(b)中,短舱上、下外表面流场差异显著,但外表面唇口附近的低压区仍然存在。机身附近气流绕经发动机支架后速度明显降低。

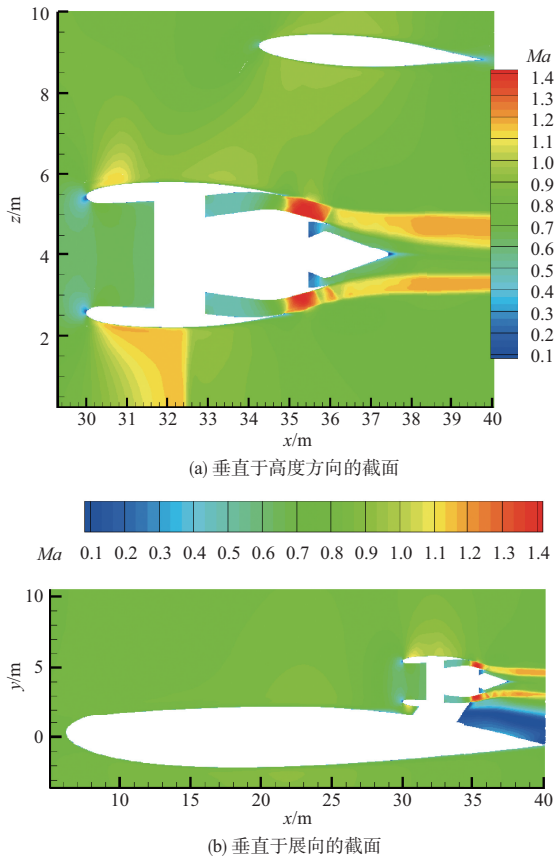


图5 发动机轴线截面上马赫数分布云图

Fig.5 Mach contours on crosses through engine axis

图6是发动机85%~105%转速范围内,全机构型升力、阻力系数在巡航点附近随迎角变化曲线图;图6还给出了孤立翼身融合体构型和安装V尾的翼身融合体构型的气动力系数曲线。可以看出,在发动机由低转速增大至全转速的过程中,全机构型的升力系数有明显的增加;达到或接近全转速后,升力系数仅有很小的增量。巡航迎角为2°时,发动机转速由85%增大到101%,升力系数增大了18%。由此可见,发动机对机身边界层的抽吸效应对全机升力系数的影响显著。然而,相对于孤立翼身融合体构型和安装V尾的翼身融合体构型,装配动力装置后的全机构型升力系数

大幅降低。在巡航迎角下、85%发动机转速时,全机升力系数为孤立翼身融合体构型和安装V尾的翼身融合体构型的68%和64%;101%发动机转速时,全机升力系数为孤立翼身融合体构型和安装V尾的翼身融合体构型的82%和76%。装配动力装置后,升力性能下降明显。在图6(b)中,随着发动机转速的增大,全机构型阻力系数增大。此时,短舱无发动机喷流部分和有发动机喷流部分的阻力均计入了全机构型阻力。在部件力分解研究中再详细阐述。

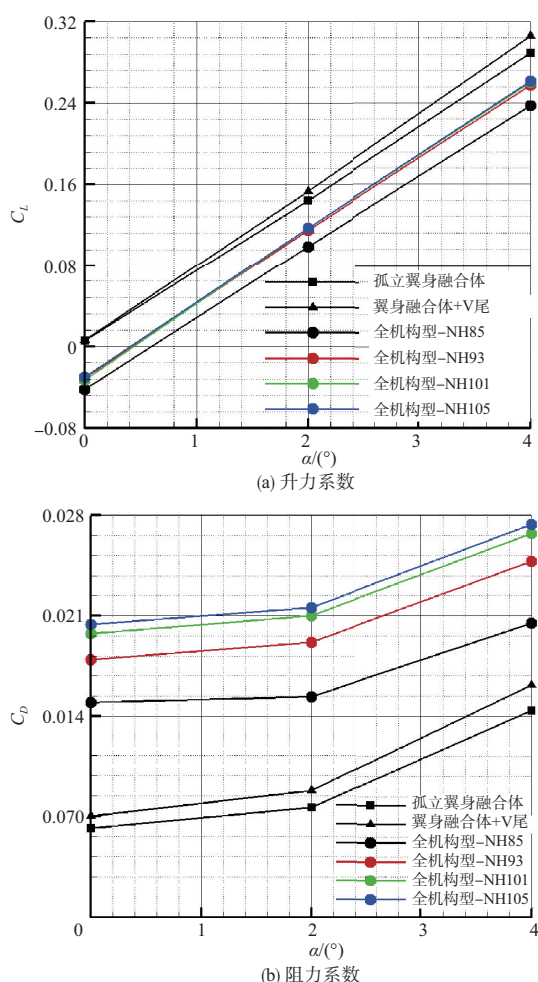


图6 巡航点附近 WB, WBV 和 WBVSE 构型气动力系数曲线

Fig.6 Aerodynamic coefficients of WB, WBV and WBVSE configurations near the cruise angle of attack

2.2 巡航点部件力分解和气动干扰量分析

根据机体和动力装置主要功能部件的构成,将全机构型分解为孤立翼身融合体部件(WB_sub)、动力短舱无发动机喷流部件(Nac-No-Jet_sub)、动力短舱有发动机喷流部件(Nac-Jet_sub)和V尾部件(V-Tail_sub)4部分。发动机

支架的升力和阻力系数非常小,不再单独考虑。

图7给出了巡航状态下全机构型各部件升力、阻力系数随发动机工作状态的变化图。由图7可以看出,翼身融合体部件和V尾部件产生了绝大部分升力;前者产生的升力占总升力的90%以上,且随着发动机转速的增大而增大;后者占总升力的5%左右,且受发动机转速的影响较小。在低转速状态下,短舱无发动机喷流部件也产生部分升力,最大为3.7%;在发动机达到全转速状态后,该部件不再产生升力。原因是进气道溢流和机身边界层低能流在短舱和机身之间空间内的堆积影响了短舱下表面压力分布,导致该部件升力特性变化。在图7(b)中,短舱有发动机喷流部件的阻力随着发动机转速的增大而快速增大:在85%转速时,占总阻力的22%,而在105%转速时占33%。孤立翼身融合体部件(WB_sub)的阻力随着发动机转速的增大而稍有增大。因此,图6(b)中阻力的增加量主要来自短舱有发动机喷流部件。由于该部分阻力显著增大,翼身融合体部件的阻力由85%转速时占总阻力的81%降至105%转速时占总阻力的60%。在短舱外表面唇口吸力作用下,动力短舱无喷流部件在发动机85%转速时,产生了约5%的“负阻力”;但随着转速的增大,唇口吸力被完全抵消,该部分产生了约6%的阻力。由此可见,由短舱唇口吸力产生“负阻力”的有利影响,仅在发动机处于低转速状态时存在。

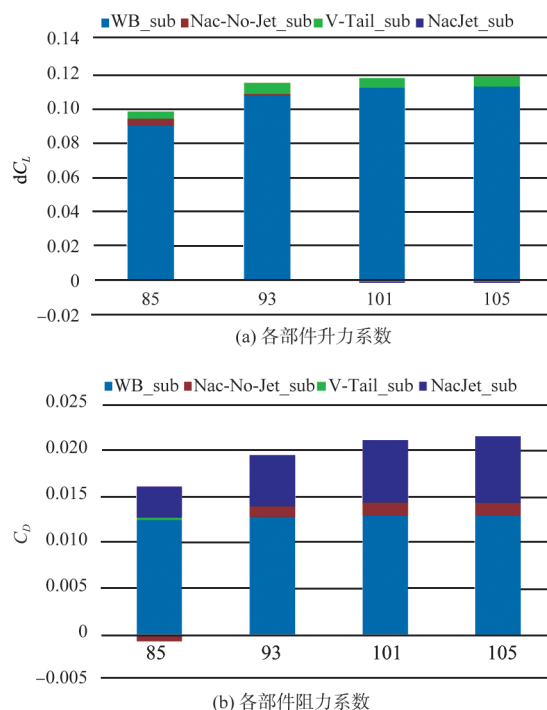


图7 巡航点处各部件力随发动机转速变化

Fig.7 Cruise section forces at different engine speeds

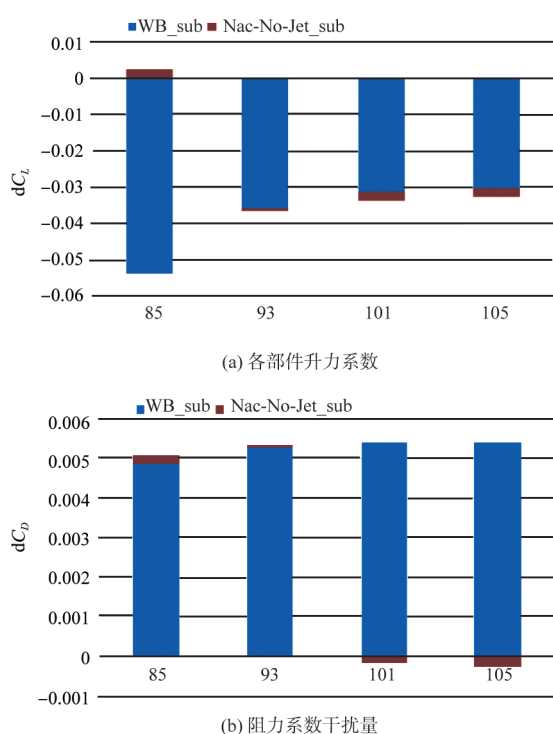


图8 巡航点处各部件力气动干扰量随发动机转速变化

Fig.8 Cruise section aerodynamic interference coefficients at different engine speeds

图8给出了翼身融合体部件和动力短舱无发动机喷流部件气动干扰量随发动机转速的变化图。翼身融合体部件气动干扰量定义为:全机构型翼身融合体部件的气动力相对于孤立翼身融合体构型、气动力的增量;动力短舱无发动机喷流部件气动干扰量定义为:全机构型短舱无发动机喷流部件的气动力相对于孤立动力短舱构型中无发动机喷流部分的增量。由图8(a)可知,装配动力装置后,翼身融合体部件的升力系数大幅减小。随着发动机转速的增大,升力系数的减小量由占孤立翼身融合体构型升力系数的37%降至21%。在85%转速状态下,气动干扰增大了短舱无喷流部件的升力。但在发动机大转速工作状态下,却有利气动干扰消失,且升力系数的减小量不断增大。原因如上文所述。在图8(b)中,装配动力装置后,翼身融合体部件阻力系数大幅增加,随着发动机转速的增大,气动干扰增量由孤立翼身融合体构型阻力的64%增至71%。由此可见,安装动力装置后,翼身融合体部件的绕流场与孤立翼身融合体构型的绕流场差异显著。对于短舱无喷流部件,其气动干扰阻力与发动机工作状态紧密相关:低于全转速时,其阻力大于孤立动力短舱构型中无发动机喷流部分的阻力,而大于全转速状态时,则相反。

图9是巡航状态下孤立翼身融合体构型、发动机85%转速时全机构型翼身融合体部件和发动机105%转速时全机构型翼身融合体部件压力系数分布云图。由图9可以看到,装配动力装置后,在短舱入口流向位置附近,全机构型翼身融合体部件出现了由进气道溢流造成的高压区。该高压区距离机翼和机身过渡段较近,造成翼身融合体部件过渡段上表面的压力增大。由图9(b)可知,该高压区位于机身翼型后部的收缩段。由翼型当地切线方向可知,该高压区将导致升力降低。因此,装配动力装置后,翼身融合体部件的升力系数大幅减小。对比图9(b)和图9(c)可发现,随着

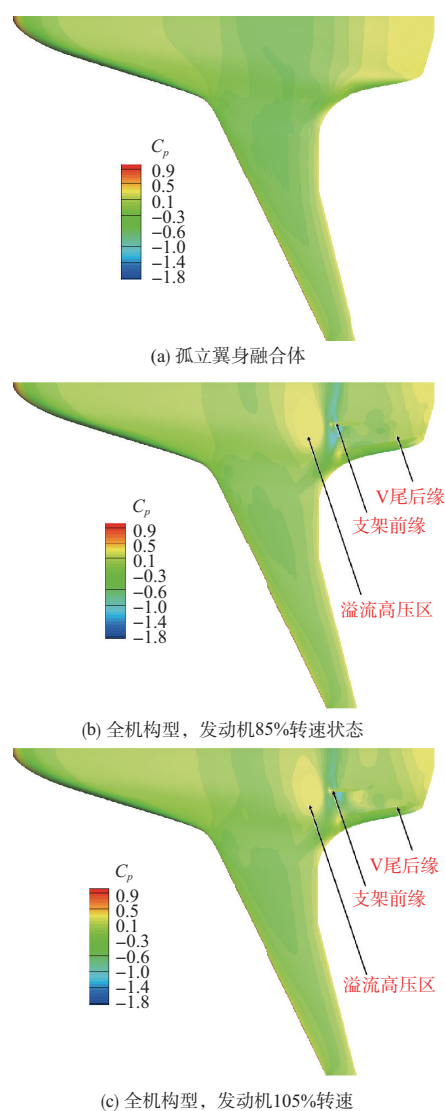


图9 孤立翼身融合体构型和全机构型翼身融合体部件表面压力系数分布对比

Fig.9 Comparison between pressure coefficient contour of blended-wing-body and WBVSE configuration at different engine speeds

发动机转速的增大,发动机所需流量增大,溢流减小,该高压区面积也缩小。进而,随着发动机转速的增大,翼身融合体部件升力系数的减小量不断降低。对比图9(a)和图9(b)、图9(c)可以发现,沿流向在两侧V尾形成的通道区域内,相对于孤立翼身融合体构型,全机构型在该区域的压力降低。在此区域内,受发动机高速喷流引射效应和两侧V尾形成的通道效应的影响,气流速度增大,导致机身表面压力降低。由图9(b)可知,该压力降低区位于机身翼型尾部。根据翼型当地切线方向,此区域压力降低也将导致机身阻力增大。因此,在发动机短舱和V尾对翼身组合体部件的共同影响下,发动机85%转速状态时,该部件的阻力和阻力干扰量均小于发动机全转速和超转速状态。

2.3 巡航点附近气动干扰量变化规律

图10给出了在巡航点附近,迎角为 $0^\circ \sim 4^\circ$ 时,全机构型翼身融合体部件气动干扰量随发动机转速的变化曲线。在图10(a)中,迎角 4° 状态的气动干扰绝对值小于迎角 0° 状态;迎角 2° 即巡航迎角,具有最小的升力系数气动干扰绝对值。其原因因为在确定V尾外倾角和安装参数过程中,侧重考虑了该部件对巡航状态升力性能的影响,最大限度减小V尾通道区域机身表面压力,有效地减缓了由进气道溢流对升力系数的不利影响。由此可见,V尾设计过程中,除重点考虑其操纵性能外,还需计及该部件对全机气动性能的影响。当迎角不变时,低于全转速状态下,随着发动机转速的增大,升力系数干扰量的绝对值快速减小;高于全转速状态下,发动机转速对升力系数干扰量的影响减弱。在图10(b)中,在相同发动机工作状态下,翼身融合体部件干扰阻力系数随迎角的增大而减小。在迎角不变的条件下,低于全转速状态时,随着发动机转速的增大,阻力系数干扰量快速增大;高于全转速状态时,发动机转速对阻力系数干扰量的影响较小,阻力系数干扰量仅略有变化。细致研究巡航状态附近气动干扰随发动机工作状态的变化规律对开展飞机—发动机匹配详细设计具有重要意义。

3 结论

本文采用高可信度计算流体力学技术和动力短舱模型研究了翼身融合—背撑发动机布局巡航状态点附近部件力及其气动干扰特征,并讨论了发动机进排气效应对二者的影响规律,得到如下结论:

(1)短舱溢流在翼身融合体后部形成面积较大的高压区是导致该部件升力系数大幅降低的主要原因。在选取发动机流向安装位置和优化机身当地型面时,应着重考虑该

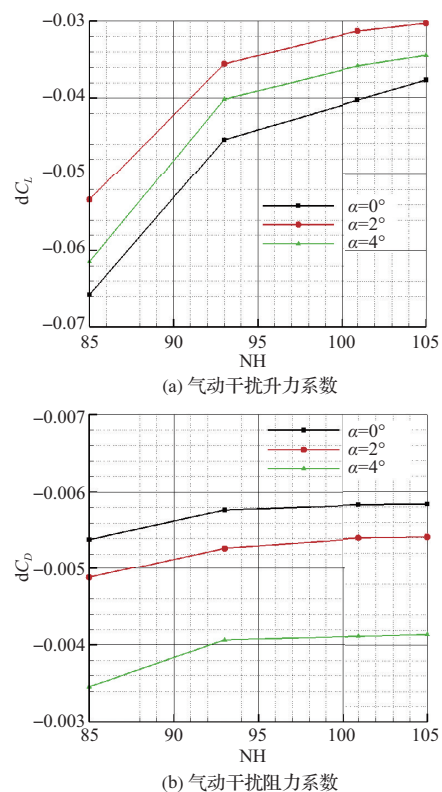


图10 翼身融合部件气动干扰量随迎角和发动机转速的变化曲线

Fig.10 Aerodynamic interference of blended-wing-body section at different attack angles and engine speeds

因素,使高压区分布与机身当地几何特征相匹配,降低气动干扰对升力的不利影响。

(2)发动机转速增大,发动机所需流量增大,翼身融合体部件升力系数减小量降低。发动机对机身上表面的抽吸效应可以降低升力的减小量。但是,装配动力装置后,相对于孤立翼身融合体构型,巡航点全机构型翼身融合体部件的升力,受发动机工作状态的影响,仍然下降21%~37%。

(3)受翼身融合体部件绕流的影响,短舱无发动机喷流部件绕流场已完全不同于孤立短舱绕流场。发动机处于低转速状态时,短舱唇口吸力效应相对较强;在发动接近全转速或高于全转速时,短舱唇口吸力被完全抵消,该部件产生阻力。

(4)受发动机高速喷流引射效应和V尾形成的收缩流道的影响,翼身融合体部件尾部上表面的压力降低,进而抑制溢流高压区对升力系数的不利影响。通过对V尾安装参数的精细设计,可以有效地强化该有益的气动干扰。 **AST**

参考文献

[1] 王刚,张彬乾,张明辉,等.翼身融合民机总体气动技术研究

- 进展与展望[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623046.
- Wang Gang, Zhang Binqian, Zhang Minghui, et al. Research progress and prospect for conceptual and aerodynamic technology of blended-wing-body civil aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623046. (in Chinese)
- [2] Okonkwo P, Smith H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 82: 1-23.
- [3] Velazquez O, Weiss J, Morency F. Preliminary investigation on stall characteristics of a regional BWB for low speed approach [R]. AIAA-2017-3738, 2017.
- [4] Vos R, Geuskens F, Hoogreef M F M. A new structural design concept for blended wing body cabins[R]. AIAA-2012-1998, 2012.
- [5] Wam T, Song B C. Aerodynamic performance study of a modern blended-wing-body aircraft under severe weather situations[R]. AIAA-2012-1037, 2012.
- [6] 付军泉, 史志伟, 耿玺, 等. 基于试验分岔分析的翼身融合飞行器纵向稳定性[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 124931.
- Fu Junquan, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Longitudinal stability of blended-wing-body aircraft based on experimental bifurcation analysis[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2022, 43(1): 124931. (in Chinese)
- [7] 王凯剑, 张睿, 李岩. 翼身融合客机 PRSEUS 壁板参数识别研究与优化设计[J]. 航空科学技术, 2021, 32(5): 44-53.
- Wang Kaijian, Zhang Rui, Li Yan. Parameters identification research and optimization design of PRSEUE panel in blended-wing-body civil aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021, 32(5): 44-53. (in Chinese)
- [8] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.
- Zhang Binqian, Luo Lie, Chen Zhenli, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2014, 35(4): 957-967. (in Chinese)
- [9] 柴啸, 陈迎春, 谭兆光, 等. 翼身融合布局客机总体参数分析与优化[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623042.
- Chai Xiao, Chen Yingchun, Tan Zhaoguang, et al. Analysis and optimization of overall parameters for blended-wing-body civil aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623042. (in Chinese)
- [10] 张明辉, 陈真利, 顾文婷, 等. 翼身融合布局民机高低速协调设计[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623052.
- Zhang Minghui, Chen Zhenli, Gu Wenting, et al. Tradeoff design of high and low speed performance for blended-wing-body civil aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623052. (in Chinese)
- [11] Tong M T, Jones S M, Haller W J, et al. Engine conceptual design studies for a hybrid wing body aircraft[R]. NASA-TM-2009-215680, 2009.
- [12] Rodriguez D L. Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 882-894.
- [13] 顾文婷, 赵振山, 周翰玮, 等. 翼身融合背撑发动机布局的短舱设计[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623047.
- Gu Wenting, Zhao Zhenshan, Zhou Hanwei, et al. Powered-no nacelle design on blended-wing-body configuration with podded engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623047. (in Chinese)
- [14] 周翰玮, 陈勇, 谭兆光, 等. 翼身融合布局飞机机体—发动机气动干扰效应[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623063.
- Zhou Hanwei, Chen Yong, Tan Zhaoguang, et al. Fuselage-engine aerodynamic interference effects of blended-wing-body aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623063. (in Chinese)
- [15] 赵振山, 冯剑, 苗树明, 等. 基于数值模拟的翼身融合布局飞机上悬式发动机布置技术[J]. 航空学报, 2019, 40(9): 623051.
- Zhao Zhenshan, Feng Jian, Miao Shuming, et al. Blended-wing-body aircraft overhanging engine layout technology based on numerical simulation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinia*, 2019, 40(9): 623051. (in Chinese)
- [16] Anabtawi A. Experimental investigation of boundary layer ingestion into diffusing inlets[D]. Los Angeles, CA: University of Southern California, 1999.
- [17] Vicroy D D. Blended-wing-body low-speed flight dynamics: Summary of ground tests and sample results[R]. AIAA-2009-0933, 2009.
- [18] Rumsey C L, Slotnick J P. Overview and summary of the second AIAA high-lift prediction workshop[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(4): 1006-1025.

- [19] 李鹏,陈坚强,丁明松,等. NNW-HyFlow 高超声速流动模拟软件按框架[J]. 航空学报,2021,42(9): 625718.
Li Peng, Chen Jianqiang, Ding Mingsong, et al. Framework design of NNW-HyFlow hypersonic flow simulation software [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625718. (in Chinese)
- [20] 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(1):1-16.
Zhong Min, Hua Jun, Sun Xiasheng, et al. Data correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(1): 1-16. (in Chinese)
- [21] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3D Euler analysis of flows around fan-jet engine and TPS[R]. NAL-TR-1045, AIAA-1992-2789,1992.

Blended-wing-body Configuration Aerodynamic Interference of Airframe-power Plant with Air Intake and Exhaust Effects

Zhu Haitao, Lan Ziqi, Li Yan

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: High aerodynamic efficiency is a critical advantage of blended-wing-body configuration compared to other next generation civil transport aircraft configurations. In order to maintain this advantage, lots of efforts should be taken to construct power plant layout suitable to blended-wing-body configuration which decrease the harmful effect of aerodynamic interference between airframe and engine. In this paper, high reliability CFD technology and TPS (Turbine Propulsion Simulator) nacelle are used to carry out numerical simulations of the coupled internal and external flow in a blended-wing-body configuration with podded engines. The numerical simulations aim at characteristics of aerodynamic interference between airframe and power plant, especially the effect of air flow intake and exhaust at different engine operations during cruise. Numerical results show that aerodynamic interference decreases lift coefficient of blended-wing-body and increases drag significantly. High pressure area induced by overflow of nacelle on upper surface of blended-wing-body is the primary factor for this. Increasing engine speed, the boundary layer ingestion is enhanced, which relieves the harmful interferential lift coefficient. As to the section of TPS without engine jet, at low engine speed, suction of nacelle lip is rather strong. However, increasing to full engine speed, the suction is counteracted and this section induces drags.

Key Words: blended-wing-body; power plant layout; podded engine; airframe-engine integration; TPS nacelle; couple of internal and external flow; aerodynamic interference