

翼身融合布局背撑发动机短舱-机体流动干扰机理研究

顾文婷¹, 张彬乾², 马坤¹, 李栋², 吕鹏飞¹, 韩杰¹

(1.航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089; 2.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘 要:针对翼身融合布局背撑发动机与机体的流动干扰问题,以西北工业大学设计的 300 座级翼身融合民机构型 NPU-BWB-300 为研究对象,基于 CFD 方法研究了背撑式短舱对高低速典型状态布局流动特性的影响,揭示了背撑式发动机短舱与机体之间的流动干扰机理。结果表明:背撑短舱主要影响 BWB 布局高速流动特性,对低速特性影响不大;布置背撑式发动机后,高速状态短舱与机体之间流动干扰严重,易产生强激波并诱导流动分离。造成上述流动干扰的机理主要有 2 点:①短舱外表面易出现大范围超声速区,易形成激波,并对机体上表面流动产生强烈干扰,诱发激波和流动分离;②机体和短舱之间形成了收缩-扩张流动通道,出现“喉道”流动效应,产生激波和流动分离。

关 键 词:翼身融合布局;背撑发动机;短舱;流动干扰;流动机理
中图分类号:V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2022)02-0352-08

翼身融合布局(BWB)以其突出的综合性能优势,成为满足“绿色航空”需求的下一代大型宽体客机的理想布局^[1-3],采用常规燃料大涵道比涡扇发动机推进系统则是 BWB 布局尽快进入应用的最佳选择^[4-5]。BWB 布局与推进系统的集成是翼身融合布局民机的关键设计技术之一,其中,通过机体上表面支架支撑的背撑式发动机布局技术风险低、可实现性强,利用中机身可遮蔽噪声,并为大涵道比发动机布置提供更大空间。然而,这种布置形式由于机体升力面与发动机近距离布置,使机体和发动机之间的流动干扰问题十分突出^[6-7]。因此,理解和掌握二者之间干扰的流动机理,有助于在 BWB 布局的飞-发综合设计中解决干扰问题,从而充分发挥背撑式 BWB 布局的气动性能优势。

飞机和发动机之间的流动干扰对全机气动性能有着重要的影响。对于采用翼吊和尾吊 2 种发动机布置形式的常规布局飞机,国内外开展了大量研究工作,揭示了短舱、支架与机翼(或机体)相互干扰的流动机理^[8-10],通过调整机翼扭转角、短舱形状及

布置位置、挂架形状等相关影响因素,可以有效消除不利干扰^[11-12]。对于 BWB 民机,波音和 NASA 在亚声速固定翼(SFW)^[6]和环境责任航空计划(ERA)^[13-14]项目中,均将机体与背撑式发动机的综合设计作为研究重点,开展了专项研究。其中,波音在 N2A 方案基础上提出了中机身加长 10%的 N2A-EXTE 方案,可以达到降低短舱进口流速和增强噪声屏蔽的效果。NASA 采用优化设计手段,以减小短舱安装阻力为目标,通过优化机体外形消除了 BWB 背撑式布局的机体与短舱相互干扰带来的流动分离。综合来看,对常规布局飞机与发动机的干扰问题研究较为深入,而对 BWB 背撑式布局则主要采用优化设计方法解决机体与短舱的流动干扰问题,设计问题复杂度高、计算工作量大,缺乏对流动干扰机理的系统研究。

本文针对 BWB 背撑式发动机布局出现的机体-短舱流动干扰问题,采用 CFD 分析手段,通过对比有无短舱构型高低速典型状态下的流态,开展了背撑短舱对基本构型流动特性的影响研究。在此基础

上,系统研究了背撑短舱对全机高速气动特性和三维流场的影响,揭示了背撑式布局短舱与机体之间的流动干扰机理,为 BWB 布局机体与背撑推进系统综合设计提供理论基础。

1 研究方法

1.1 几何模型和计算网格

本文研究对象为西北工业大学设计的 300 座级翼身融合民机构型 NPU-BWB-300,设计方案采用背撑式布,在中机身后上方布置 2 台大涵道比涡扇发动机。方案主要性能和几何参数如表 1 所示。

表 1 设计方案主要参数

参数	值
最大起飞质量/t	215
巡航速度	0.85Ma
巡航高度/km	11.58
翼展/m	65
机长/m	45
机翼面积/m ²	941.5

为了研究 BWB 背撑式发动机布局的机体-短舱流动干扰问题,采用通气短舱模拟动力装置,不考虑支架干扰,将机体+通气短舱构型记为“通气构型”,如图 1 所示,短舱位置依据总体布置要求初步确定,并根据所在位置的流线偏角确定短舱俯仰安装角为 3°,使短舱顺气流布置。

将不带动力装置的干净构型记为“基本构型”。分别对本文研究的基本构型和通气构型生成多块结构化网格,对机体和发动机短舱上流场参数变化较剧烈的区域进行了适当的网格加密处理。为消除网格差异对计算结果的影响,本文通过实体和流场网

格设置来模拟不同构型,保持两构型计算网格完全一致。

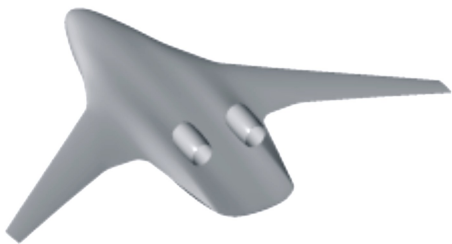


图 1 通气构型

1.2 数值模拟方法

本文采用雷诺平均 N-S 方程(RANS)进行 BWB 背撑式布局流场分析,空间离散采用有限体积方法,无黏项采用二阶迎风 Roe 格式,黏性项采用二阶 Jameson 中心格式,湍流模型选取能够高精度预测流动分离的 SST 模型,选用隐式时间推进格式,并采用当地时间步长加速收敛。

针对本文所采用的数值模拟方法的可靠性验证分为两部分,分别通过 DLR-F6 和某 BWB 民机基本构型验证本文方法对飞机/发动机流场及 BWB 布局气动特性的模拟能力。

DLR-F6 模型计算状态为:马赫数 $Ma=0.75$, 雷诺数 $Re=3\times10^6$, 迎角 $\alpha=1^\circ$ 。图 2 为短舱周向不同站位(θ)下表面压力系数(C_p)分布计算值与试验值的对比。图 3 给出了挂架内、外两侧机翼截面压力系数分布计算与试验值的对比,从挂架内侧截面(展向站位 $y/b=33.1\%$)压力系数分布可以看出,挂架内侧机翼下表面发生流动分离,与试验结果一致,如图 4 所示。机翼和短舱表面压力分布及流态的数值模拟结果与试验基本吻合,表明本文的数值方法可以较为准确地模拟短舱/挂架对机体流动的影响。

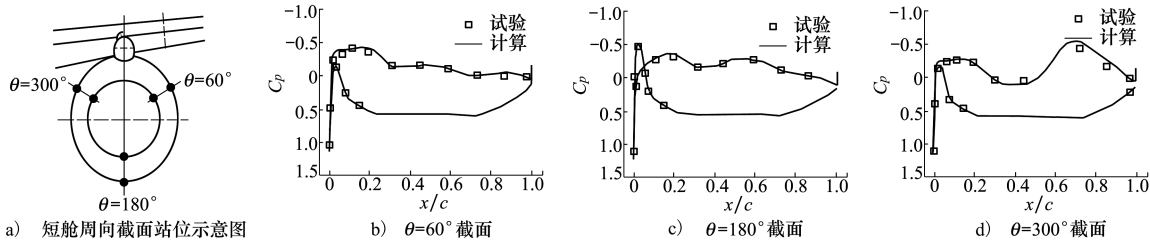


图 2 短舱不同站位表面压力系数分布对比

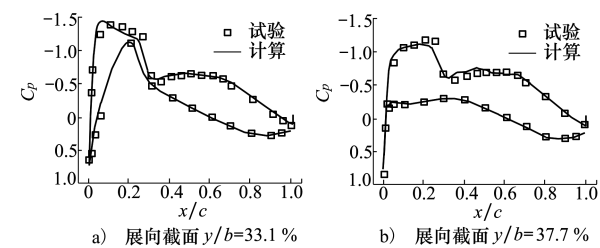


图 3 挂架内外侧机翼截面压力系数分布对比

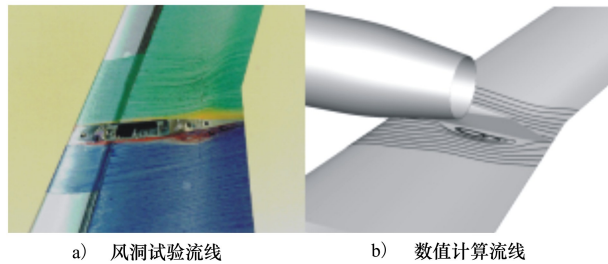


图 4 挂架附近机翼下表面流线对比

以某带短舱 BWB 民机构型为研究对象,验证本文方法对 BWB 布局低速气动特性和流动分离的预测能力。试验状态为: $Ma=0.20$, $Re=5.4\times10^6$,数值模拟与试验状态相同。图 5 给出了计算与试验气动特性的对比, C_L , C_D , C_m 分别为升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数。升力线性段,计算的升力和俯仰力矩与试验结果吻合良好,阻力略大于试验结果,升力线斜率和静稳定性与试验基本一致。大迎角状态计算的升阻力矩数值与试验结果略存在偏差,但对失速迎角、力矩拐点及其后气动力变化趋势的预测较为准确。

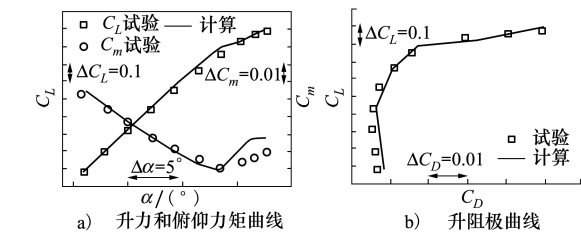


图 5 数值模拟和低速风洞试验结果对比

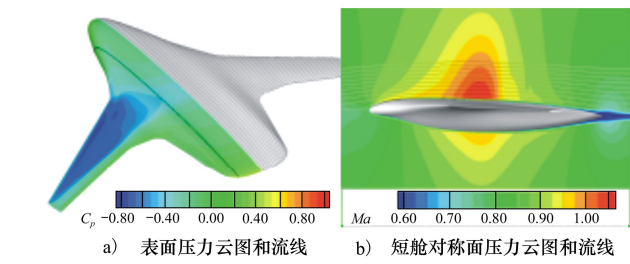


图 7 基本构型巡航设计点流态

图 6 给出了 $\alpha=8^\circ, 10^\circ$ 风洞丝线显示和数值模拟的机翼表面流线。 $\alpha=8^\circ$ 时,过渡段前缘首先出现局部流动分离,同时流线向外偏折但仍保持附着; $\alpha=10^\circ$ 时,分离迅速向翼尖发展,但中机身仍为附着流动,可为全机提供升力,使全机失速特性和缓。综合来看,数值方法模拟出了试验中分离开始位置及发展趋势,可以反映出大迎角下布局的流动机理。

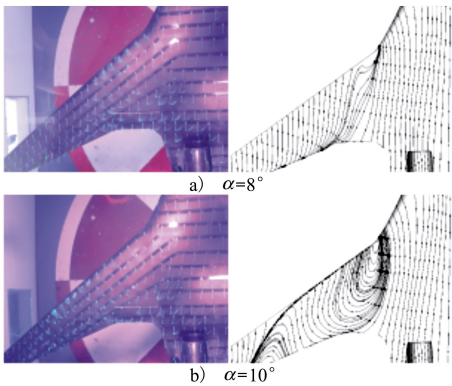


图 6 机翼流态对比

2 背撑短舱对基本构型流动特性影响

本节选取高低速典型状态,开展背撑短舱对基本构型流动特性的影响研究。

2.1 巡航状态

针对高速巡航状态($Ma_\infty=0.85$, $Re=1.54\times10^8$, $C_L=0.2$),通过对比基本构型和通气构型的流动现象,分析背撑短舱对 BWB 布局高速流动特性的影响。

图 7 和图 8 分别给出了基本构型和通气构型巡航设计点流态。可以看出,基本构型在巡航设计点全机表面无分离,中机身无激波,且具有平直的流线。通气构型的机体和短舱之间存在着严重的激波干扰,短舱及其附近机体表面形成以强激波终止的大范围低压区,并诱导波后流动分离。

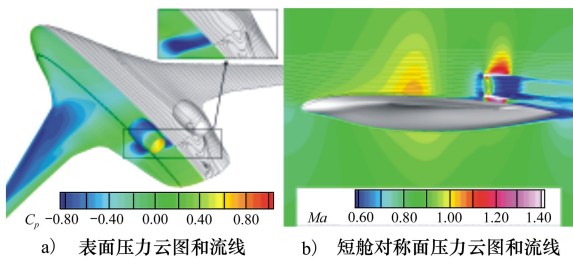


图 8 通气构型巡航设计点流态

短舱对称面流动细节如图 9 所示。在短舱纵向对称面,机体与短舱之间形成狭窄的流动通道,使通道内气流加速,最大马赫数超过 1.4,形成以强激波终止的超声速区,诱发后体和短舱下表面流动分离;在短舱水平对称面,内侧流速远高于外侧,使短舱内侧形成一道强激波,并诱导短舱后缘流动分离。当发动机处于巡航工作状态,进气质量流量比小于 1,进气道溢流会使通道内的流动干扰加剧。

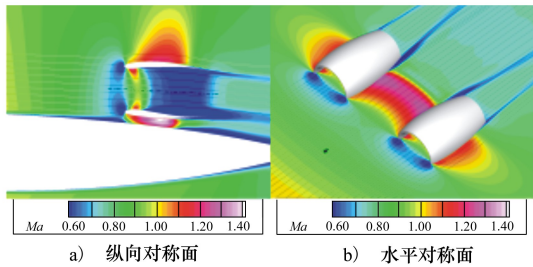


图 9 巡航设计点短舱对称面马赫数云图

2.2 低速大迎角状态

针对低速大迎角状态 ($Ma_\infty = 0.85, Re = 1.54 \times 10^8, \alpha = 10^\circ \sim 12^\circ$),分析背撑短舱对 BWB 布局低速流动特性的影响。

图 10 给出了基本构型表面压力云图和流线。可以看出,基本构型的过渡段流动在 $\alpha = 10^\circ$ 时开始失稳,随着迎角增加,横向流动增强,过渡段分离沿展向迅速发展,到 $\alpha = 12^\circ$ 时,已扩展至大部分机翼,但中机身绝大部分区域仍能保持附着流动,大迎角状态仍可为发动机布置提供均匀稳定的流动环境。

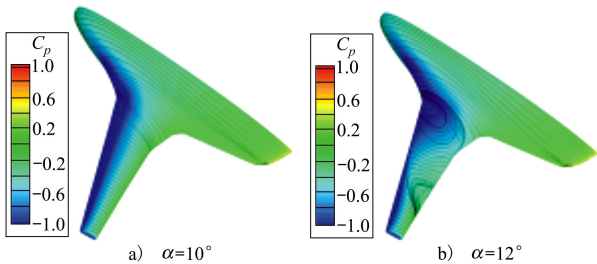


图 10 基本构型低速大迎角状态流态

图 11 给出了通气构型低速大迎角流态,图中采用了流场当地总压与自由来流总压之比 R_p 来展示分离区流动的耗散特性。可以看出,布置背撑式发动机后,并未改变布局低速流动分离特性,随着分离发展,发动机也未吸入分离气流,同时,中机身可使发动机进气不受大迎角自由来流影响,对来流起校正作用,使短舱入口流场的有效迎角可视为 0° 。

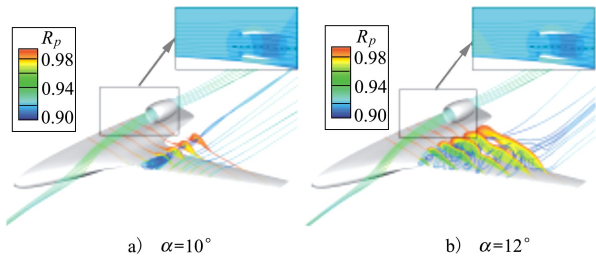


图 11 通气构型低速大迎角流态

从以上分析可以看出,低速大迎角状态,背撑式短舱不会吸入机体产生的低能量分离气流,发动机进气品质保持良好,从而使 BWB 布局中机身上表面成为发动机短舱布置的理想位置。另一方面,布置背撑式短舱不会影响 BWB 布局低速分离特性。上述结论适用于大迎角流动分离与失速始于机翼-机身过渡段的 BWB 布局,这类 BWB 布局具有大后掠中机身和中等后掠机翼。

3 机体-短舱流动干扰机理

针对 BWB 背撑式布局高速状态易产生严重流动干扰的问题,本节研究短舱与机体之间流动相互干扰的物理机制,揭示流动干扰机理。

3.1 高速气动特性影响

图 12 给出了基本构型和通气构型高速气动特性对比,其中通气构型未计入短舱内表面产生的气动力。从图中可以看出,布置背撑式发动机后,全机升力降低、阻力增加、最大升阻比损失约 25%,给气动特性带来不利影响,但并未改变全机升力线斜率、纵向静稳定性和俯仰力矩拐点。力矩拐点之后,两构型气动特性差异明显减小,说明布置背撑短舱可使机体表面的流动分离减弱。

分别定义相同迎角下通气构型与基本构型的升力系数之差为安装升力,相同升力下两构型的阻力系数之差为安装阻力^[15]。采用上述定义定量分析了短舱对全机升阻特性的影响,结果表明,在力矩拐点前,安装升力为 $-0.03 \sim -0.04$,之后,安装升力约为 -0.02 ,布置背撑式短舱导致的升力系数减小量明显降低;安装阻力则在小升力系数下基本保持不变,量值在 0.003,约为基本构型巡航阻力的 1/3,安装阻力在总阻力中占比过大。

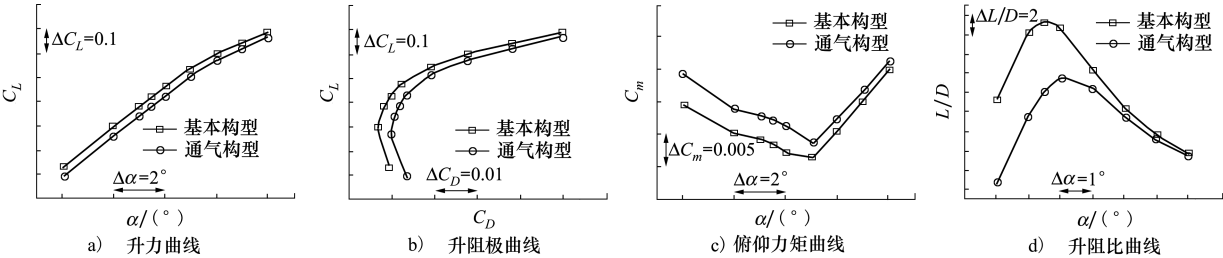


图 12 基本构型和通气构型高速气动特性对比

图 13 给出了机体、短舱在单独状态和安装状态阻力特性的对比,图中机体阻力随升力变化,而短舱阻力则随迎角变化。通气构型机体阻力始终大于基本构型机体阻力,但二者的差异随升力增加而逐渐减小;单独短舱阻力随迎角增加基本不变,而安装短舱阻力随迎角增加而减小,在所给迎角范围内,安装短舱阻力均明显大于单独短舱阻力。

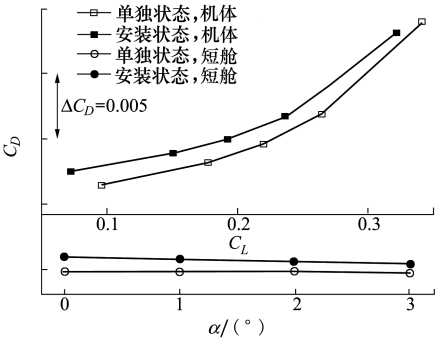


图 13 部件阻力特性对比

3.2 巡航状态流动干扰机理分析

基本构型和通气构型在巡航设计点 ($C_L = 0.2$) 不同展向位置机体截面的压力分布如图 14 所示,其中截面 Y_1 位于短舱纵向对称面, Y_2 位于翼身过渡区域外侧, Y_3 和 Y_4 分别位于机翼内侧和外侧。布置背撑短舱不仅会对中机身产生明显影响,还会改变过渡段和机翼压力分布。另外,由于通气构型达到巡航升力对应的迎角高于基本构型,通气构型 Y_2 到 Y_4 截面上表面前缘压力低于基本构型,而下表面压力高于基本构型。

从基本构型 Y_1 截面压力分布可以看出,中机身升力由前缘到 60% 弦向位置产生,而 60% 位置后为无加载设计,使得中机身可为全机提供抬头力矩,从而平衡外翼后掠和超临界机翼带来的较大低头力矩,减轻无尾布局纵向配平压力,在巡航设计点实现“自配平”设计。布置背撑式发动机后, Y_1 截面

50% ~ 70% 弦向位置流动减速,在短舱入口前形成一个正压力峰,其后,一部分气流绕过短舱驻点进入机体和短舱之间的流动通道并加速,形成一个很高的负压峰值,当发动机进气质量流量比小于 1,如巡航工作状态时,进气道溢流进入流动通道,会使加速效应和负压峰值更强。短舱对上游流动起阻滞作用,使通气构型机身中部的低压区范围缩小,该影响沿展向扩展,使 Y_2, Y_3 截面激波前移、强度减弱,直到 Y_4 截面才与基本构型激波位置相近,布置背撑短舱对机翼激波的弱化作用是造成通气构型在力矩拐点后升力损失减小和机翼表面流动分离减弱的主要原因,同时,损失的升力主要分布在重心后,导致通气构型抬头力矩增加。

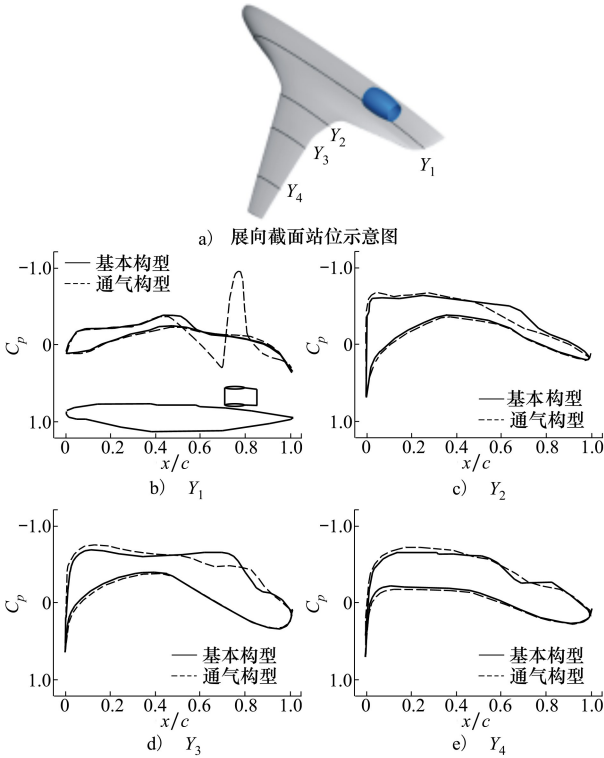


图 14 基本构型和通气构型巡航状态机体截面压力分布

由图 15 给出的短舱纵向对称面压力云图和流动通道面积分布可以看出,机体与短舱之间存在一个先急剧收缩后缓慢扩张的三维流动通道,气流先在通道收缩段加速,在面积最小的“喉道”(20%位置)达到声速,而后在扩张段继续加速为超声速流动,在通道约 60%位置,由于面积变化率加快,无法抵抗超声速流动产生的强逆压梯度,最终形成一道强激波并诱导附面层分离,使安装状态机体阻力显著增加。若考虑发动机动力效应,巡航工作状态的进气道溢流会使通道内流量增加,流动干扰加剧。机体尾部型面对流出通道的亚声速气流也产生类似扩张喷管的作用,使尾部气流减速、压力升高。

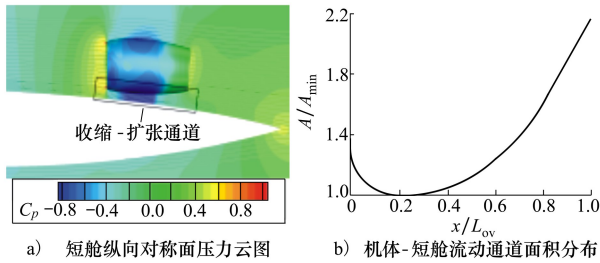


图 15 机体-短舱流动通道特性

短舱安装角的选取可以使安装状态短舱入口的有效迎角近似为 0°,因此,单独短舱计算时的等效迎角可取为 0°,图 16 给出了 2 种状态下短舱附近超声速区范围。从图中可以看出,机体对短舱附近流动影响很大,安装状态短舱外表面超声速区范围远大于单独状态,并且短舱与机体之间、2 个短舱之间的超声速流动均以强激波终止,此外,对于进气质量流量比小于 1 的发动机工况,进气道溢流会使 2 种状态下短舱外表面超声速区进一步扩大。

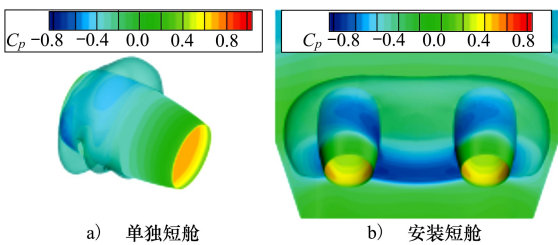


图 16 单独短舱和安装短舱周围超声速流动

进一步通过短舱周向截面压力分布(见图 17),分析 2 种状态下短舱外表面流动特性。0°截面,单独短舱前缘吸力峰很高,在 20%位置产生一道强激波,波后流动再加速,形成二次超声速区,而安装短舱下方的流动受通道收缩-扩张效应影响,超声速区从短舱前缘一直延伸到中后段,在 60%位置以一道强激波终止,并导致波后流动分离;90°截面,单独短舱前缘吸力峰比 0°截面减弱,形成一道弱压缩波,而在安装状态,由于短舱内侧也具有收缩-扩张通道流动特征,使内侧压力分布与 0°截面相似,但流动加速作用较弱,激波位置靠后(70%位置)、强度减弱,同样诱导流动分离;180°截面,单独短舱从前缘到 35%位置流动缓慢加速,其后由于型面收缩使流动减速,形成的超声速区主要集中在 5% ~ 60%位置,该截面安装状态受中机身干扰最小,但安装短舱入口所在位置当地流速高于单独短舱,使得前缘压力降低,中段低压区范围扩大,超声速区扩展至 74%位置。另一方面,在流动方向上,短舱前部压力为阻力,后部压力为推力,安装状态短舱后部压力降低,使压差阻力增加,同时,安装短舱表面还出现了激波和流动分离,受两因素共同影响,安装短舱阻力明显增加(见图 13)。

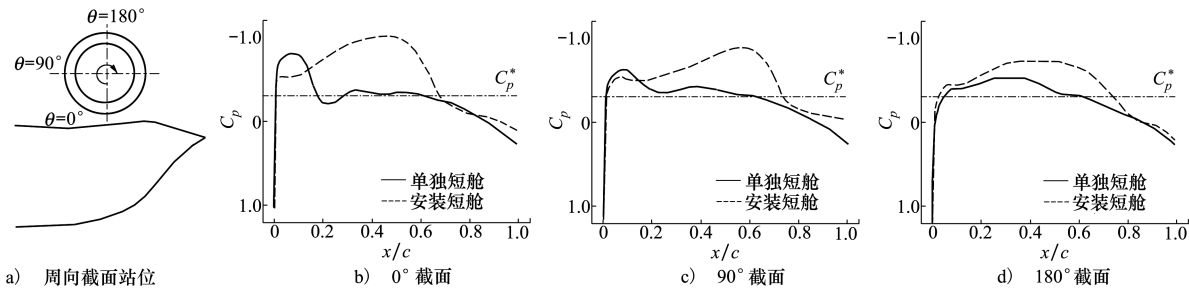


图 17 单独短舱和安装短舱不同周向站位外表面压力分布

通过上述分析,高速状态背撑式布局短舱与机体之间的流动干扰机理主要有2点:①短舱表面易出现大范围超声速区,易形成激波,并对机体上表面流动产生强烈干扰,诱发激波和流动分离;②机体和短舱之间形成了收缩-扩张流动通道,出现“喉道”流动效应,产生激波和流动分离。

依据 BWB 背撑式布局短舱-机体流动干扰机理,可以提出 BWB 机体-背撑推进系统气动综合设计思想:动力短舱设计应适应 BWB 布局背撑发动机布置的流动特点,避免高速状态短舱外表面出现大范围超声速流动;同时,对机体和短舱之间的流动通道进行疏导设计,改善通道截面面积分布,减缓“喉道”流动效应,避免产生激波和流动分离。

4 结 论

本文针对 BWB 背撑式发动机布局出现的机体-短舱流动干扰问题,开展了流动干扰机理研究,主要结论如下:

1) 背撑短舱主要影响 BWB 布局高速流动特性,对低速特性影响不大。

2) 布置背撑式发动机后,高速状态短舱与机体之间流动干扰严重,易产生强激波并诱导流动分离。

3) 高速状态 BWB 机体与背撑短舱之间的流动干扰机理主要有2点:①短舱外表面易出现大范围超声速区,易形成激波,并对机体上表面流动产生强烈干扰,诱发激波和流动分离;②机体和短舱之间形成了收缩-扩张流动通道,出现“喉道”流动效应,产生激波和流动分离。

参考文献:

- [1] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(1): 10-25
- [2] GRAHAM W R, HALL C A, MORALES M V. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction[J]. Transport Policy, 2014, 34(1): 36-51
- [3] CHEN Z L, ZHANG M H, CHEN Y C, et al. Assessment on critical technologies for conceptual design of blended wing body civil aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(8): 1797-1827
- [4] OKONKWO P, SMITH H. Review of evolving trends in blended wing body aircraft design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 82: 1-23
- [5] 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): 7-35
WANG Gang, ZHANG Binqian, ZHANG Minghui, et al. Study on the conceptual and aerodynamic design of blended wing body civil aircraft: progress and prospects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(9): 7-35 (in Chinese)
- [6] KAWAI R T. Acoustic prediction methodology and test validation for an efficient low-noise hybrid wing body subsonic transport [R]. NF1676L-14465, 2011
- [7] FLAMM J D, JAMES K D, BONET J T. Overview of ERA integrated technology demonstration (ITD) 51A ultra-high bypass (UHB) integration for hybrid wing body (HWB) [C] // 54th AIAA Aerospace Science Meeting, Reston, 2016
- [8] ROSSOW C C, GORDARD 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
- [9] DIETZ G, MAI H, SCHRODER A, et al. Unsteady wing-pylon-nacelle interference in transonic flow[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(3): 934-944
- [10] 沈琼, 余熊庆, 湛岚. 运输机机翼外形与吊舱位置一体化优化方法[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 30-35
SHEN Qiong, YU Xiongqing, ZHAN Lan. Integrated optimization for wing shape and nacelle locations of transports[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 30-35 (in Chinese)
- [11] OLIVEIRA G L, TRAPP L G, MACEDO A P. Integration methodology for regional jet aircraft with under-wing engines [C] // 41st AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reston, 2003
- [12] SOUZA A M, NETO A D. Parametric analysis of different nacelle positions in the DLR-F6 model by means of the CFD++ Code [C] // 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Reston, 2008
- [13] BONET J T, SCHELLENGER H G, RAWDON B K, et al. Environmentally responsible aviation (ERA) project N+2 advanced

vehicle concepts study and conceptual design of subscale test vehicle(STV)[R]. NASA CR-2011-216519, 2011

[14] THOMAS R H, BURLEY C L, NICKOL C L. Assessment of the noise reduction potential of advanced subsonic transport concepts for the NASA environmentally responsible aviation project[C] //54th AIAA Aerospace Science Meeting, Reston, 2016

[15] STAŃKOWSKI T P, MACMANUS D G, SHEAF C T, et al. Aerodynamic interference for aero-engine installations[C] //54th AIAA Aerospace Science Meeting, Reston, 2016

Investigation on the flow mechanism of nacelle airframe interaction for podded blended wing body transport

GU Wenting¹, ZHANG Binqian², MA Kun¹, LI Dong², LYU Pengfei¹, HAN Jie¹
(1.The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China;
2.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the flow interaction between the podded engine and the airframe of blended wing body configuration (BWB), taking the 300 seats class BWB civil transport NPU-BWB-300 designed by Northwestern Polytechnical University as the research object, the influence of the podded engines on the BWB airframe at typical high and low speed conditions were investigated by CFD method, and the airframe-nacelle interference mechanism was revealed. The results indicate that the podded engines mainly affect the high speed performance of BWB, but have little effect on the low speed performance. The flow interaction between the airframe and the nacelle at high speed condition is serious when podded the engines, which leads to strong shock wave and flow separation. The flow mechanism of the above-mentioned interaction is as follows: firstly, the large supersonic region and shock wave on the nacelle external surface interferes with airframe surface flow seriously, which induces shock wave and flow separation; secondly, a convergent-divergent channel is formed between the airframe and the nacelle, resulting in the "throat" effect, which produces shock wave and flow separation.

Keywords: blended wing body (BWB); podded engines; nacelle; flow interaction; flow mechanism

引用格式:顾文婷, 张彬乾, 马坤, 等. 翼身融合布局背撑发动机短舱-机体流动干扰机理研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(2): 352-359

GU Wenting, ZHANG Binqian, MA Kun, et al. Investigation on the flow mechanism of nacelle airframe interaction for podded blended wing body transport[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(2): 352-359 (in Chinese)