

背撑发动机进排气对翼身融合民机 气动特性影响

顾文婷¹, 陈迎春^{1,2}, 辛振庆¹, 陈真利¹, 张彬乾¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 200120)

摘 要: 针对翼身融合(BWB)背撑发动机布局民机的发动机与机体流动干扰问题,以项目团队研究的某 BWB 布局民机方案为研究对象,采用 CFD 方法研究了发动机进排气对全机低、高速气动特性的影响规律及其流动机理。结果表明:进排气效应主要影响飞机的高速阻力特性,随着发动机进气流量的减小,机体/短舱之间流动干扰加剧,机体零升阻力增加;进排气效应对低速状态升力和俯仰力矩的影响主要由发动机的抽吸作用对机体表面流动的干扰引起。发动机不同的进气流量会对全机的升阻力特性产生较大影响,在 BWB 布局机体/发动机一体化设计中,要充分考虑机体与动力装置之间的干扰影响,同时权衡不同进排气状态对机体和发动机当地流动的影响。

关 键 词: 翼身融合布局; 背撑发动机; 进排气; 边界条件; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Intake and exhaust effect on aerodynamic characteristics of blended wing body civil aircraft with podded engines

GU Wenting¹, CHEN Yingchun^{1,2}, XIN Zhenqing¹,

CHEN Zhenli¹, ZHANG Binqian¹

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 200120, China)

Abstract: For the problem of the flow interaction between engine and airframe of blended wing body (BWB) civil aircraft with podded engines, taking a BWB civil aircraft designed by project team as the research object, the engine intake and exhaust effect on aerodynamic characteristics and its mechanism at low and high speed conditions were investigated by CFD method. The results indicate that the intake and exhaust mainly affect drag characteristics at high speed condition. As the engine intake mass flow decreases, the interaction between airframe/nacelle is intensified and the zero-lift drag of airframe is increased. The intake and exhaust effect on lift and pitching moment at low speed condition is mainly induced by the interference of engine suction effect on the airframe surface flow. The intake mass flow of engine has great effect on the aerodynamic characteristics of BWB transport. In the

收稿日期:2018-12-05

作者简介:顾文婷(1990—),女,博士生,主要从事飞行器气动布局设计与数值模拟。

通讯作者:陈真利(1981—),男,副教授,博士,主要从事理论与计算流体力学研究。

引用格式:顾文婷,陈迎春,辛振庆,等.背撑发动机进排气对翼身融合民机气动特性影响[J].航空动力学报,2019,34(6):1297-1310. GU Wenting, CHEN Yingchun, XIN Zhenqing, et al. Intake and exhaust effect on aerodynamic characteristics of blended wing body civil aircraft with podded engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6):1297-1310.

airframe/engine integration design of BWB transport, the interaction between airframe and engine should be considered and the effect of different intake and exhaust conditions on the local flow field of airframe and engine should be weighted.

Key words: blend wing body configuration; podded engines; intake and exhaust; boundary condition; aerodynamic characteristics

翼身融合(blended wing body, BWB)布局具有高气动效率、低噪声和低油耗等特点,是未来大型民用飞机的一种理想布局形式^[1-4]。区别于传统布局飞机, BWB 多采用背部发动机布置,常见的布置形式有背撑式和半埋式^[5-6]。采用背撑发动机布局,可以利用机体遮蔽发动机噪声,同时减少或避免附面层吸入带来的进气品质下降问题,有利于尺寸更大、效率更高的超高涵道比涡扇发动机的安装和维护,但这种布置形式使短舱与机体之间的流动干扰问题十分突出^[7-8],如果不对该干扰进行预测和分析,可能导致 BWB 布局在高速状态下阻力增大,后体流动分离。

在进行常规气动分析时,动力装置一般采用通气短舱近似^[9-11]。通气短舱只能体现发动机位置和几何信息,无法模拟发动机进排气效应。对于 BWB 背撑式布局,发动机的进气流和内、外涵高温高压喷流对飞机气动特性的影响不可忽视,发动机进排气条件变化还会引起短舱周围流场变化,从而影响机体表面流动。因此,在不同飞行状态下开展发动机进排气条件和进排气效应对 BWB 气动特性影响研究,为机体/发动机一体化设计提供重要支持。

针对上述问题, NASA 与波音公司合作,在 ERA(ultra efficient engine technology)项目^[12]中将动力装置与机体一体化设计作为研究重点,通过优化 BWB 外形消除了跨声速状态短舱与机体相互干扰带来的流动分离^[13],并通过不带动力和带动力风洞试验对设计方案进行了验证^[14-15]。洛克希德马丁公司在混合 BWB 运输机上进行了全面的发动机布置方案研究^[16],结果表明,在机翼上方后缘布置发动机能减小跨声速干扰阻力,降低油耗和噪声。此外,国内外研究人员还针对翼吊或尾吊布局的传统飞机,对巡航状态和高升力状态的动力效应影响进行了大量研究^[17-21]。综合来看,相关研究多集中在传统布局或 BWB 飞机跨声速状态考虑进排气效应的流动干扰分析方面,对 BWB 飞机不同飞行状态和发动机进排气条件下动力效应影响分析方面的研究相对较少。

本文基于 CFD 分析手段,以背撑发动机布置的 BWB 民机为研究对象,系统研究了发动机进排气效应影响。首先设置不同边界条件,给出不同飞行状态的发动机进排气条件,建立全机内外流场耦合的数值模拟方法,模拟发动机进气和喷流效应。在此基础上,对高速和低速两个典型飞行状态进排气效应影响进行了研究,通过分析通气短舱和动力短舱两种构型的全机和机体气动特性的差异,考察了不同进排气条件对机体和短舱表面流态的影响,得出了进排气效应对 BWB 纵向气动特性的影响规律和机理,为 BWB 布局机体/发动机一体化设计提供支持。

1 计算方法

1.1 几何模型和计算网格

本文研究对象为项目团队设计的某 BWB 民机方案,采用背撑式布局在机体尾部上方安装两台高涵道比涡扇发动机。分别采用通气短舱(flow through nacelle, FTN)和动力短舱(powered nacelle, PN)研究进排气对 BWB 低、高速状态下气动特性影响,具体几何外形如图 1 所示。

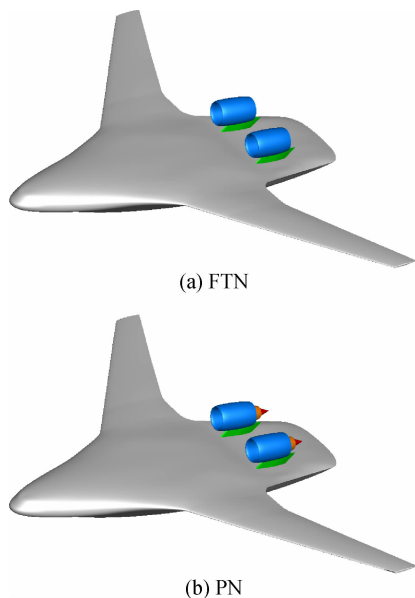


图 1 几何模型

Fig. 1 Geometry model

不带发动机的全机干净构型为机体,带 FTN 和 PN 模型的机体、支架、短舱安装位置和安装角一致。FTN 是 PN 的简化,忽略内涵道整流罩和尾椎,从进气道喉道位置到外涵道喷管出口用直线连接。因此,两短舱外罩以及进气道唇口的形状是相同的。

本文采用多块结构网格技术生成计算网格,为保证近壁面网格的正交性,在近壁面区域使用“O”型网格拓扑,在流场其他区域使用“H”型网格拓扑,还对机体和发动机短舱上流场参数变化较剧烈区域的网格进行了适当的加密处理。在短舱构型变化时,只改变短舱附近区域网格分布,整体网格基本不变以减小不同短舱构型计算结果对比时网格差异造成的影响。不同短舱构型发动机截面网格如图 2 所示,网格总量约为 2000 万。

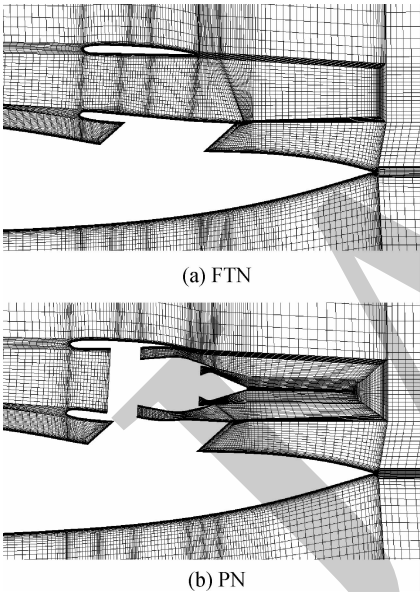


图 2 不同构型发动机截面网格分布

Fig. 2 Mesh of engine section with different configurations

1.2 进排气模拟方法

在全机内外流场耦合的数值模拟方法中,发动机进气效应和喷流效应的准确模拟是预测动力装置对飞机气动性能影响的关键。为了建立进排气模拟简化模型,不考虑真实发动机内部复杂的工作过程,在 CFD 模拟过程中通过进排气边界条件确定发动机进气口和内外涵道出口处的物理参数^[22-23]。本文将发动机风扇入口设置为流场出口,给定进气流量来模拟发动机进气效应;将内外涵道出口设置为流场入口,给定总温、总压和流动方向来模拟发动机喷流效应。

BWB 的气动性能由守恒形式的三维可压缩

雷诺平均 NS(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)方程求解。采用中心有限体积法进行空间离散,对流项采用二阶迎风格式,黏性项采用二阶中心格式,湍流模型选取 SST (shear stress transport) 两方程模型。采用隐式时间推进格式,当地时间步长加速收敛。

1.3 方法验证

针对本文所采用的全机内外流场耦合数值模拟方法的可靠性验证分为两部分。

1.3.1 动力短舱试验模型

选取日本航空宇宙技术研究所“NAL-AERO-02-01”的 TPS (turbine powered simulation) 发动机风洞试验模型^[24],验证进排气效应数值模拟方法的可靠性。计算状态为来流马赫数 $Ma_\infty=0.801$,迎角 $\alpha=0^\circ$,雷诺数 $Re=1\times10^6$ (基于发动机最大直径)。选取了两种进、排气状态进行数值模拟分析,如表 1 所示。

表 1 进排气状态参数
Table 1 Intake and exhaust conditions for cases

状态	流量比	外涵 总压比	外涵 总温比	内涵 总压比	内涵 总温比
1	0.523	1.430	1.133	1.12	0.61
2	0.654	1.430	1.133	1.12	4.00

图 3 给出了 TPS 发动机风洞试验模型表面压力系数 (C_p) 分布数值模拟与风洞试验结果的对比,图中横坐标 x 表示轴向坐标。可见,状态 1 下短舱进气道、外罩和内涵整流罩表面压力系数

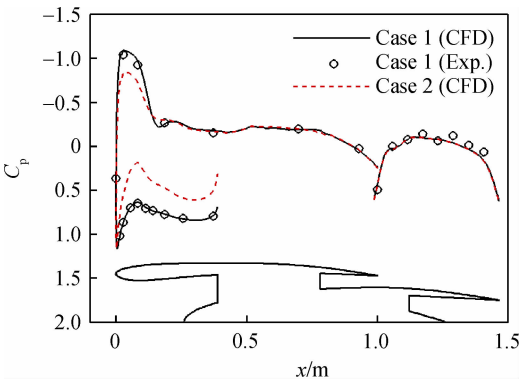


图 3 TPS 发动机风洞试验模型表面压力系数计算与试验值对比

Fig. 3 Comparison of surface pressure coefficient distribution between computational and experimental results of TPS engine windtunnel model

分布计算值与试验值吻合良好,证明了本文对发动机进排气效应模拟采用的计算方法、进排气边界条件、网格划分策略是合理可靠的。状态 2 下入口流量增大,自由来流进入发动机内部的流量增大,因此,短舱外罩头部负压明显降低,而进气道唇口负压增加。状态 2 内涵出口为热喷流,内涵喷流状态变化并未引起内涵整流罩表面压力变化。

1.3.2 DLR-F6 模型

采用不带动力的 DLR-F6 模型^[25]对发动机周围流场模拟的可靠性进行验证,计算状态为 $Ma_\infty=0.75, \alpha=1^\circ, Re=3\times 10^6$ 。图 4 为 DLR-F6 翼身组合体/挂架/短舱(WBPN)表面网格和发动机截面网格分布。图 5 给出了挂架内、外侧翼面压力分布计算值与试验值的对比,图 6 为短

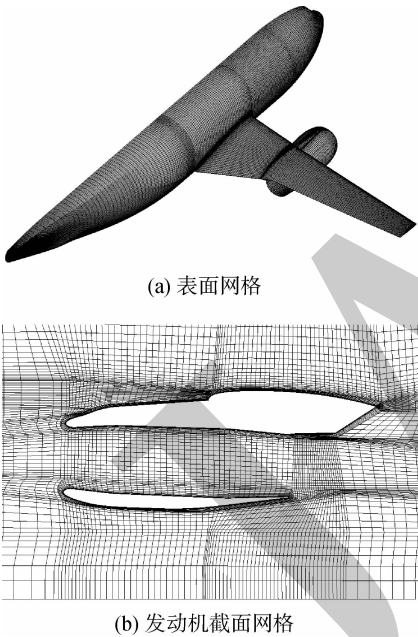


图 4 计算网格
Fig. 4 Computational mesh

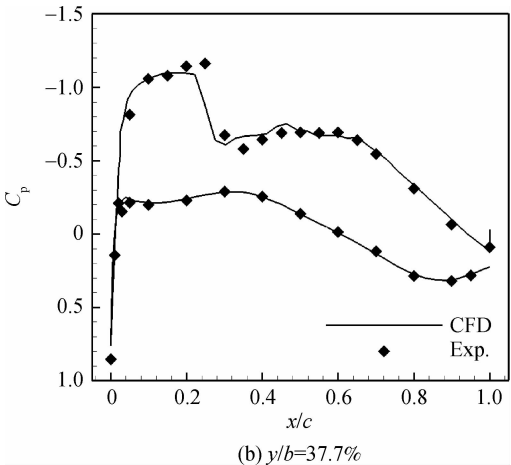
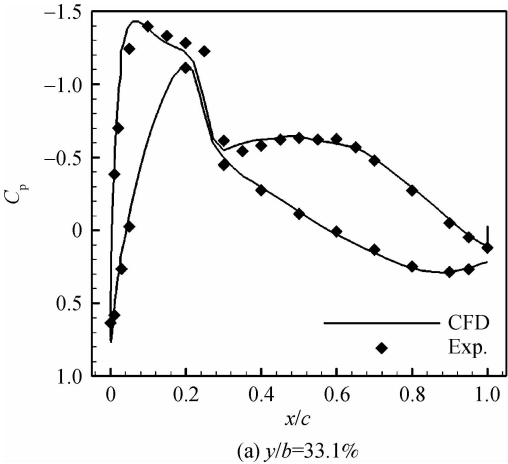
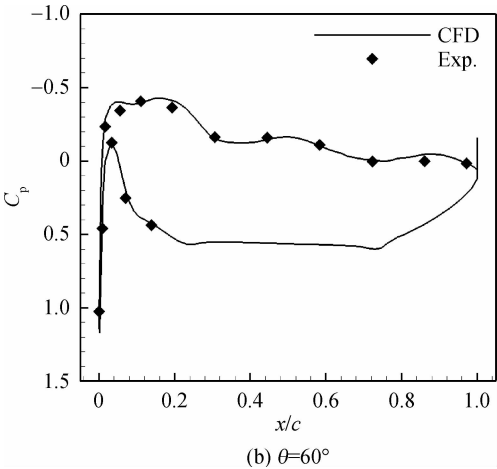
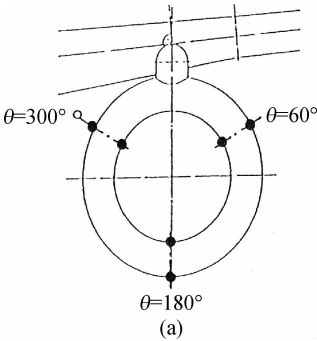


图 5 挂架内外侧机翼截面压力系数分布对比
Fig. 5 Comparison of wing section pressure coefficient distribution inside and outside pylons

舱不同站位(θ)表面压力系数分布 CFD 计算值与试验值的对比,其中横坐标 x/c 将截面轴向坐标(x)用当地弦长(c)归一化,纵坐标 C_p 为压力系数, y/b 为展向坐标与半展长之比,用来描述机翼截面展向站位。计算结果与试验基本吻合,证明本文所采用的数值方法及网格生成策略能较好地模拟发动机周围流场,预测挂架/短舱对翼面绕流的影响。



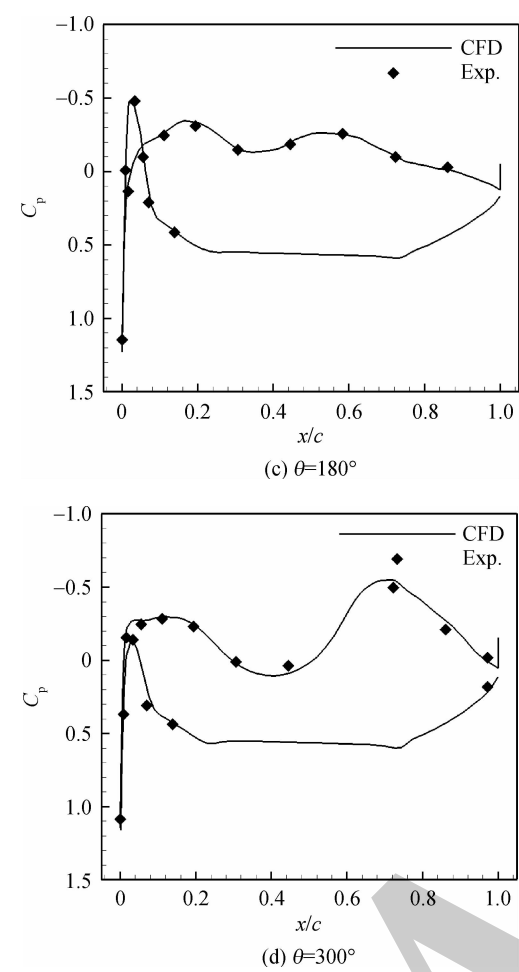


图 6 短舱不同站位表面压力分布(DLR-F6 模型)
Fig. 6 Surface pressure coefficient distribution of nacelle sections at different stations (DLR-F6 model)

2 高速气动特性动力影响

分析动力对 BWB 民机高速气动特性影响,选取计算状态 $Ma_\infty=0.85, Re=1.54\times10^8$ (基于平均气动弦长), $\alpha=-2^\circ\sim6^\circ$, 飞行高度 $H=11582\text{m}$. 根据发动机巡航工作状态确定, 不同推力条件下的进排气参数如表 2 所示, 其中 p_0, T_0 分别表示总压和总温, 并分析了不同模型、不同进排气条件下的全机气动特性, 如图 7 所示, 其中

表 2 不同推力条件进排气参数
($H=11582\text{m}, Ma_\infty=0.85$)

状态	流量/ (kg/s)	p_0/Pa		T_0/K	
		外涵道	内涵道	外涵道	内涵道
巡航推力	404.1	52396.4	33811.1	281.9	676.0
40%	335.4	42505.0	25070.5	264.6	555.8
巡航推力					

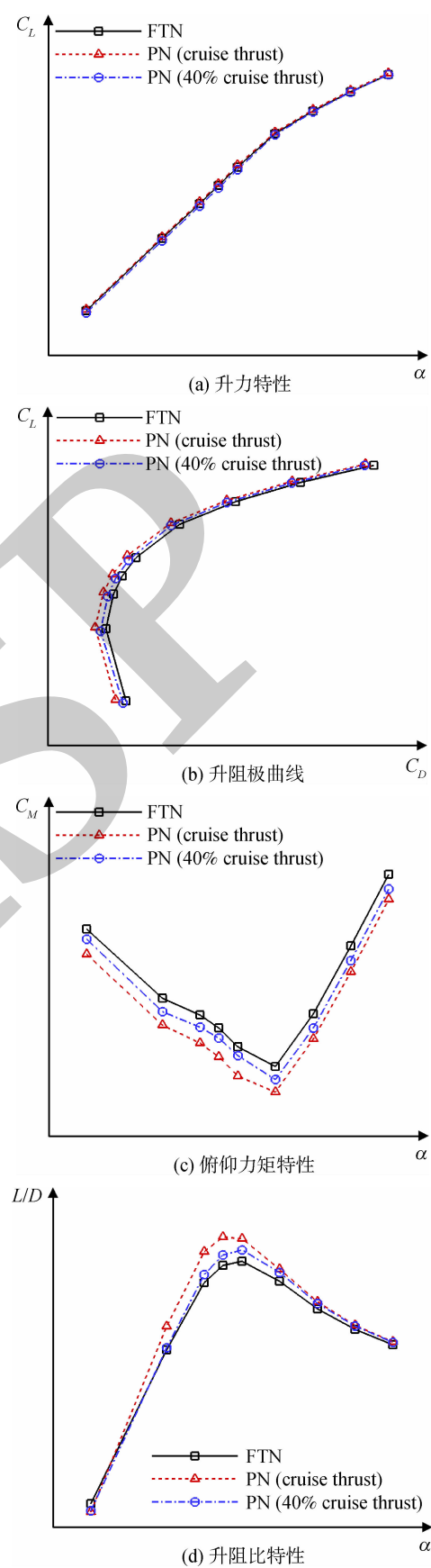


图 7 进排气对全机高速气动特性影响($Ma_\infty=0.85$)
Fig. 7 Effect of intake and exhaust conditions on civil aircraft aerodynamic characteristics at high speed ($Ma_\infty=0.85$)

C_L 、 C_D 、 C_M 、 L/D 分别表示升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数和升阻比。可见,发动机模型、进排气条件的差异对全机升力影响较小。PN 构型在巡航推力状态全机阻力最小,FTN 构型的阻力最大,PN 构型在 40%巡航推力状态介于两者之间。PN 构型的全机低头力矩较 FTN 构型增加,巡航迎角附近升阻比增大,且发动机推力越大影响越显著。

通过阻力分解研究进排气对发动机短舱阻力(图 8)和机体气动特性(图 9)的影响,分析产生上述影响规律的原因。如图 8 所示,两种进排气条件下 PN 阻力均比 FTN 阻力小,推力越大 PN 阻力越小。对比图 7 和图 9 可见,机体升力和俯仰力矩特性影响规律与全机进排气效应影响规律一致。两种进排气条件下,PN 构型机体的零升阻力均较 FTN 构型大,巡航设计点附近 PN 构型机体的升阻比均较 FTN 构型小,进排气给机体阻力带来的不利影响随着进气流量减小而增大。综合来看,进排气使短舱阻力减小、机体零升阻力增

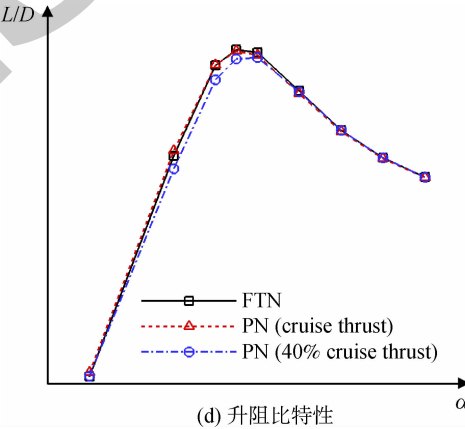
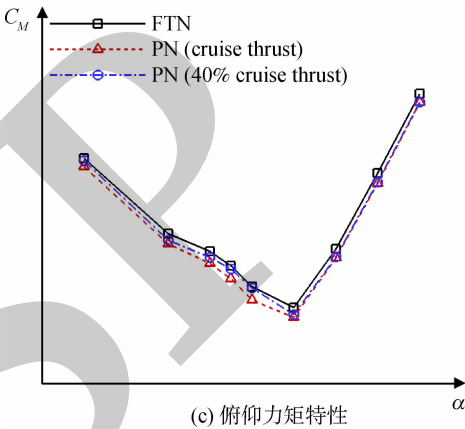
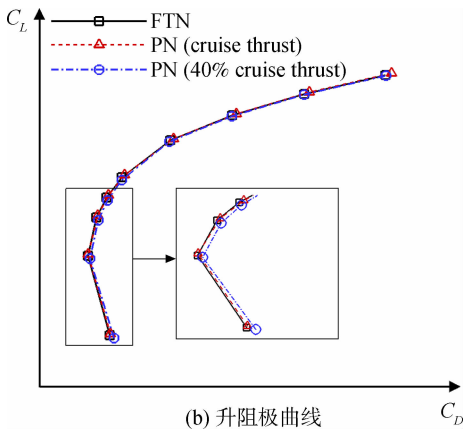


图 9 进排气对机体高速气动特性影响($Ma_\infty=0.85$)

Fig.9 Effect of intake and exhaust conditions on
airframe aerodynamic characteristics at high speed
($Ma_\infty=0.85$)

加,但由于短舱阻力减小值大于机体零升阻力增量,全机阻力减小。考虑动力效应时,置于机体后部上方的发动机,其推力产生低头力矩,另一方面,动力也使机体自身低头力矩增加,两者共同影响,使全机低头力矩明显增加,但并未改变静稳定性和力矩拐点,说明进排气并未影响机体流动分离特性。

图 10 给出了迎角 $\alpha=1.5^\circ$ 时 FTN、不同进排

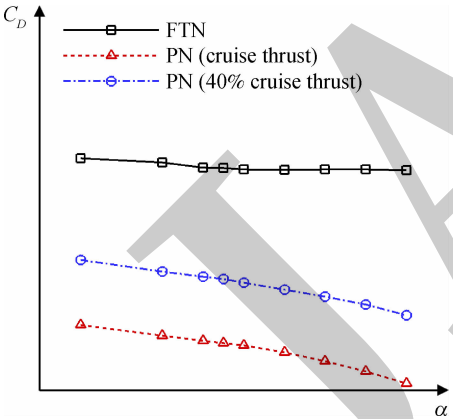
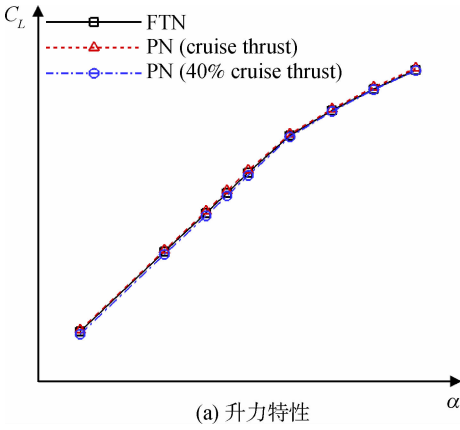


图 8 进排气对短舱阻力特性影响($Ma_\infty=0.85$)

Fig.8 Effect of intake and exhaust conditions on
nacelle drag coefficients ($Ma_\infty=0.85$)



(a) 升力特性

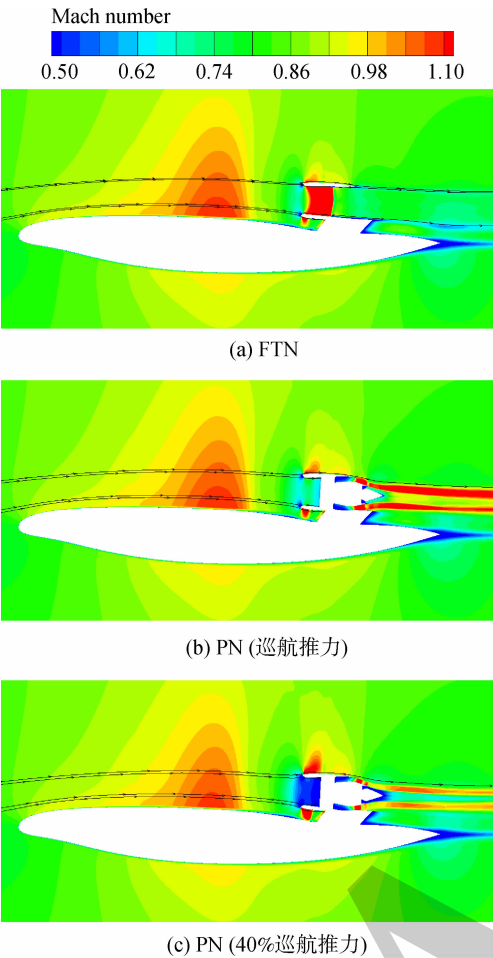


图 10 短舱对称面当地马赫数云图和空间流线
($\alpha=1.5^\circ$)
Fig. 10 Local Mach number contour and space
streamlines on the nacelle symmetry plane
($\alpha=1.5^\circ$)

气条件下 PN 对称面的当地马赫数云图和空间流线。可见,FTN 内表面形成一道强激波,由此带来的激波阻力是造成 FTN 阻力较大的主要原因,而 PN 的进气道对来流起到了减速增压的作用,进气道内并没有出现激波。对于 PN,随着推力减小,发动机进排气流量相应减小,进气道和内外涵道喷管出口速度降低。由空间流线可见,两种推力条件下发动机进气流量比均小于 1,带来附加阻力,进气量越小产生的附加阻力越大,但附加阻力值小于 FTN 内表面强激波产生的压差阻力,因此,FTN 阻力最大,40%巡航推力下 PN 阻力次之,巡航推力状态下 PN 阻力最小。

图 11 给出了短舱周向不同站位表面压力系数分布,其中 FTN 给出了内外表面的压力系数分布,而 PN 仅给出了短舱外罩和进气道的表面压力系数分布。短舱唇口负压峰值与发动机进气流量有关,对于 FTN,数值积分可以得到发动机

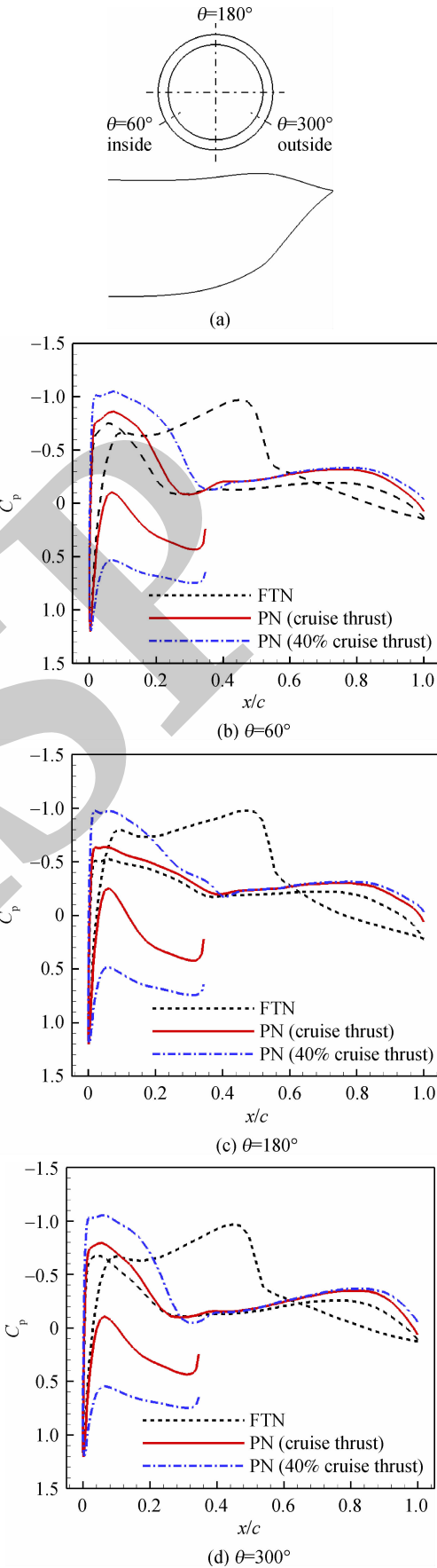


图 11 短舱不同站位表面压力系数分布($\alpha=1.5^\circ$)
Fig. 11 Surface pressure coefficient distribution of
different nacelle stations ($\alpha=1.5^\circ$)

的进气流量约为 422.3 kg/s,而 PN 的进气流量分别为 404.1、335.4 kg/s,随着发动机进气流量减小,更多的气流绕过短舱外部,导致短舱唇口负压峰升高、激波增强,与图 10 结果一致。PN 可以模拟发动机的喷流效应,使外罩后部流动加速,导致 PN 外罩后部压力减小。

为了进一步分析发动机进排气效应带来的气动干扰,图 12 给出了迎角 $\alpha=1.5^\circ$ 时,不同模型、不同进排气条件下短舱附近压力系数云图。图 13 给出了不同进排气条件下机体不同展向站位截面压力分布,其中截面 Y_1 、 Y_2 位于机身支架内、外两侧,截面 Y_3 位于翼身过渡区域外侧,截面 Y_4 位于机翼中部。可见,发动机进排气对机体、支架压力分布产生一定影响,主要表现在:不同进气条件对机身中部激波、短舱下方第一个负

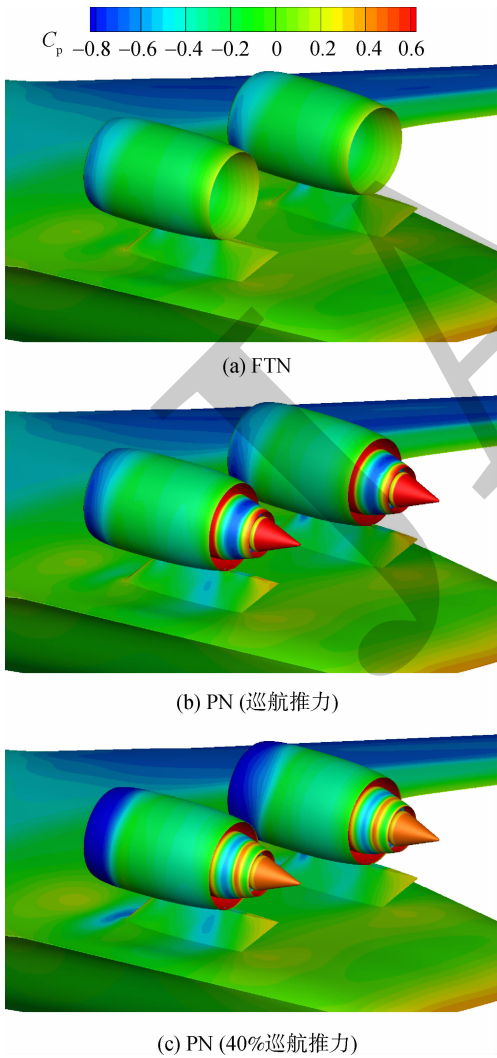
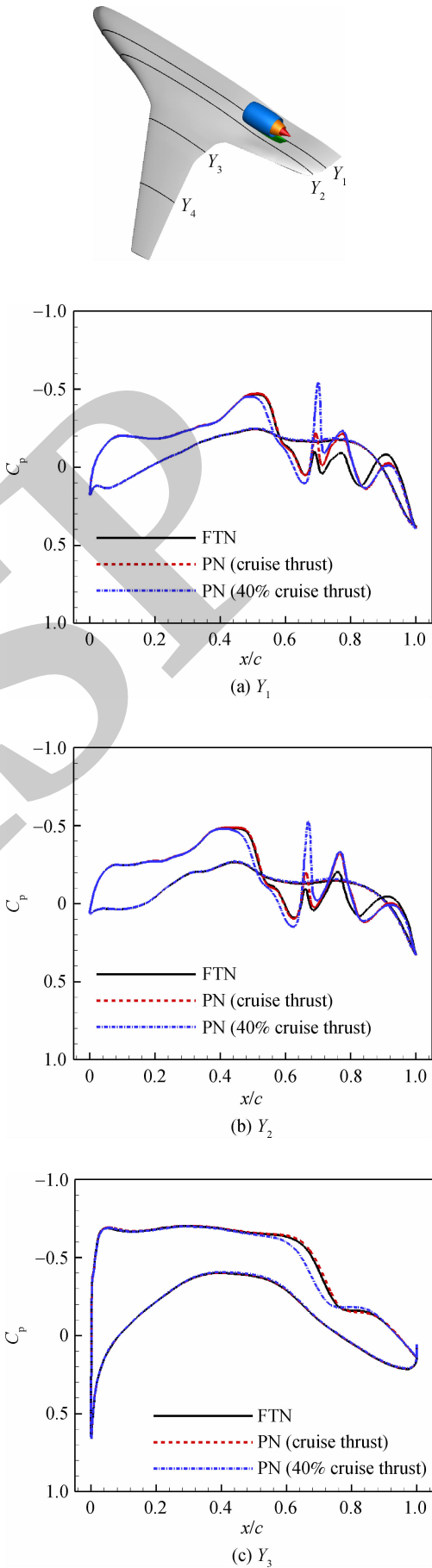


图 12 发动机短舱附近压力系数云图($\alpha=1.5^\circ$)
Fig. 12 Pressure coefficient contour near engine nacelles
($\alpha=1.5^\circ$)



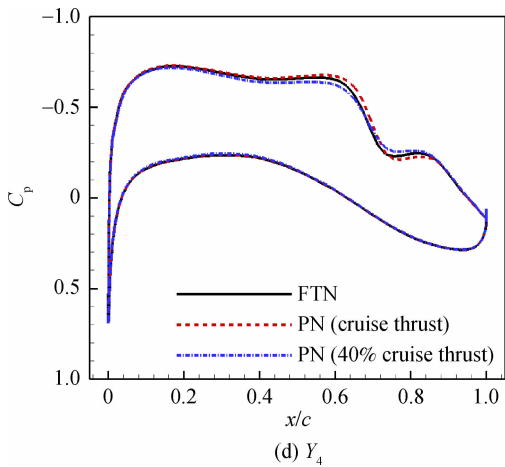


图 13 机体截面压力系数分布($\alpha=1.5^\circ$)

Fig. 13 Pressure coefficient distribution of airframe sections ($\alpha=1.5^\circ$)

压峰值和支架表面压力分布带来的干扰;发动机喷流效应对短舱下方第二个负压峰值、支架尾部压力分布和短舱后机体表面压力分布带来的干扰。

下面具体分析产生上述干扰的原因。40%巡航推力条件下,由于发动机进气流量小,对进气道前方来流起到阻滞作用,导致机身中部激波前移,该影响延续到翼身过渡区域,对机翼影响可以忽略;而巡航推力条件下进气流量与FTN相近,进气效应对机身中部影响较小。发动机进排气使短舱下方两个负压峰值增强,机体/短舱流动干扰加剧,这种干扰随着进气流量的减小逐渐增大,导致机体零升阻力增加。第一个负压峰由短舱唇口低压区引起,随着发动机进气流量减小,发动机溢流进入机体/短舱间的流动通道,使短舱唇口流速增加压力降低,机体表面和支架前缘对应位置负压峰值增加。在通道后端,由于机身收缩引起其型面曲率的增加,流动再加速,形成了第二个负压峰,而喷流的引射效应使两种推力条件下PN外罩后部压力降低,第二个负压峰值和短舱外侧激波相应增强。

动力条件下发动机喷流效应会对短舱后流动产生影响,这种影响主要表现为喷流区高压的扩散效应导致的压力升高。图 14 给出了短舱对称面压力系数云图,由图可见,与FTN相比,PN在进排气条件下,喷流高压扩散在法线方向产生了较强压力梯度,使得支架尾部和机体表面压力升高,受其影响,支架后也产生了较大区域的流向压力梯度减小,使支架后流动减速,如图 15 所示,其中 V_x/V_0 为截面流向速度与自由来流速度之比,可以更好地反映喷流区不同截面速度型变化。

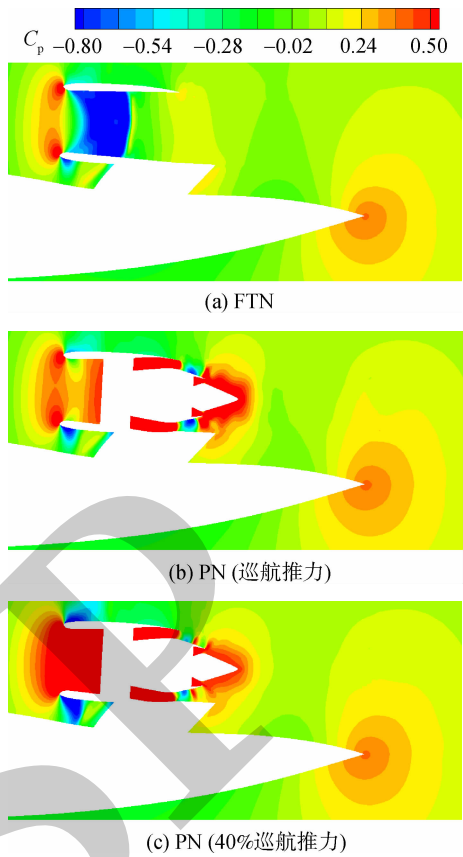


图 14 短舱对称面压力系数云图($\alpha=1.5^\circ$)

Fig. 14 Pressure coefficient contour on the nacelle symmetry plane ($\alpha=1.5^\circ$)

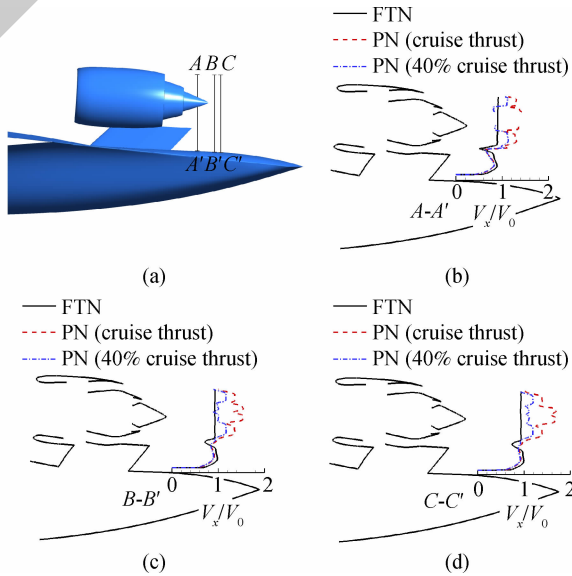


图 15 喷管出口不同截面流向速度型分布

Fig. 15 Streamwise velocity profiles on different sections at nozzle exit

3 低速气动特性动力影响

分析动力对 BWB 低速气动特性影响,选取

计算状态 $Ma_\infty = 0.20$, $Re = 1.22 \times 10^8$, $\alpha = -4^\circ \sim 14^\circ$ 。进排气条件根据发动机海平面工作性能确定,不同推力条件下进排气参数如表 3 所示,在此基础上分析了不同构型、不同进排气条件下的全机气动特性,如图 16 所示。可见,FTN 和 PN 构型气动力系数值的差异较大。随着发动机推力的增加,全机线性段升力系数逐渐增大,但进排气效应并未改变升力线斜率、失速迎角和失速后分离的发展趋势。进排气使全机低头力矩大幅增加,动力效应产生的推力力矩是造成全机低头力矩增加的主要原因,推力越大其产生的低头力矩越大,不同构型和进排气条件下全机静稳定度不变,但 PN 构型力矩拐点提前。动力使全机零升阻力增加,起飞推力条件最大,FTN 构型最小。迎角为 $2^\circ \sim 10^\circ$ 范围,PN 构型升阻比小于 FTN 构型,起飞推力条件最大升阻比减小约 16%。

表 3 不同推力条件进排气参数 ($H=0\text{ m}$, $Ma_\infty=0.20$)

Table 3 Intake and exhaust parameters at different thrust conditions ($H=0\text{ m}$, $Ma_\infty=0.20$)

状态	流量/ (kg/s)	p_0 /Pa		T_0 /K	
		外涵道	内涵道	外涵道	内涵道
起飞推力	1 093.7	153 823.5	121 651.1	328.9	778.7
40%推力	761.0	125 524.4	107 343.7	309.1	677.4

为分析产生这种影响规律的原因,图 17 给出了不同构型、不同进排气条件下机体气动特性的对比曲线。对比图 16 和图 17 可见,对于低速状态,机体升力变化规律与全机一致,发动机进气流量是影响机体线性段升力值的主要因素,对于 PN 进气量越大升力系数越大。对于 FTN,数值积分可以得到进气流量约为 493.7 kg/s,远小于两种推力条件下 PN 进气流量。进排气效应使机体部件的零升阻力略微增加,而机体零升阻力增

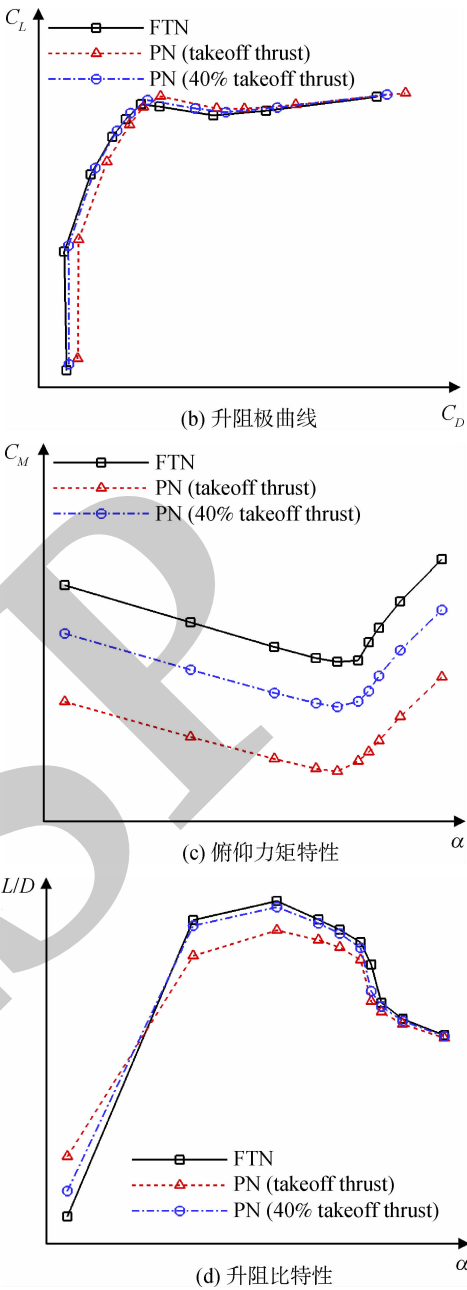
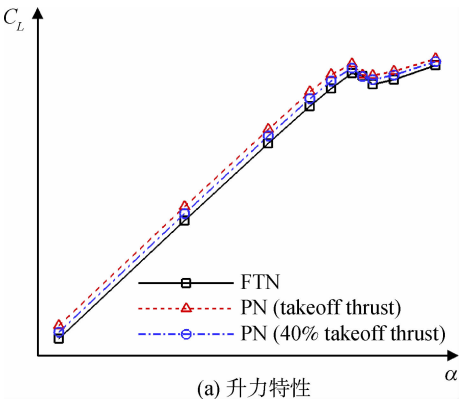
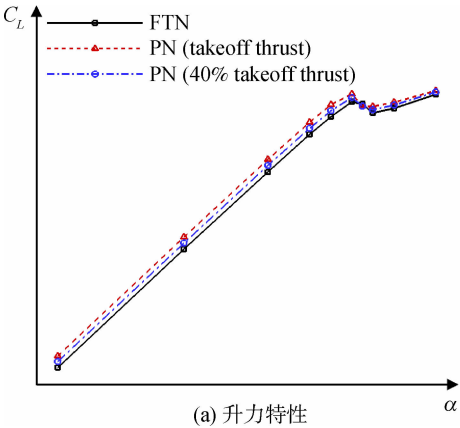


图 16 进排气对全机低速气动特性影响 ($Ma_\infty=0.20$)

Fig. 16 Effect of intake and exhaust conditions on civil aircraft aerodynamic characteristics at low speed ($Ma_\infty=0.20$)



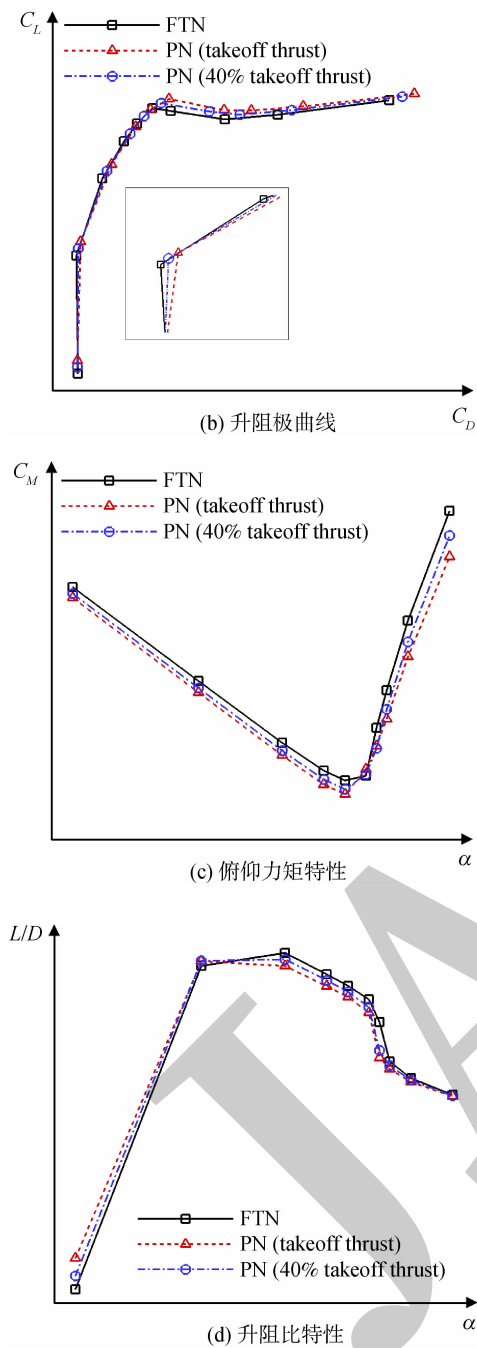


图 17 进排气对机体低速气动特性影响($Ma_\infty=0.20$)

Fig. 17 Effect of intake and exhaust conditions on airframe aerodynamic characteristics at low speed ($Ma_\infty=0.20$)

量小于全机零升阻力增量。机体俯仰力矩特性受升力特性变化影响,升力系数增大同时增加机体低头力矩,还使力矩拐点提前。

为了研究动力效应对全机失速前流动的影响,选取升力和俯仰力矩线性段 8° 迎角下 FTN 构型、两种进排气条件下 PN 构型的流场进行分析。图 18 给出了短舱对称面当地马赫数云图和空间流线。从图中可以看出:进气效应对发动机

进气道前部流动产生抽吸作用,进气量越大抽吸作用越强,进气道内流速越快。随着发动机进气量增加,进气道前自由流管逐渐变粗,不仅使 PN 附加阻力增加,还使短舱唇口驻点外移,当地气流的有效迎角降低,短舱外罩头部吸力峰降低、压差阻力增大,因此,PN 构型在起飞推力下短舱阻力最大,在 40%起飞推力次之,FTN 阻力最小。

图 19 给出了迎角为 8° 时机体不同展向站位

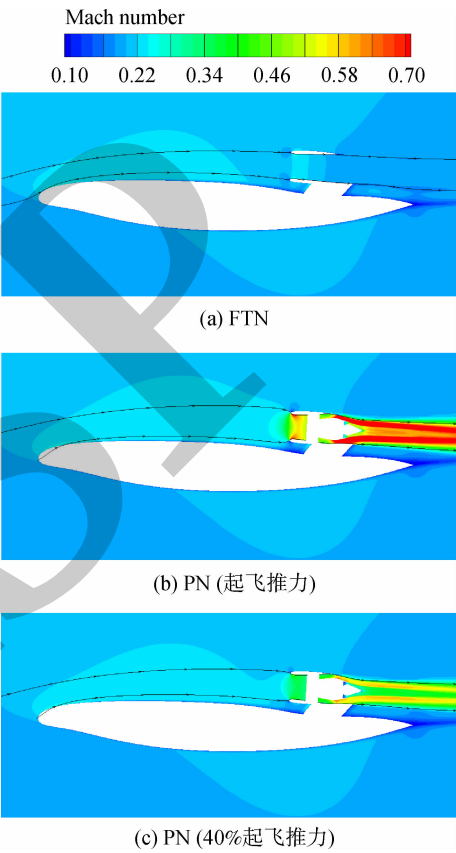
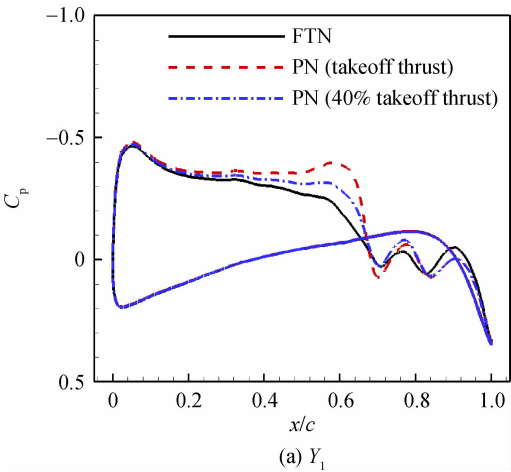


图 18 短舱对称面当地马赫数云图和空间流线($\alpha=8^\circ$)

Fig. 18 Local Mach number contour and space streamlines on the nacelle symmetry plane ($\alpha=8^\circ$)



(a) Y_1

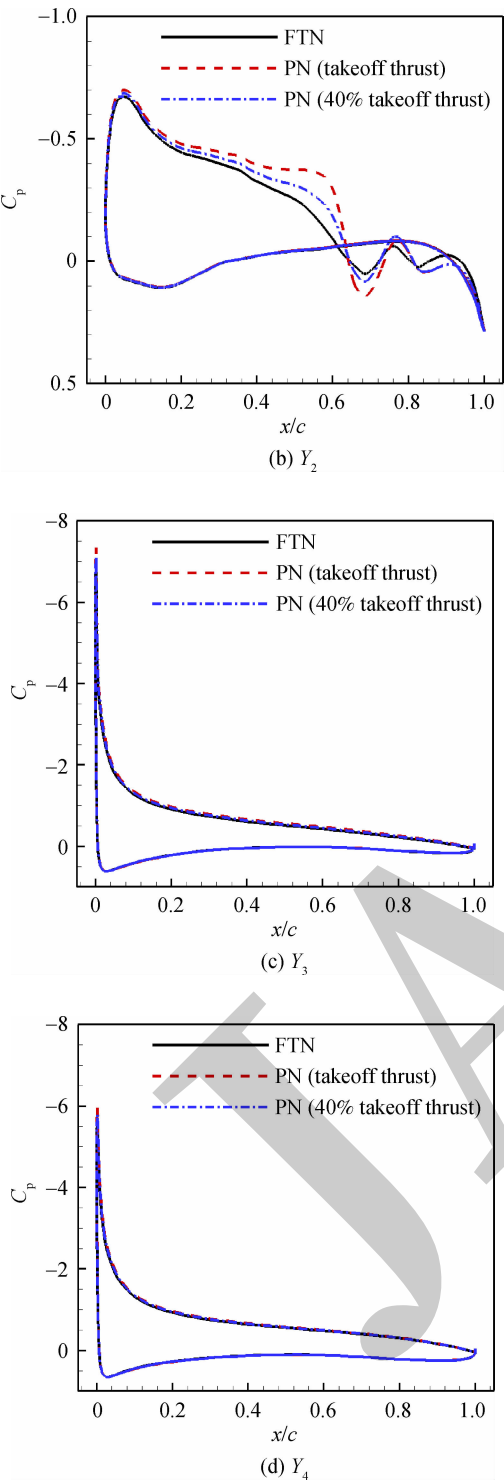


图 19 机体截面压力系数分布($\alpha=8^\circ$)
Fig. 19 Pressure coefficient distribution of airframe sections ($\alpha=8^\circ$)

截面压力系数分布。可以看出,动力效应的影响主要集中在短舱附近的机身和翼身过渡区域截面,对远离短舱的机翼截面影响不大。发动机进气的抽吸效应使机身上表面进气道前流动速度增加,压力减小,机体升力增加,而沿流向升力变化大的区域主要分布在重心后,因此,机体低头力矩

增加。沿展向翼身过渡区域前缘吸力峰最高,进气效应使机身和过渡区域前缘吸力峰升高。与高速状态类似,发动机喷流高压的扩散效应导致短舱后机体表面压力升高。

为了研究进排气效应对失速特性的影响机理。选取 10° 、 12° 迎角下 FTN 构型和起飞推力下 PN 构型的流场进行分析。两迎角下机体表面压力系数云图和极限流线图如图 20 所示。两构型翼身过渡区域前缘均从 10° 迎角开始出现流动分离,而 PN 构型前缘吸力峰高,流动分离更明显;PN 构型过渡区域前缘的流动分离还在机翼后缘转折处形成小分离涡,机翼后缘分离对全机升力影响不大,但可以使 PN 构型力矩拐点提前。迎角为 12° 时,两构型形成两个稳定的分离涡,分别是翼身过渡区域前缘分离涡和机翼后缘分离涡,受发动机进气效应影响,PN 构型翼身过渡区域前缘分离涡更靠近机身。随着迎角增大,两构型流动分离向机翼迅速发展,分离发展形态一致,因此全机失速形态一致。两构型中央机身在失速迎角后仍保持附着流动,而发动机进气效应使 PN 构型机身流线更平直。

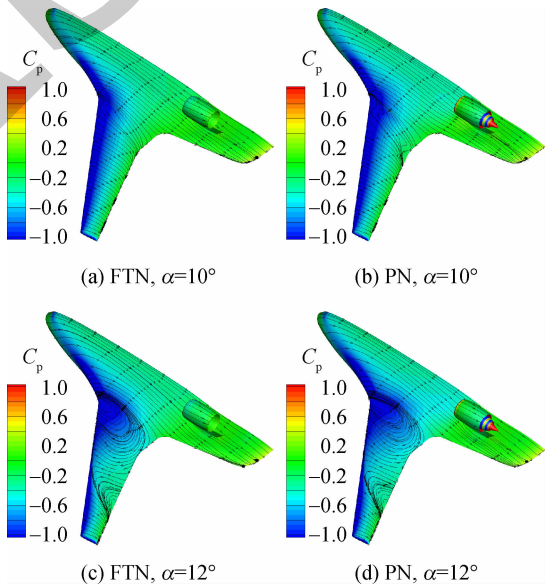


图 20 不同构型机体表面压力系数分布和极限流线
Fig. 20 Surface pressure coefficient distribution and limited streamlines of airframe with different configurations

4 结 论

1) 本文采用的边界条件处理方法能够给出不同飞行状态的发动机进排气条件,模拟发动机进气和喷流效应,可以用于研究 BWB 机体与发

动机短舱之间的干扰影响。

2) 高速飞行状态,发动机进排气效应直接影响短舱和机体表面流动,随着进气流量的减小,短舱唇口负压峰升高、激波增强,机体/短舱之间流动加速;发动机喷流的引射效应使短舱后部表面压力减小,喷流高压扩散在法线方向产生了较强压力梯度,使得机体表面压力升高。进排气效应对机体产生的干扰阻力随发动机进气流量的减小逐渐增大。

3) 低速飞行状态,线性段升力增量主要由发动机抽吸效应对机体表面流动加速引起,随着进气流量的增加,机体表面压力减小,升力和低头力矩增加;抽吸效应使翼身过渡区域前缘吸力峰升高,失速迎角下流动分离范围扩大,导致力矩拐点提前。喷流影响与高速飞行状态类似。

4) 在BWB机体/发动机一体化设计中,由于发动机的进气流量和喷流效应会对全机气动特性产生较大影响,要综合考虑发动机进排气对机体、短舱当地流动的影响,减小机体与短舱间不利干扰,提高飞机性能。

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] LI Peifeng, ZHANG Binqian, CHEN Yingchun, et al. Aerodynamic design methodology for blended wing body transport[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2012, 25(4): 508-516.
- [3] PAULUS D, SALMON T, MOHR B, et al. Configuration selection for a 450 passenger ultra-efficient 2020 aircraft [C]// 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS) Proceedings. St. Petersburg, Russian: EDP Sciences, 2011: 601-618.
- [4] 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(4): 36-51.
- [5] 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.
- [6] RODRIGUEZ D L. Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 883-894.
- [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)[R]. AIAA-2016-0007, 2016.
- [8] DEERE K A, LUCKRING J M, MCMILLIN S N, et al. CFD predictions for transonic performance of the ERA hybrid wing-body configuration[R]. AIAA-2016-0266, 2016.

- [9] KOC S, KIM H J, NAKAHASHI K. Aerodynamic design of complex configurations with junctions[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 1838-1844.
- [10] HILL G A, KANDIL O A, HAHN A S. Aerodynamic investigations of an advanced over-the-wing nacelle transport aircraft configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(1): 25-35.
- [11] 张宇飞, 陈海昕, 符松, 等. 一种实用的运输类飞机机翼/发动机短舱一体化优化设计方法[J]. *航空学报*, 2012, 33(11): 1993-2001.
ZHANG Yufei, CHEN Haixin, FU Song, et al. A practical optimization design method for transport aircraft wing/nacelle integration[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(11): 1993-2001. (in Chinese)
- [12] SUDER K L. Overview of the NASA environmentally responsible aviation project's propulsion technology portfolio [R]. AIAA-2012-4038, 2012.
- [13] BONET J T, DICKEY E, PRINCEN N, et al. Environmentally responsible aviation (ERA) project? hybrid wing body engine/airframe operability testing final report[R]. NASA CR-2015, 2015.
- [14] SCHUH M J, GARCIA J A, CARTER M B, et al. NASA environmentally responsible aviation hybrid wing body flow-through nacelle wind tunnel CFD[R]. AIAA-2016-0263, 2016.
- [15] SHEA P R, FLAMM J D, LONGK R, et al. Turbine powered simulator calibration and testing for hybrid wing body powered airframe integration[R]. AIAA-2016-0011, 2016.
- [16] HOOKER J R, WICK A. Design of the hybrid wing body for fuel efficient air mobility operations[R]. AIAA-2014-1285, 2014.
- [17] RUDNIK R, ROSSOW C C, GEYR H F V. Numerical simulation of engine/airframe integration for high-bypass engines[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2002, 6(1): 31-42.
- [18] 白俊强, 张晓亮, 刘南, 等. 考虑动力影响的大型运输机增压构型气动特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(4): 499-505.
BAI Junqiang, ZHANG Xiaoliang, LIU Nan, et al. The research of aerodynamic characteristics of high-lift configuration of large transport plane with the effect of engine jet [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(4): 499-505. (in Chinese)
- [19] 杨体浩, 白俊强, 王丹, 等. 考虑发动机干扰的尾吊布局后体气动优化设计[J]. *航空学报*, 2014, 35(7): 1836-1844.
YANG Tihao, BAI Junqiang, WANG Dan, et al. Aerodynamic optimization design for after-body of tail-mounted engine layout considering interference of engines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(7): 1836-1844. (in Chinese)
- [20] GUO Shaojie, ZHOU Peipei, WANG Bin, et al. Research of the effects of power on aerodynamic characteristics of a civil aircraft[R]. AIAA-2016-4177, 2016.

[21] 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. (in Chinese)

[22] 刘李涛,杨永,李喜乐. 外吹式动力吹气襟翼 N-S 方程数值分析[J]. 航空计算技术,2008,38(3):61-64.
LIU Litao, YANG Yong, LI Xile. Numerical analysis of high-lift system with externally blown flap using N-S equations[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(3): 61-64. (in Chinese)

[23] 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 Yinchun, 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)

[24] NAOKI H, KISUKE A, KATSUYA I. Transonic 3-D Euler analysis of flows around fanjet engine and T. P. S. (Turbine Powered Simulator)[R]. Tokyo: National Aerospace Laboratory, NAL-TR-1045, 1989. (in Japanese)

[25] 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.

(编辑:陈 越)