

翼身融合民机背撑发动机安装效应对推力影响研究^{*}

顾文婷¹, 陈迎春², 陈真利¹, 桑为民¹, 张彬乾¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072;

2. 中国商用飞机有限公司 上海飞机设计研究院, 上海 200120)

摘 要: 针对背撑发动机布置的翼身融合布局 (Blend wing body, BWB) 民机, 为了研究机体对发动机周围流场的干扰和安装效应对有效推力的影响, 通过对单独发动机短舱和飞机-发动机安装状态三维流场进行数值模拟, 采用推阻力划分方法提取安装和非安装状态下发动机推阻力相关参数, 获得了巡航状态和低速 12° 迎角状态下发动机安装效应对背撑式BWB民机推力的影响规律。结果表明: 高速巡航状态, 机体对发动机表面压力分布的影响导致短舱外表面吸力降低, 发动机阻力增大是造成有效推力损失的主要原因; 低速 12° 迎角状态, 内、外涵喷流受机体流动影响压力降低, 引起内推力减小, 其降低量占有效推力安装效应影响的比例约95%, 且机体边界层和分离流动并未影响发动机进气品质。在背撑式BWB民机设计中, 需要考虑不同飞行状态下BWB机体对安装状态发动机流场的干扰, 减小安装效应对有效推力的影响。

关键词: 翼身融合布局; 背撑发动机; 安装效应; 推力损失; 有效推力

中图分类号: V211.3; V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 02-0260-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190024

Investigation of Engine Installed Effect on Thrust of Blended Wing Body Transport with Podded Engines

GU Wen-ting¹, CHEN Ying-chun², CHEN Zhen-li¹, SANG Wei-min¹, ZHANG Bin-qian¹

(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: To investigate the airframe flow interaction on flowfield around engine nacelles and the installed effect on effective thrust of the blend wing body (BWB) transport with podded engines, the numerical method was applied to simulate the three-dimensional flowfield of the isolated and installed configuration. The thrust and drag related parameters of the isolated and installed nacelles were obtained by the thrust drag bookkeeping. The influence of engine installation effect on thrust components of the podded BWB transport was achieved at cruise and low speed condition with 12° angle of attack. The results indicate that the major reason for effective thrust loss at cruise condition is the increment of nacelle drag due to the reduction of suction force on the nacelle external surface. At low speed condition with 12° angle of attack, the decrease of pressure at fan and core nozzle exit causes the reduction of installed net thrust, which accounts for about 95% of the effective thrust loss. Meanwhile, the quality of engine intake flow is not affected by boundary layer flow and separation flow. In the design of podded BWB transport, the interference of airframe on installed nacelle should be taken into account at different

^{*} 收稿日期: 2019-01-07; 修订日期: 2019-02-01。

作者简介: 顾文婷, 博士生, 研究领域为飞行器气动布局设计与数值模拟。E-mail: waiinggu@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 陈真利, 博士, 副教授, 研究领域为理论与计算流体力学。E-mail: zhenlichen@nwpu.edu.cn

引用格式: 顾文婷, 陈迎春, 陈真利, 等. 翼身融合民机背撑发动机安装效应对推力影响研究[J]. 推进技术, 2020, 41(2): 260-267. (GU Wen-ting, CHEN Ying-chun, CHEN Zhen-li, et al. Investigation of Engine Installed Effect on Thrust of Blended Wing Body Transport with Podded Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(2): 260-267.)

flight conditions to reduce the influence of installed effect on effective thrust.

Key words: Blend wing body configuration; Podded engines; Installed effect; Thrust loss; Effective thrust

1 引言

准确划分和计算飞行中动力装置产生的推力和阻力,是分析动力对飞机气动特性影响的重要前提^[1]。发动机安装及进排气效应会引起飞机局部流场变化,改变飞机气动性能^[2],而机体/机翼也会对发动机附近流场和工作性能产生影响,造成发动机推力损失、降低飞机有效推力^[3],从而影响飞机的起飞性能和经济性。

随着翼身融合布局(Blended wing body, BWB)研究的深入,机体与动力装置一体化设计成为BWB布局研究的重点^[4-6]。不同于传统布局民机翼吊或尾吊的发动机布置方式,采用背撑式发动机布置形式的BWB民机^[7],立足现有发动机技术,在机体上方布置大涵道比涡扇发动机,发动机抽吸作用可以提高机身升力,利用机身起到良好的噪声遮蔽作用,同时避免发动机吸入异物^[8]。背撑式布置形式技术难度低、可实现性强,但存在着严重的机体与发动机流动干扰问题^[9-10],在低速大迎角、大侧滑角等状态下,还要考虑机体边界层或分离流动对发动机进气品质造成的影响,对BWB与发动机集成设计提出挑战。

针对翼吊或尾吊发动机布置方式的传统布局飞机,国内外研究人员对巡航状态和高升力状态下动力效应对飞机气动性能的影响进行了大量研究^[11-15]。气动中心和上海飞机设计研究院分别给出了发动机推力和阻力的理论概念和分析方法,并研究了不同进气条件下短舱的溢流阻力特性和外物损伤对短舱内外流的影响^[16-17]。党亚斌等^[18]研究了尾吊发动机安装效应对高速飞行状态推力的影响,安装状态喷管气流受机体/机翼/吊挂流场干扰导致喷管外壁面上推力降低,造成安装推力损失。针对BWB飞机-发动机匹配问题,研究热点集中在分析发动机对机体产生干扰的原因和采用优化方法减弱或消除流动干扰^[19-20],而较少有研究涉及飞机对发动机周围流场的影响及发动机安装效应导致的推力损失等问题。

本文基于数值模拟方法,对非安装状态大涵道比涡扇发动机短舱和背撑发动机布置的BWB民机三维流场进行计算,采用发动机推阻力划分方法对数值结果进行后处理,提取安装和非安装状态下发动机推阻力相关参数。在此基础上,对高速巡航和低

速大迎角两个典型飞行状态下发动机安装效应影响进行了分析,通过对比安装和非安装状态发动机推力参数的变化,并分析BWB机体对发动机周围流场的影响,获得了发动机安装效应对背撑式BWB民机推力的影响规律。

2 计算方法

2.1 几何模型和计算网格

本文研究对象为项目团队设计的300座级翼身融合民机构型,采用背撑式布局在机体后部上方安装2台大涵道比涡扇发动机。分别采用单独动力短舱和飞机-发动机安装构型研究发动机安装效应对推力的影响,几何外形如图1所示。

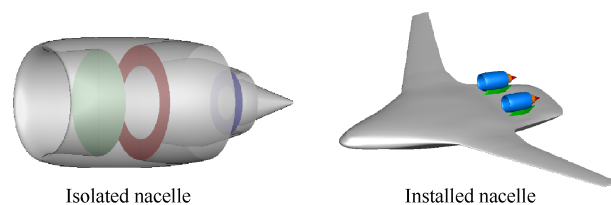


Fig. 1 Geometry model

采用多块结构网格技术对安装构型半模生成CFD计算所需网格,并对进气道入口、唇口和内外涵喷管出口等流场参数变化较剧烈区域的网格进行加密处理。为了确保飞机-发动机内外流场耦合流动不受远场边界影响,单独发动机远场边界距短舱为 $20L$ (L 为短舱外罩长度),安装构型远场边界距飞机为 $20C_{ref}$ (C_{ref} 为BWB全投影平均气动弦长)。安装状态发动机短舱部分网格生成策略与单独短舱相同,从而减小安装与非安装状态结果对比时网格差异造成的影响。安装和非安装状态发动机截面网格如图2所示,单独短舱网格总量约 4×10^6 ,安装状态网格总量约为 2×10^7 。

2.2 数值模拟方法

本文数值计算的控制方程是守恒形式的三维可

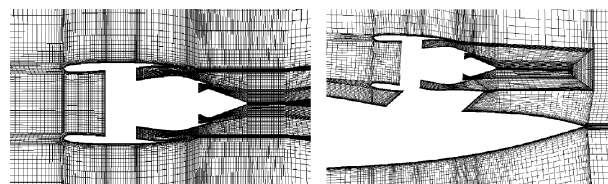


Fig. 2 Mesh of engine cross section

压缩雷诺平均 N-S (Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS) 方程, 空间离散采用中心有限体积法, 湍流模型选取两方程的 SST 模型, 时间推进格式采用显示四步 Runge-Kutta 方法结合当地时间步长加速收敛。

在数值计算中通过设置进排气边界条件模拟发动机的动力效应^[21-22]。本文在风扇入口平面设置流场出口条件, 给定进气质量流量; 在内、外涵道出口平面设置流场入口条件, 给定总温、总压和流动方向。其它发动机短舱及机体外表面均设置为无滑移绝热壁面, 远场边界分别设置进口和出口边界条件, 给定自由来流静压、静温、来流速度、迎角和侧滑角等参数。具体的计算域及边界条件的设定如图 3 所示。

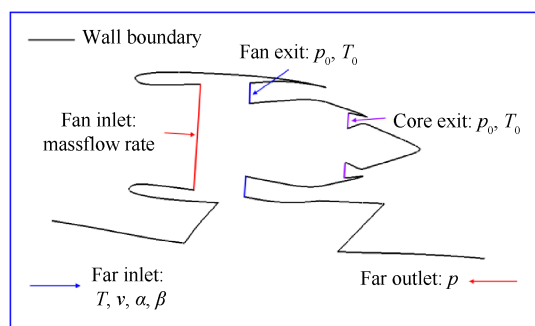


Fig. 3 Computing zone and boundary conditions

2.3 方法验证

在具有详细试验参数的 TPS 模拟器上验证本文所采用的进排气效应数值模拟方法的可靠性, 选取的算例为日本航空宇宙技术研究所“NAL-AERO-02-01”的 TPS 发动机风洞试验模型^[23]。计算状态为: $Ma=0.801$, $\alpha=0^\circ$, $Re=1 \times 10^6$ (基于发动机最大直径)。选取高速巡航工作状态, 进气流量为 12.663 kg/s , 外涵出口总压、总温分别为 115.0645 kPa , 361.345 K , 内涵出口总压、总温分别为 90.4612 kPa , 194.531 K 。图 4 给出了模型表面压力分布数值模拟与风洞试验结果的对比, 由图可见, 短舱进气道、外罩和内涵整流罩表面压力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。

3 结果与讨论

3.1 推阻力划分方法

对飞行中动力装置产生的力进行准确划分和计算, 是研究发动机安装效应对推力影响的重要前提。本文针对内外涵道分排式涡扇发动机, 采用基于流

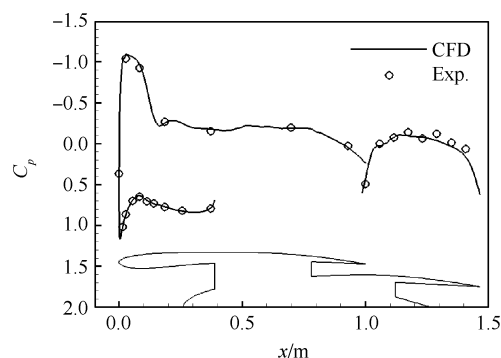


Fig. 4 Comparison of surface pressure distribution between computational and experimental results

管假设的推阻力划分方法, 对发动机安装和非安装状态分析所采用的推阻力分析方法是一致的。

如图 5 所示, 虚线为进气捕获流管形状, 位置 0, 位置 i 分别为远场捕获流管截面和进气道入口截面, 位置 M 为短舱最大直径位置所在截面, 位置 9, 19 为内涵和外涵喷管出口截面。

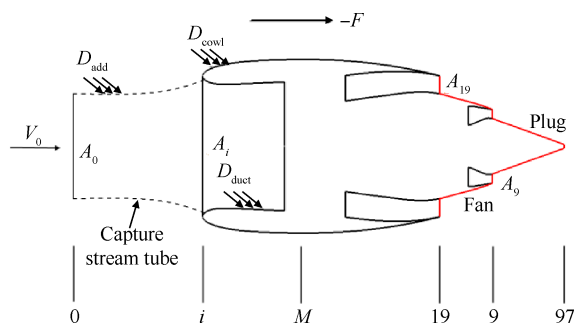


Fig. 5 Schematic diagram of the engine nacelle reference stations and aerodynamic forces

在分析短舱内外流时, 气流驻点是短舱内部流动和外部流动的分界。根据驻点位置可以将发动机受到的阻力分为内表面的管道阻力 D_{duct} 和外表面的阻力 D_{cowl} , 内表面的阻力由发动机工作状态决定, 与发动机推力相关, 而外表面的阻力则受短舱附近流场影响, 是发动机安装阻力的一部分。进气质量流比 (Mass flow ratio, MFR) 表示远场捕获流管截面积与进气道入口面积之比, 当发动机进气流量较小时, $A_0 < A_i$, 此时发动机的进气质量流比 < 1 , 该情况通常对应发动机巡航或进近工作状态。

发动机的推力根据定义可分为: 总推力、净推力、内推力、有效推力。发动机总推力由排气产生的外涵推力和内涵推力组成, 净推力则需要考虑来流冲压阻力, 总推力 F_C 和净推力 F_N 定义式分别为

$$F_C = (p_{19} - p_0)A_{19} + \dot{m}_{19}V_{19} + (p_9 - p_0)A_9 + \dot{m}_9V_9 \quad (1)$$

$$F_N = F_C - \dot{m}_0V_0 \quad (2)$$

对于分别排气的涡扇发动机,从内外涵道喷管出口喷出的气流,在流经内涵外罩表面(19-9)和喷管整流锥外表面(9-97)还会产生涵道压差推力和冲刷阻力。因此,内外涵道分排式涡扇发动机内推力定义为

$$F_{\text{NIN}} = F_{\text{N}} - \int_{\substack{19-9 \\ 9-97}} (p - p_0) dA - \int_{\substack{19-9 \\ 9-97}} \tau_w dA \quad (3)$$

式中第二项为涵道压差推力 F_{ext} ,第三项为冲刷阻力 F_{scrub} 。

由动量定理可知,发动机的固有推力 F_{I} 和内表面阻力 D_{duct} 大小相等,方向相反,等于发动机进出口的动量净通量,即

$$F_{\text{I}} = -D_{\text{duct}} = [(p_{19} - p_0)A_{19} + \dot{m}_{19}V_{19}] + [(p_9 - p_0)A_9 + \dot{m}_9V_9] - [(p_i - p_0)A_i + \dot{m}_iV_i] \quad (4)$$

净推力 F_{N} 不仅包括内表面阻力 D_{duct} ,还包括作用在捕获流管侧面上的压差阻力,称为附加阻力 D_{add} ,即

$$D_{\text{add}} = F_{\text{N}} - F_{\text{I}} = (p_i - p_0)A_i + \dot{m}_iV_i - \dot{m}_0V_0 \quad (5)$$

如图5所示,在发动机进气质量流比 <1 的工作状态,绕过短舱外部的的气流从远场逐渐减速到进气道唇口的驻点位置 i ,在驻点之后,气流加速使外罩上的压力降低,在流动方向上,从位置 i 到 M 气动力的合力形成外罩吸力。在不考虑发动机安装挂架阻力以及干扰阻力的条件下,发动机短舱总阻力可以表示为

$$D = \int_{0-i} [(p - p_0)] dA + \int_{i-M} [(p - p_0) + \tau_w] dA + \int_{M-19} [(p - p_0) + \tau_w] dA \quad (6)$$

式中,第一项即为附加阻力 D_{add} ,也可以由式(5)通过内推力和固有推力获得;第二项为外罩吸力 D_{suction} ,后两项之和为短舱外罩阻力 D_{cowl} 。

发动机推力的安装损失主要来自作用在发动机捕获流管表面上的压差阻力(即附加阻力)、短舱外罩上的压差阻力和摩擦阻力。综合考虑作用在发动机短舱上的推力和阻力,可以得到发动机短舱的有效推力(即安装推力),即

$$F_{\text{NEF}} = F_{\text{NIN}} - D \quad (7)$$

在数值模拟中,短舱外罩和喷管壁面上气动力可以通过对壁面压差阻力和摩擦阻力积分获得,其余的推阻力分量可以通过发动机内部截面参数、流量由式(1)~式(7)间接计算。

3.2 发动机非安装状态

为验证本文推阻力划分方法的可靠性,本文先

对非安装状态的单独发动机短舱进行数值模拟,提取发动机推力特性相关参数,并和理论模型进行对比。为了更接近理论模型,非安装状态研究对象为没有安装角的完整发动机短舱,包含进气道和内外涵喷管。选取两个发动机典型工作状态,分别是巡航和起飞工作状态,计算状态和发动机进排气参数如表1所示,进气质量流量 $\dot{m}_0$,外(内)涵出口的总压 $p_{0F}(p_{0C})$ 和总温 $T_{0F}(T_{0C})$ 均取自发动机理论模型。

Table 1 Typical conditions and engine intake and exhaust parameters

Condition	Cruise	Takeoff
H/km	11.5824	0.00
Ma	0.85	0.20
$\alpha/(\circ)$	0.0	0.0
$\dot{m}_0/(\text{kg/s})$	418.5	1093.7
p_{0F}/kPa	52.3964	153.8235
T_{0F}/K	281.9	328.9
p_{0C}/kPa	33.8111	121.6511
T_{0C}/K	676.0	778.7

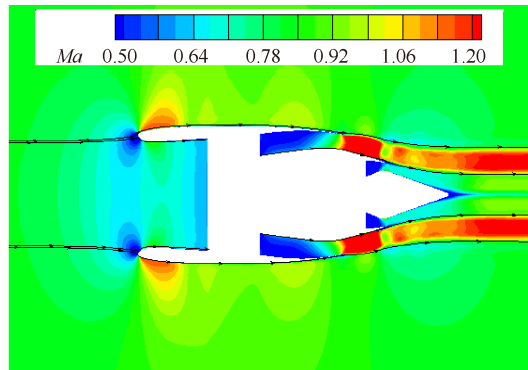
为了评估发动机进气道效率,采用进气道总压恢复系数 σ 衡量进气道内流损失程度,定义为进气道出口截面总压与进口前自由来流总压之比,即

$$\sigma = \frac{p_{0,av}}{p_{0,\infty}} \quad (8)$$

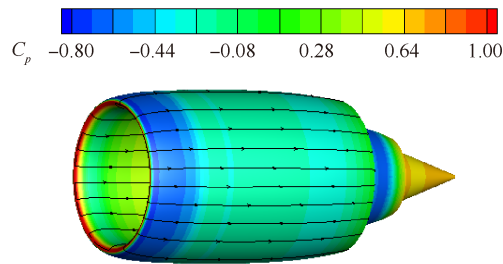
在数值计算中,对风扇平面的总压进行流量加权平均就可以得到进气道总压恢复系数。对于亚声速民机,为保证进气品质,进气道总压恢复系数要求在0.99以上。在一定的飞行马赫数下,总压恢复系数越大,发动机进气道效率越高。

图6给出了巡航状态单独发动机短舱对称面马赫数云图和表面压力云图。从空间流线可以看出,发动机巡航工作状态进气质量流比 <1 ,来流以进气道唇口的驻点为分界,流入进气道的气流经过减速增压,在风扇平面达到马赫数0.6,进气道总压恢复系数在0.99以上,满足进气道效率要求;流过短舱外部的的气流跨声速效应十分明显,在外罩头部形成以激波终止的超声速区,头部最大马赫数达到1.2,对应位置表面压力低,其它区域为亚声速流动,短舱外罩和进气道均保持附着流动。对于发动机排气系统的流场,在巡航工作状态下,外涵喷管处于超临界状态,出口马赫数达到1,并在喷管外继续膨胀加速,而内涵喷管处于亚临界状态,出口马赫数为0.69。由于外涵道内流量大、压力高,且喷管出口马赫数高,推力

主要由外涵道喷流提供。



(a) Mach contour and space streamlines of symmetry plane



(b) Surface pressure contour and limited streamlines

Fig. 6 3D flowfield of engine nacelle at cruise condition

图 7 给出了起飞状态发动机短舱对称面马赫数云图和空间流线。可以看出,发动机起飞工作状态进气质量流比 >1 ,气流驻点位于短舱外罩唇口,由于发动机进气量大,进气道喉道附近马赫数较高,进气道总压恢复系数在 0.99 以上。该状态下,内外涵道喷管均处于亚临界状态,喷管出口马赫数 <1 ,但外涵道喷管流量大、出口速度高,推力仍主要由外涵道喷流提供。

对数值模拟结果进行后处理,通过不同截面流量加权平均参数获得发动机推力,并和理论模型进行对比,如表 2 所示。其中, F_{CF} 为外涵推力分量, F_{CC}

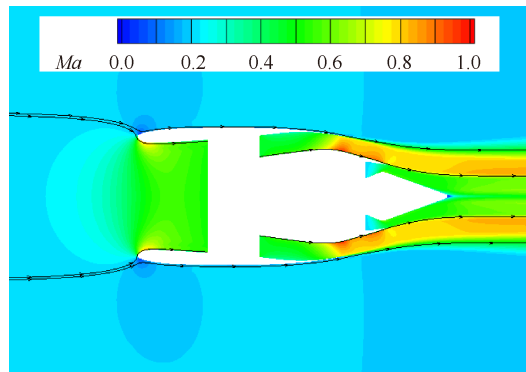


Fig. 7 Mach contour and space streamlines on the nacelle symmetry plane at takeoff condition

为内涵推力分量, F_{RAM} 为来流冲压阻力, F_N 为净推力。从表 2 的对比结果可以看出,本文采用数值方法获得的发动机推力与理论模型结果基本吻合,证明了本文推阻力划分方法的可靠性。而造成数值计算和理论模型推力差异的主要原因是:(1)基于一维流动和气动热力计算方法建立的理论模型与三维数值模拟的区别会导致进出口流量、动量、压力存在差异;(2)数值模拟采用的计算模型是真实发动机的简化模型,未考虑发动机的功率提取、引气量、涡轮冷气量和涡轮效率降低等因素对推力的影响。

Table 2 Difference between CFD and theoretical model

Condition	$F_{CF}/\%$	$F_{CC}/\%$	$F_{RAM}/\%$	$F_N/\%$
Cruise	-1.41	+2.35	0	-3.08
Takeoff	-0.95	+1.80	0	-0.92

3.3 发动机安装状态

本节对典型飞行状态下飞机-发动机安装构型的流场进行数值模拟,并和非安装状态单独短舱对比,分析机体对短舱局部流动的影响,研究安装效应对发动机推力特性的影响。发动机安装位置基于团队研究成果确定^[24],既满足总体方案约束,又避免了背撑发动机短舱和机体之间的强激波和后体流动分离问题。

3.3.1 巡航状态

首先采用数值方法对巡航飞行状态($H=11.58\text{km}$, $Ma=0.85$, $\alpha=1.5^\circ$)飞机-发动机安装状态的流场进行数值模拟,发动机巡航工作状态进排气参数参考表 1,并对飞机和发动机的流场特征和参数分布进行了分析,在此基础上提取发动机推力分量,研究其推力特性。

图 8(a)给出了巡航状态发动机短舱对称面马赫数云图,可以看出,机体和发动机之间存在明显的流动干扰,由于支架高度大于边界层厚度,发动机进气品质不受边界层气流影响,进气道总压恢复系数在 0.99 以上。经过机体上表面流入进气道气流的流管形状发生改变,使短舱上表面气流驻点外移,导致外罩上表面头部流动速度降低、压力升高;机体和短舱下表面形成的流动通道使气流加速,导致外罩下表面头部超声速区扩大、压力降低,也使外罩尾部流动加速,压力降低。图 8(b)给出了短舱附近表面压力云图和流线,可以看出,短舱外罩下方和内侧压力低,在机体表面和支架内侧对应位置形成低压区,但机体/短舱/支架附近流场不存在流动分离;两个短舱之间形成的流动通道也可以使气流加速,因此,短舱

内侧压力低于外侧。

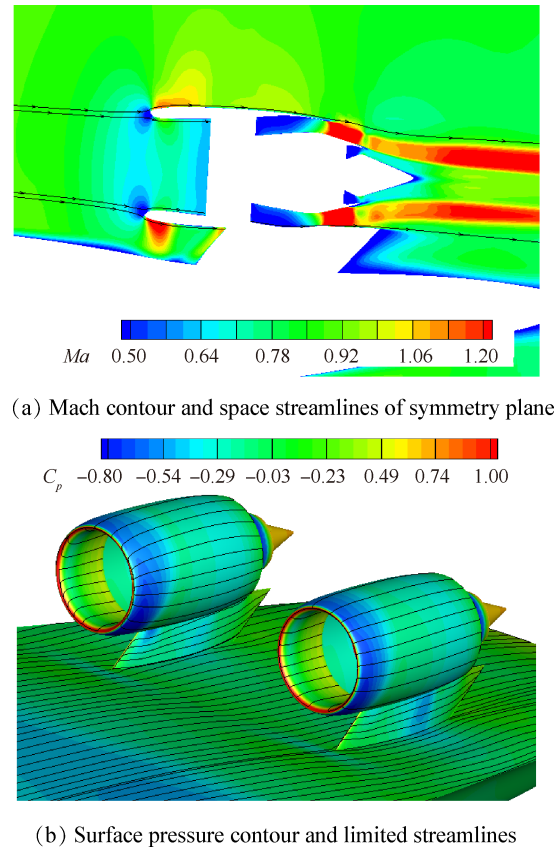


Fig. 8 Characteristics of flowfield near nacelles at cruise

采用本文的推阻力划分方法,对安装和非安装状态计算结果进行后处理,得到推阻力相关参数。表 3 给出了安装和非安装状态发动机推阻力分量及变化量,可以看出,外涵道总推力基本不变,而内涵道总推力略有减小,涵道压差推力和外表面阻力变化较大,短舱外表面阻力实质为推力。有效推力低于内推力,安装状态发动机有效推力比内推力变化量大,下面具体分析引起推阻力差异的原因。

发动机巡航工作状态,外涵道喷管处于超临界状态,气流在喷管出口产生壅塞,这种情况下,机体

引起的外部流动变化不会对外涵喷管内部流动产生明显影响,因此,外涵道总推力基本不变。内涵道喷管处于亚临界状态,喷管出口流动受外涵道喷流影响,而外涵道喷流在喷管外的膨胀加速流动又受安装效应影响,导致内涵喷管出口速度和压力与非安装状态产生差异,造成安装状态内涵总推力降低。

外涵喷流在喷管外的膨胀加速过程受机体、支架气流相互干扰的影响,产生激波、膨胀波。对比图 6(a)和图 8(a)可见,安装状态发动机喷流在喷管壁面之外的自由流动速度降低,并导致其包裹的内涵喷流速度降低,由此带来的内外涵喷管壁面压力分布变化是涵道压差推力减小的主要原因,但由于涵道压差推力所占比例小,所以未对内推力产生明显影响。

在流动方向上,短舱唇口压力为阻力,短舱后部压力为推力,唇口负压区形成前缘吸力。对比图 6(b)和图 8(b)可见,短舱外罩表面头部压力分布的差异以及尾部压力降低共同导致安装状态短舱外表面吸力减小,使发动机总阻力增大。而发动机阻力也是飞机气动阻力的一部分,安装效应也会对飞机阻力产生影响。安装状态有效推力损失明显高于内推力损失,发动机阻力增量占有效推力损失的比例在 75% 以上,是造成巡航状态有效推力变化的主要原因。

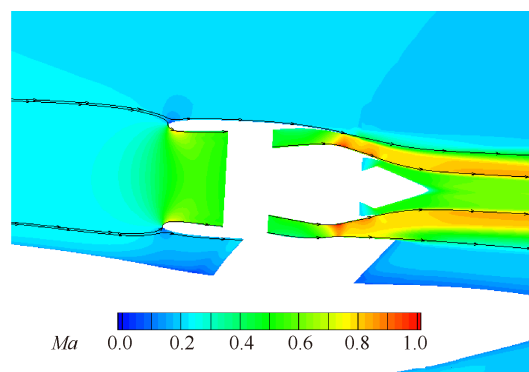
3.3.2 低速大迎角状态

在低速大迎角状态 ($H=0, Ma=0.20, \alpha=12.0^\circ$) 发动机进气和推力容易受到机体安装效应影响,导致进气效率下降和推力损失。本节采用数值方法模拟飞机-发动机安装状态的流场,并提取发动机进气和推力特性相关参数,如进气道总压恢复系数、有效推力等。

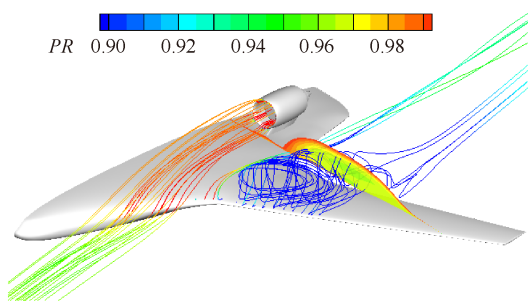
图 9(a)给出了短舱对称面马赫数云图,可以看出,由于发动机抽吸效应对机体上表面气流的加速作用,使安装短舱进气马赫数高于自由来流马赫数,外罩头部低速区范围缩小;机体使进气捕获流管下部收缩变形,短舱下表面气流驻点内移,导致外罩下表面头部流动加速;外涵道喷流向机体方向偏折。图 9(b)给出了发动机短舱入口所在平面总压切片和空间流线,可以看出,大迎角下,虽然翼身结合区域出现明显的流动分离,但低能的分离气流并未被进气道吸入,同时较长的中央机体使来流迎角无法直接影响发动机进气,发动机入口气流仍然保持均匀稳定的状态,未出现明显的进气畸变,进气道总压恢复系数仍在 0.99 以上。

Table 3 Comparison of thrust/drag components between installed and isolated nacelles at cruise

Thrust/Drag	Uninstalled/kN	Installed/kN	Change/%
F_{GF}	135.2880	135.3264	+0.03
F_{GC}	17.6236	17.5500	-0.42
F_{ext}	2.4055	2.1725	-9.69
D_{add}	5.8668	5.6051	-4.46
D_{cowl}	-4.2993	-3.1616	+26.46
F_{NIN}	50.0578	49.7834	-0.55
F_{NEF}	48.4901	47.3399	-2.37



(a) Mach contour and space streamlines of symmetry plane



(b) Pressure ratio slice and space streamlines

Fig. 9 Characteristics of flowfield near nacelles at low speed ($\alpha=12.0^\circ$)

与上节相似,按照推阻力划分方法对数值结果进行后处理,获得发动机推阻力特性参数。表4给出了安装和非安装状态发动机推阻力分量及变化量,可以看出,内、外涵道总推力和涵道压差推力均减小,附加阻力明显减小,而短舱外表面阻力增大。相比巡航飞行状态,低速大迎角状态安装效应对发动机内推力影响大。

Table 4 Comparison of thrust/drag components between installed and isolated nacelles at low speed ($\alpha=12.0^\circ$)

Thrust/Drag	Uninstalled/kN	Installed/kN	Change/%
F_{CF}	266.6850	262.3535	-1.62
F_{CC}	30.4758	29.8657	-2.00
F_{ext}	4.8477	4.5931	-4.55
D_{add}	0.9345	0.7579	-13.14
D_{cowl}	1.4546	1.8508	+27.24
F_{NIN}	226.7800	221.6512	-2.26
F_{NEF}	224.3900	218.9888	-2.41

发动机起飞工作状态,内外涵道喷管均处于亚临界状态,喷管出口压力与环境压力相同。与非安装状态短舱相比,机体上表面流动加速降低了安装短舱环境压力,导致内外涵总推力中压力推力分量减小。同时,内外涵出口压力下降还导致涵道压差

推力减小,各推力分量的减小最终导致发动机内推力明显减小。对安装与非安装状态推力差异的原因进行分析,有效推力损失主要是内推力降低造成的,内推力降低量占发动机有效推力安装效应影响的比例约95%。另外,机体上表面压力降低使飞机升力增大,安装效应也会对飞机性能产生影响。

从图9(a)可以看出,进气捕获流管下部收缩变形使作用在流管上的附加阻力减小。与巡航状态不同,起飞状态发动机安装和非安装状态外表面压力积分的合力为阻力,外罩表面压力分布变化使外表面阻力增大。由于附加阻力与外表面阻力变化相反,发动机总安装阻力变化不大。

4 结 论

(1)对数值模拟结果采用本文的推阻力划分方法进行分析,可以获得发动机安装和非安装状态下的推力特性,非安装状态发动机推力与理论模型结果基本一致,可用于预测发动机安装效应对翼身融合民机推力的影响。

(2)巡航状态,机体对发动机附近流动存在明显的干扰,短舱外表面吸力减小引起的发动机阻力增量占有效推力损失的比例在75%以上,是造成有效推力变化的主要原因。处于超临界状态的外涵喷管出口气流的加速过程受机体气流干扰速度降低,导致内涵喷流和喷管壁面速度、压力变化,但内涵推力和涵道压差推力的降低未对内推力和有效推力产生明显影响。

(3)低速大迎角状态,机体的分离流动并未影响发动机进气。处于亚临界状态的内、外涵喷流受机体流动影响压力降低,内、外涵推力和涵道压差推力减小,内推力降低量占发动机有效推力安装效应影响的比例约95%,是造成有效推力损失的主要原因。

(4)不同飞行状态下,翼身融合民机发动机有效推力损失的主要原因存在差异。高速巡航状态,研究重点在降低机体与发动机间的流动干扰,降低发动机阻力变化对有效推力的影响;低速状态,对发动机有效推力的预测需要考虑安装效应对内推力的影响,从而准确分析并获取飞机气动特性。

参考文献

- [1] Laban M. Aircraft Drag and Thrust Analysis[R]. Amsterdam: Netherland Aerospace Centre, NLR-TP-2000-473, 2000.
- [2] Zheng W L, Wang Y J, Shan J X. Interference Mecha-

- nism of Engine Exhaust on Civil Aircraft Drag Performance [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49 (6): 2001–2006.
- [3] Zhang Y F, Chen H X, Fu S, et al. Drag Prediction Method of Powered-On Civil Aircraft Based on Thrust Drag Bookkeeping [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(4): 1023–1033.
- [4] Suder K L. Overview of the NASA Environmentally Responsible Aviation Project's Propulsion Technology Portfolio [R]. *AIAA* 2012–4038.
- [5] 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.
- [6] Shea P R, Flamm J D, Long K R, et al. Turbine Powered Simulator Calibration and Testing for Hybrid Wing Body Powered Airframe Integration [R]. *AIAA* 2016–0011.
- [7] Tong M T, Jones S M, Haller W J, et al. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft [R]. *NASA GT* 2009–59568.
- [8] Hooker J R, Wick A. Design of the Hybrid Wing Body for Fuel Efficient Air Mobility Operations [R]. *AIAA* 2014–1285.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Rudnik R, Rossow C, Geyr H. Numerical Simulation of Engine/Airframe Integration for High-Bypass Engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2002, 6 (1): 31–42.
- [12] 白俊强, 张晓亮, 刘 南, 等. 考虑动力影响的大型运输机增升构型气动特性研究 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(4): 499–505.
- [13] 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.
- [14] Guo S J, Zhou P P, Wang B, et al. Research of the Effects of Power on Aerodynamic Characteristics of a Civil Aircraft [R]. *AIAA* 2016–4177.
- [15] 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.
- [16] 张 兆, 陶 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.
- [17] 姬昌睿, 刘凯礼, 张鹏飞, 等. 外物损伤对民用飞机短舱内/外流气动特性的影响 [J]. *航空学报*, 2015, 36 (3): 772–781.
- [18] 党亚斌, 刘凯礼, 谭兆光, 等. 民用飞机尾吊发动机安装效应对推力影响研究 [J]. *推进技术*, 2018, 39 (8): 1712–1719. (DANG Ya-bin, LIU Kai-li, TAN Zhao-guang, et al. Numerical Study of Engine Installed Effect on a Tail-Mounted Civil Aircraft Thrust Characteristic [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39 (8): 1712–1719.)
- [19] Jesse Q, Frank H G. Conceptual Design and Structural Optimization of NASA Environmentally Responsible Aviation (ERA) Hybrid Wing Body Aircraft [R]. *AIAA* 2016–0229.
- [20] Rodriguez D L. Multidisciplinary Optimization Method for Designing Boundary-Layer-Ingesting Inlets [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 883–894.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] Naoki H, Kisuke A, Katsuya I. Transonic 3-D Euler Analysis of Flows Around Fan-Jet Engine and T.P.S. (Turbine Powered Simulator) [R]. *NAL-TR*-1045, 1989.
- [24] Yu G, Li D, Shu Y, et al. The Engine Position Effect on SWB Airplane Aerodynamic Performance [C]. *Chengdu: 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, 2018.

(编辑:梅 瑛)