

跨声速自然层流短舱气动设计和风洞试验研究



杜玺^{1,2,*}, 闫海津^{1,2}, 吴宇昂^{1,2}, 李政德^{1,2}, 杨志刚^{1,2}, 林大楷^{1,2}

1. 中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211

2. 民用飞机设计数字仿真技术北京市重点实验室, 北京 102211

摘要:层流控制技术是一个降低摩擦阻力的有效手段,为了设计出更经济、更环保的民用客机,需要开展层流技术的应用探索。随着飞机发动机技术的不断进步,涡扇发动机涵道比在不断增大,因此,短舱尺寸也在跟着加大,如果短舱上能够实现大面积的层流,就可以为全机带来较明显的经济性收益。本文总结了针对宽体客机开展的自然层流(NLF)短舱气动设计、数值计算和风洞试验验证工作。首先针对层流短舱外形进行气动设计,保证巡航点有一定的顺压梯度,随后采用带有 $\gamma-Re_\theta$ 转换模型的计算流体力学(CFD)工具对设计方案层流区域进行评估,最后开展风洞试验对设计方案和转换预测工具进行校核验证。该试验在德国ETW跨声速风洞进行,对层流短舱高速气动性能进行校核,采用TSP进行转捩位置测量,结果表明层流区域长度占短舱外表面弦长的30%~55%。

关键词:自然层流短舱;高雷诺数风洞试验;跨声速层流技术;气动设计;发动机短舱

中图分类号:V211.1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.009

发动机短舱是为了将发动机安装在飞机上而采用的一个系统。从部件角度看它包括进气道、风扇罩、反推装置、核心机排气口以及发动机悬挂系统。从实现功能角度看,它不仅要保证发动机的进排气以及发动机的安装,同时也需包含防除冰装置、降噪装置和反推装置等。对于气动设计来讲,主要关心这些部件的外罩型面。

民用涡扇发动机短舱的阻力占飞机总阻力的5%左右。近年来,随着涡扇发动机技术的不断进步,发动机的涵道比不断增大,已经达到了11左右。因此,短舱的直径(面积)也随着增大,从而导致它的外部阻力占飞机总阻力的比例不断上升。民机短舱的主要阻力来源于溢流阻力和外表面的阻力,溢流阻力跟发动机的工作状态有关,而外表面阻力中一大部分就是摩擦阻力,它是由壁面附近的流动状态决定的,众所周知,湍流的摩擦阻力要比层流大得多(3倍以上),因此减小摩擦阻力的主要手段就是尽可能地使短舱外表面保持层流。

目前常用的保持物面层流区域的方法可以分为三类:

自然层流技术(NLF)、利用吸气等方法的主动层流控制(LFC),以及两者相结合的混合层流控制技术(HLFC)(见图1)。自然层流是一种被动控制方法,原理是通过对面型的设计,使得从壁面前缘开始保持尽可能大的顺压梯度区域,从而抑制TS不稳定波的发展,延迟流动转捩的发生。主动层流控制是通过在整个壁面吸气,保持层流边界层的稳定性。混合层流控制是通过在壁面前缘附近吸气,并结合壁面弱顺压梯度设计,达到延迟转捩的目的。主动层流控制方法的最大缺点就是需要在壁面打孔,并增加额外的吸气装置,对于飞机来说额外增加的设备会增加机体重量(质量),从而有可能将减阻带来的收益抵消掉。

相对于机翼来说,在短舱上更容易实现层流。因为机翼后掠角较大,而且需要产生升力,并有力矩要求,设计难度较大,而短舱进气道一般仅有较小的下垂角(5°左右),没有升力和力矩的要求。对于宽体客机来讲,短舱的雷诺数在 30×10^6 万左右,由图2可以看出,自然层流技术在宽体客机短舱上是可以实现的。

收稿日期:2019-08-19; 退修日期:2019-08-23; 录用日期:2019-08-30

*通信作者. Tel.: 010-57808977 E-mail: duxi@comac.cc

引用格式: Du Xi, Yan Haijin, Wu Yuang, et al. Aerodynamic design and wind tunnel test of a transonic natural laminar flow nacelle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 63-72. 杜玺, 闫海津, 吴宇昂, 等. 跨声速自然层流短舱气动设计和风洞试验研究 [J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 63-72.

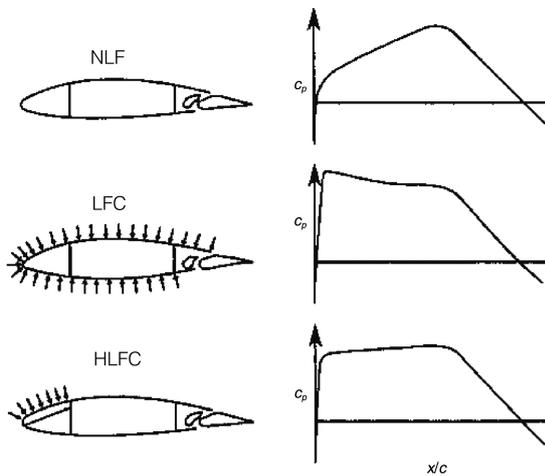
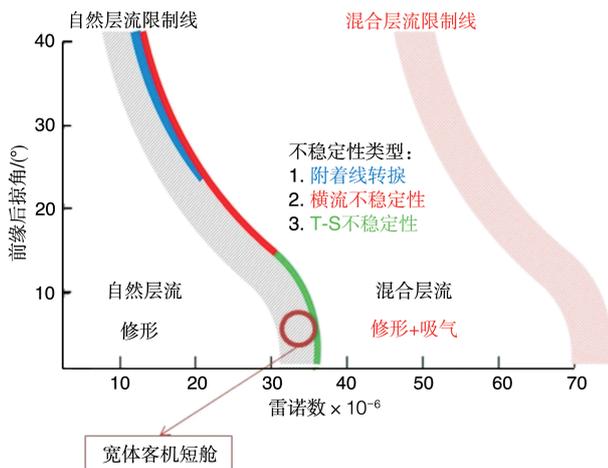
图1 NLF, LFC和HLFC概念示意图^[1]

Fig. 1 The concept of NLF, LFC & HLFC

图2 层流控制技术的雷诺数-前缘后掠角组合应用范围^[2]Fig. 2 The Re-Angle of attack range for the application of laminar flow technology^[2]

欧洲和美国的研究者们很早就开始了层流短舱方面的研究。1984年,美国航空航天局(NASA)兰利研究中心(LaRC)的Youngmans等^[3]开展了自然层流短舱的数值及风洞试验研究,1989年Hasting等^[4]在一架OV-1螺旋桨飞机上开展了自然层流短舱的飞行试验研究,发现层流区长度可以达到短舱长度的37%。1992年,德宇航DLR在一架VFW614飞机上进行了自然层流短舱和混合层流控制短舱的飞行试验^[5],结果表明两种短舱的层流段长度都达到了短舱长度的60%。Lin等^[6]针对跨声速自然层流短舱,开展了气动设计、风洞试验及转捩预测方法验证工作,分析证明Menter^[7]提出的基于运输方程的 $\gamma-Re_\theta$ 模型在巡航点附近与试验结果吻合较好。Vermeersch等^[8]研究了自然层流和层流控制短舱的设

计,并采用 e^N 分析方法预测了短舱表面转捩,同时分析了除冰加热对层流短舱的影响。近年来,随着工业制造水平的不断提高,波音公司将自然层流技术用在了波音787系列飞机的短舱上。到目前为止,国内在民机层流短舱气动设计方面研究较少,还没有开展高雷诺数的风洞试验或飞行试验研究。何小龙等^[9]开展了马赫数为0.76的轴对称自然层流短舱的气动设计优化工作,研究了考虑动力对于短舱优化设计的影响。

本文总结了最近开展的针对宽体客机的自然层流短舱的气动设计、数值计算以及飞行雷诺数高速风洞试验方面的工作,并就该短舱的工程可行性进行探讨。

1 自然层流短舱的气动设计

1.1 设计输入

该短舱对应的发动机风扇直径为2.8m,前缘下垂角为4°,短舱长度约束小于5.9m,短舱最大直径约束小于4m。

通常来说,短舱气动设计主要对象是外表面和内表面,外表面包括进气道外罩、风扇罩和反推外罩,内表面包括进气道、风扇和核心涵道,有时还包括通风涵道。短舱的气动设计需要来自飞机和发动机两方面的输入。飞机给出的设计工况,主要包括巡航、阻力发散、起飞、着陆和侧风等工况,针对这些工况可以确定来流的马赫数、雷诺数和迎角。同时,需要发动机提供相应界面的边界条件,由于发动机内部流动较复杂,通常仅模拟发动机风扇入口前,以及风扇涵道和核心涵道的流动,因此需要发动机提供风扇入口、风扇定子出口、核心机低压涡轮定子出口处的边界条件(见图3)。

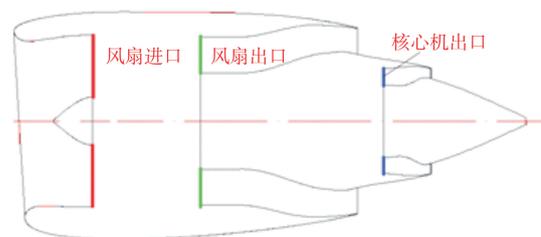


图3 短舱CFD计算边界条件

Fig. 3 Boundary conditions for nacelle CFD computation

在本研究中,设计关注点主要集中在层流短舱外表面,因此对上述短舱几何做了进一步简化,将两个涵道合成一个涵道,简化短舱如图4所示。

1.2 外形参数化

本研究中,短舱外形采用面对称形状,周向使用三个控制剖面(见图5):从顶部开始沿顺时针方向依次为0°(上)、90°(侧)和180°(下)剖面,每个控制剖面是一个类似翼型的形

状,内外型线分开设计。为了能够在设计中快速生成短舱几何外形,需要将其外形进行参数化。几何外形参数化有许多方法,常用的有NURBS,CST,FFD以及多项式曲线方法。NURBS方法是一种比较经典的方法,目前许多商业软件都采用了这种方法,它可以让几何有较大的变形,但控制参数较多。CST方法是波音公司的Kulfan^[10]在2007年提出的一种外形参数化方法,它实现起来比NURBS简单,但控制参数大多没有直接的物理意义,在设计时无法较好地把握设计外形的关键参数。因此这里使用的是多项式曲线法,即根据短舱的典型几何尺寸(如风扇直径、喉道直径、前缘下垂角、排气口直径等)确定几何控制点,然后根据曲线的连续性以及曲率要求在控制点之间构造高阶多项式曲线。各剖面控制曲线生成后,在CATIA软件中将这此控制曲线连接成曲面。本研究重点在短舱外型面的设计,因此对短舱排气喷管进行了简化,简化后短舱半模视图如图4所示。

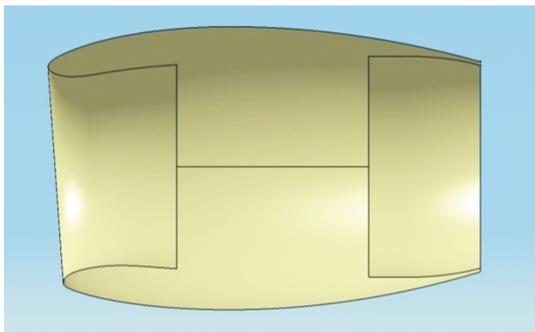


图4 简化短舱半模视图

Fig. 4 Half model of the simplified nacelle

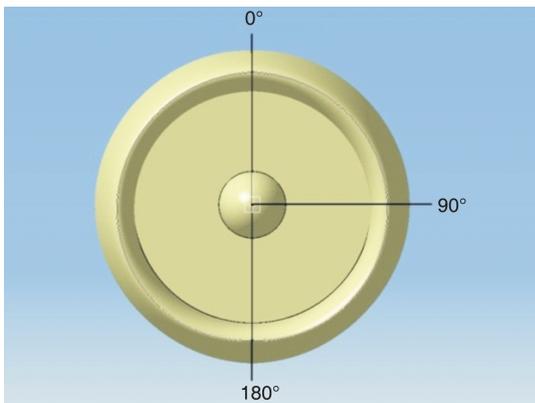
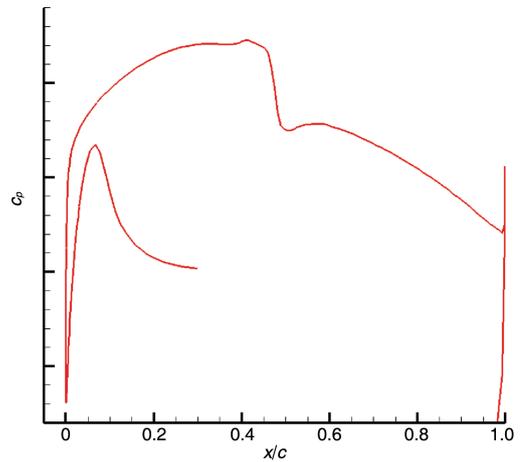


图5 短舱周向三个控制剖面位置

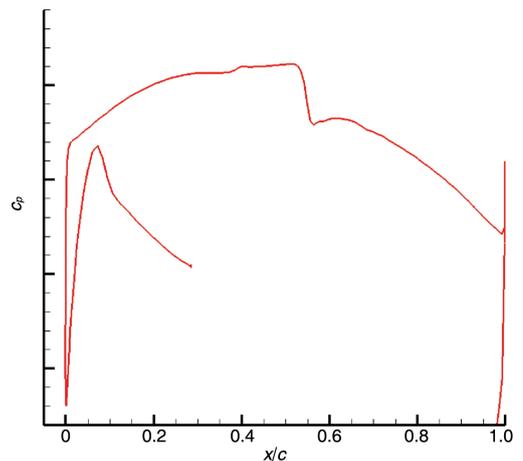
Fig. 5 Three circumferential control positions for nacelle design

1.3 短舱设计过程

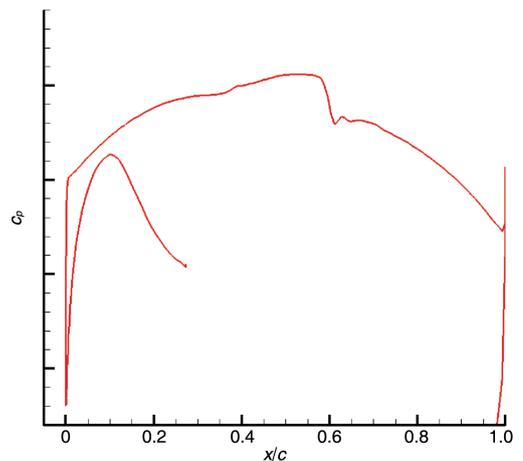
短舱设计点为来流马赫数0.85,迎角4°,基于短舱外表



(a) 0°剖面



(b) 90°剖面



(c) 90°剖面

图6 全湍流计算短舱表面压力分布

Fig. 6 Pressure distribution on the nacelle surface from the CFD full turbulent calculation

面长度的雷诺数 $Re=33 \times 10^6$ 。前面已经提到,本短舱的设计重点是外型面层流设计,因此在设计中基本保持喷管和进

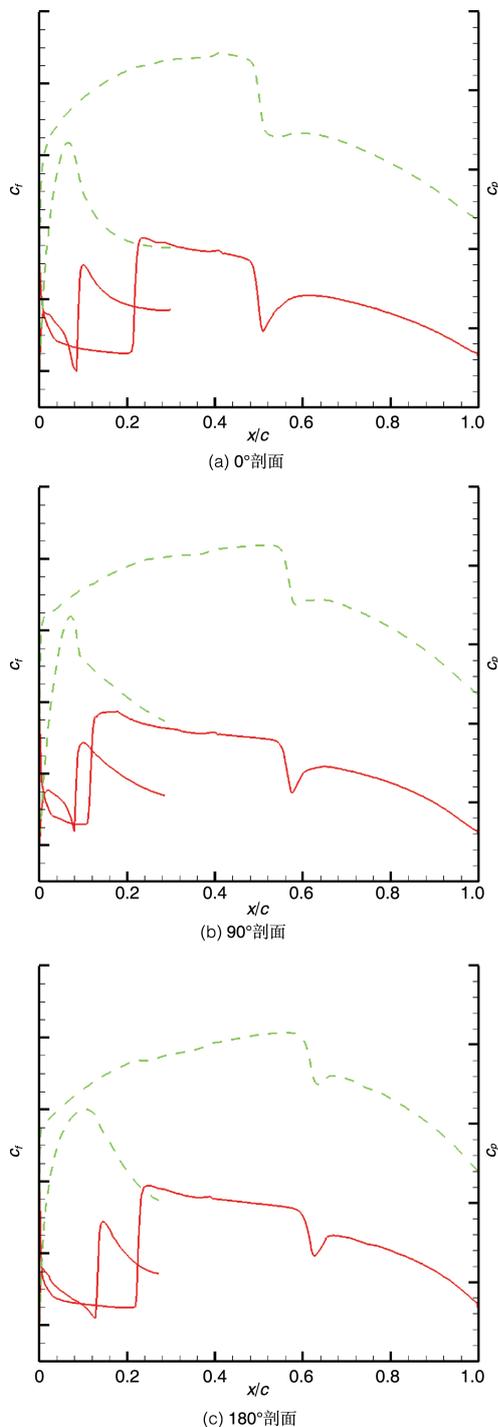


图7 CFD转捩计算得到的短舱表面压力和摩擦系数分布
Fig. 7 Pressure and skin friction coefficient distribution on the nacelle surface from CFD transition calculation

气道型面不变,主要对外型面进行修形设计。对于层流短舱的设计来说,进气道进气面积影响很大,因此在设计之前首先进行进气面积的权衡,在给定巡航点工况及相应发动机流量的情况下,进气面积的大小决定了流量系数的大小,

这里选择的设计流量系数为0.72。

在设计过程中,目标是在激波前保持顺压梯度,从而抑制TS波的转捩,没有其他因素的影响时,顺压梯度区越长层流区越长。但在短舱后缘角度限制下,如果将顺压梯度区设计过长,激波将会很强,因此设计中对激波强度做了限制。经过多轮迭代设计,最终方案的压力分布如图6所示。

在设计过程中,计算采用的程序为内部CFD程序SFlow,它是一个多块结构化网格CFD程序,采用有限体积方法,空间离散为二阶精度,通量计算采用Roe格式,时间推进为LU-SGS隐式方法。计算采用MPI并行方式,使用SST湍流模型进行全湍流计算,半模网格单元数为430万,计算结果如图6所示。可以看出,在三个剖面上,短舱前部都有一定长度的顺压梯度区域,长度在当地弦长的40%~60%。

1.4 巡航状态短舱转捩数值模拟

为了验证设计出的自然层流短舱上的层流区域大小,进行了带转捩模型的CFD计算,计算采用ANSYS CFX,转捩模型为 $\gamma-Re_{\theta}$ 模型;边界条件设定为短舱风扇进口给定静压,风扇出口和核心机出口给定总温和总压。计算使用半模结构化网格,壁面第一层网格为 $2 \times 10^{-6} \text{m}$,边界层网格增长率为1.15,网格单元数约800万。来流湍流度为0.0005,湍流黏性比为10。计算结果如图7所示,绿色为表面压力系数 C_p 曲线,可以看到压力分布与全湍流计算非常相似,但转捩发生在激波之前,在15%~20%弦长位置。为了排除网格的影响,对网格进行了再次加密,但得到了类似的转捩位置,因此初步判断转捩位置靠前是由于转捩模型本身造成的。

出于评估此自然层流短舱减阻效果的目的,将该短舱与基于同一个发动机设计的湍流短舱进行对比,湍流短舱计算也采用同一套密网格。计算得到的层流短舱阻力为14.8 counts(count为阻力单位,1count=0.0001),湍流短舱阻力为16 counts,单个短舱阻力减少量占全机的0.5%。

2 自然层流短舱高速风洞试验

为了验证该短舱在巡航设计点附近的气动性能,在德国ETW低温高雷诺数跨声速风洞中进行了达到飞行雷诺数的单独短舱高速风洞试验。风洞试验模型缩比为真实尺寸的1/10,基本采用铝合金材料制造,试验模型及支撑结构的外形如图8所示。试验模型使用通气短舱,在巡航点附近的流量由能够前后移动的堵锥进行调节,能调节的流量系数范围在0.69~0.76之间。



图 8 单独自然层流短舱风洞试验构型

Fig.8 Wind tunnel test configuration of the isolated NLF nacelle

风洞试验针对巡航设计点的不同工况,开展了变马赫数、雷诺数、迎角及流量系数研究,试验马赫数范围为0.83~0.87,雷诺数范围为 $10 \times 10^6 \sim 30 \times 10^6$,迎角范围为 $0^\circ \sim 5^\circ$ 。由于该风洞为低温风洞,其来流湍流度较低,可以达到0.05%。对表面压力和转换位置进行了测量,测量过程中没有粘贴转捩带。转换位置的测量采用温敏漆技术(TSP),TSP喷涂区域为短舱前缘10%~55%弦长的位置。测压带布置在短舱周向 0° 、 90° 和 180° 位置,这三个窄条区域未涂温敏漆(见图9)。



图 9 短舱上 TSP 喷涂区域显示(黄色)

Fig. 9 TSP paint area (yellow) on the nacelle

在进行CFD与风洞试验结果对比时,CFD计算采用了图8所示的短舱带支撑构型,唯一区别是为了得到较好的计算收敛性,支撑后部的圆柱部分一直延长到远场。CFD计算使用了全湍流和转捩模型两种方法进行对比,都采用同一套结构化网格,单元数为1620万。远场距离短舱中心约70倍短舱弦长,壁面第一层网格为 $6 \times 10^{-7}m$,边界层网格增长率为1.15。计算的来流湍流度为0.0005,湍流黏性比为10。

2.1 巡航设计点分析

首先针对巡航设计点,将CFD计算得到的压力分布与风洞试验进行对比。图10中分别对比了短舱三个剖面上的压力分布,全湍流计算得到的压力分布为红色曲线,转捩计算得到的为绿色曲线,风洞试验测量得到的为黑色曲线。可以看出,短舱 0° 剖面有较强的顺压梯度,随后因为吊挂的存在,导致吊挂起始位置有一道很强的激波。由于风洞试

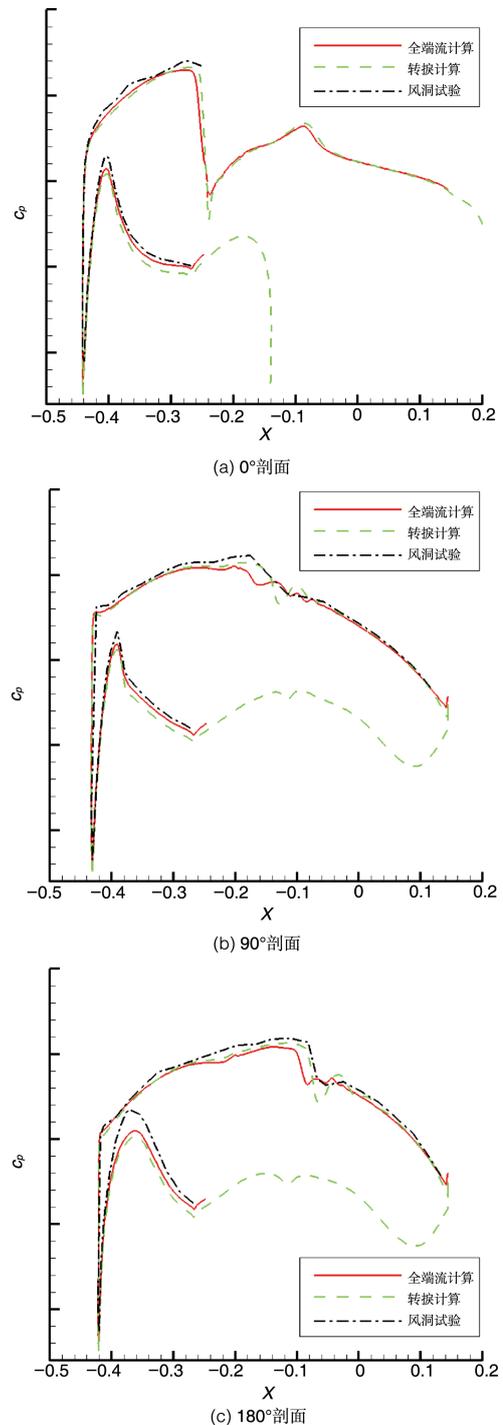


图 10 巡航状态风洞试验与CFD压力分布对比

Fig.10 Comparison of pressure distribution from the wind tunnel test and CFD at cruise condition

验测压点仅布置在吊挂之前,因此黑线到吊挂前缘截止。计算与风洞试验基本吻合较好,短舱进气道的喉道压力与计算有一定偏差,这可能是由于网格在这一压力梯度较大区域还不够密造成的,由于本文主要关心短舱外表面的气

动性能,对这一问题不做详述。在 90° 和 180° 剖面,可以看到转捩计算得到的激波位置与风洞试验更加接近,说明转捩模型更好地模拟了风洞试验中边界层的自然转捩。

2.2 马赫数的影响分析

在风洞试验中,研究了迎角、雷诺数和流量相同时,不

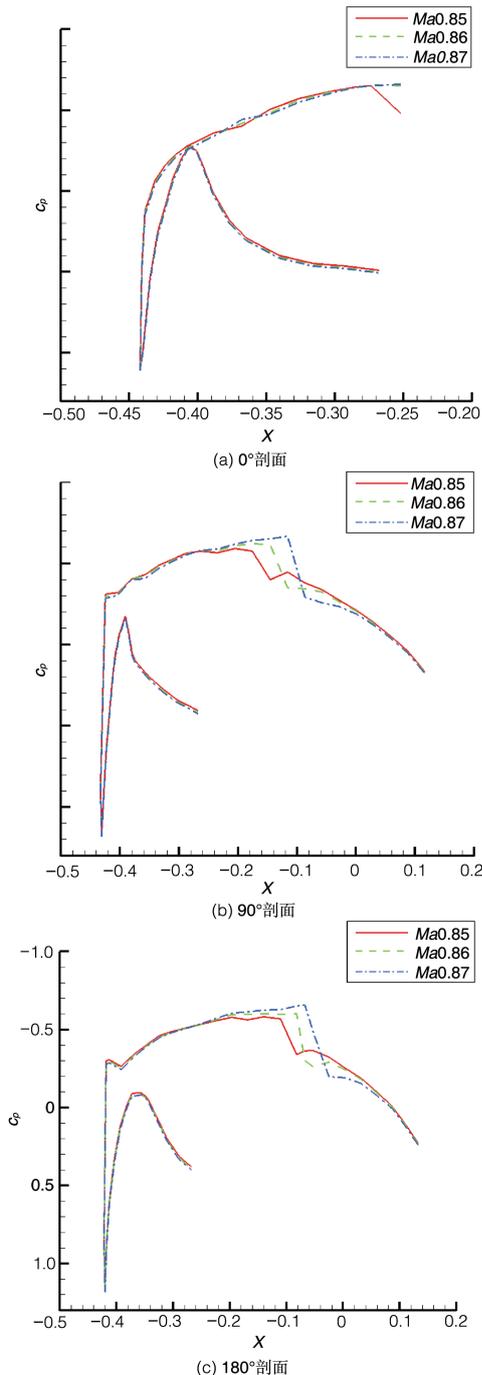


图 11 风洞试验中不同马赫数对压力分布的影响

Fig.11 Comparison of pressure distribution for different Mach numbers in the wind tunnel test

同马赫数对压力分布及转捩的影响,图11和图12分别给出了0.85、0.86和0.87三个马赫数下压力分布曲线和短舱表面TSP图像。从图11可以看出,三个马赫数下该短舱前部的压力分布区别不大,仅在激波附近有明显区别,随着马赫数增大,激波强度不断增加,而且位置逐渐后移。在图12的TSP测量区域中,深灰色为层流区域、浅灰色为湍流区域。由于风洞中存在一些灰尘杂质,导致流动在短舱前缘(TSP测量区之前)提前发生转捩,从而出现了一些楔形层流区域,但仍然可以看到一些层流区域延伸到了靠近TSP测量区后线(55%弦长)的位置。红外相机同时还拍到了激波,即图中从右上向左下倾斜的条纹,上部的层流区基本在激波位置结束,即流动在激波位置发生了转捩。对比三个马赫数结果可以发现,随着马赫数的增加,短舱中上部的层流区域明显变长,到0.87时,长度达到了55%弦长位置,甚至更加靠后。

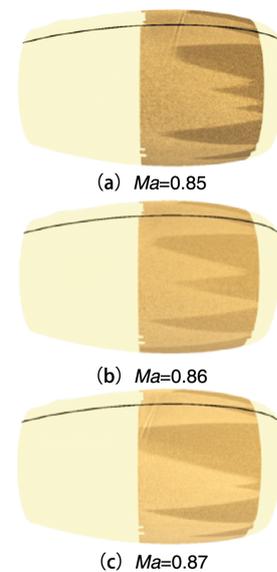


图 12 风洞试验中不同马赫数对转捩的影响

Fig.12 Comparison of transition location for different Mach numbers in the wind tunnel test

2.3 迎角的影响分析

图13和图14给出了其他变量相同时迎角变化的影响。从图13的压力分布可以看出,迎角 0° 时上剖面喉道速度最大,而下剖面速度最小,迎角 4° 时情况相反。在 4° 以外的非设计点,短舱上部到侧面仍能保持顺压梯度,而下部在 2° 时前缘出现了小的逆压梯度区,随着迎角减小到 0° ,逆压梯度区变大,这可能会导致流动提前转捩。在图14中,发现短舱上、下部都有个别较长的层流区域, 4° 迎角下靠近短舱底

部的层流区域长度相比 0° 略长。总体来看,迎角变小 4° ,对短舱表面的层流区域影响较小。

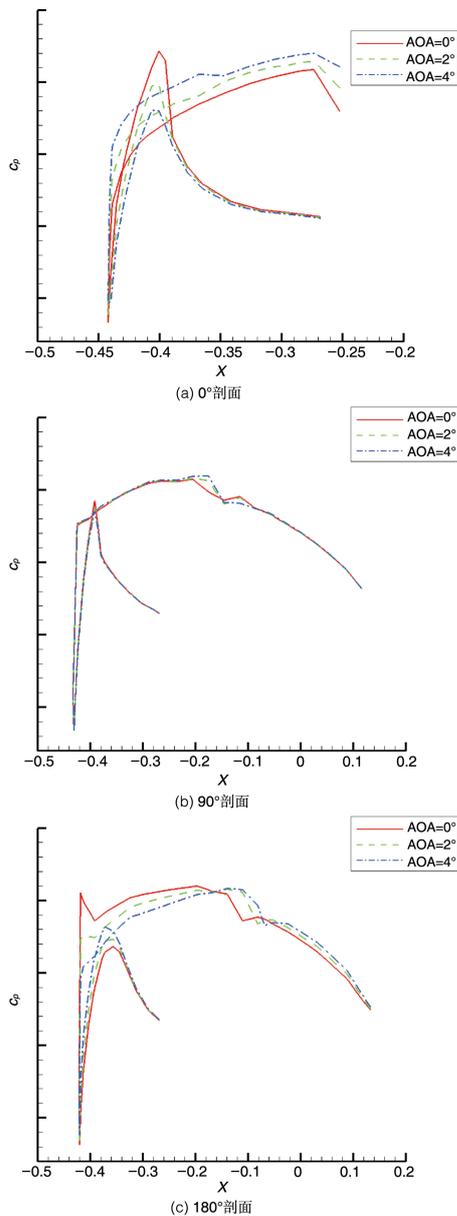


图 13 风洞试验中不同迎角对压力分布的影响
Fig.13 Comparison of pressure distribution for different angles of attack in the wind tunnel test

2.4 流量的影响分析

在来流状态相同的情况下,通过调节截流锥的位置,分析不同流量系数对短舱表面流动的影响。图 15 和图 16 给出了压力分布和 TSP 图像,Phi1 对应最大流量系数,Phi3 为最小流量系数,Phi2 为二者中间值。从图 15 中的进气道喉道处压力峰值可以看到,phi1 对应的流速最大。Phi3 流量

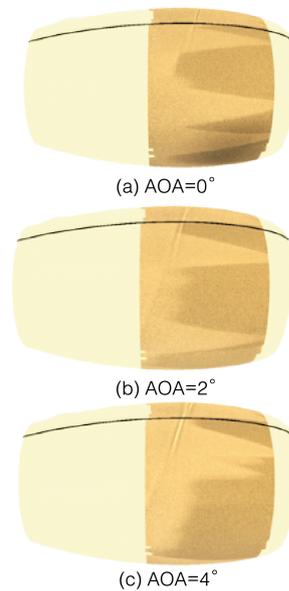


图 14 风洞试验中不同迎角对转捩的影响
Fig.14 Comparison of transition location for different angles of attack in the wind tunnel test

最小,使得进气道溢流最多,从而使得短舱侧面和底部的前缘均出现了小的逆压梯度区。从图 16 中可以发现,逆压梯度对短舱底部的转捩影响不大,因此 Phi3 时底部仍有较长的层流区域。而侧面逆压梯度对转捩影响较大,随着流量逐渐减小,短舱唇口外部溢流增加,侧面层流区域逐渐减小,在 Phi3 时,侧面层流区域仅有 12% 左右。

2.5 雷诺数的影响分析

在保持马赫数、迎角及流量调节锥相同位置的情况下,开展了变雷诺数 Re 试验,这里同时对比不同雷诺数对 CFD 与风洞试验结果的影响。通过对比发现,雷诺数变化对压力分布影响很小,这里仅给出短舱侧面压力分布对比,如图 17 所示。图 18 给出了风洞试验的 TSP 图像和 CFD 计算得到的表面摩擦力系数云图,可以发现雷诺数效应在 CFD 结果中影响不明显,而风洞试验结果变化非常显著。随着雷诺数增加,边界层变薄,风洞杂质对其影响增大,导致楔形湍流区域增加。在 $Re=3000$ 万时,短舱侧面大部分区域 ($90^\circ\sim 150^\circ$ 区域) 流动提前转捩,从图 17 看到短舱侧面仍有较好的顺压梯度,应该不是 TS 导致的转捩,同时看到靠近短舱底部地方有更长的层流区域,因此也可以排除横流的影响。影响流动提前转捩的原因还有噪声,随后还需要进一步研究。

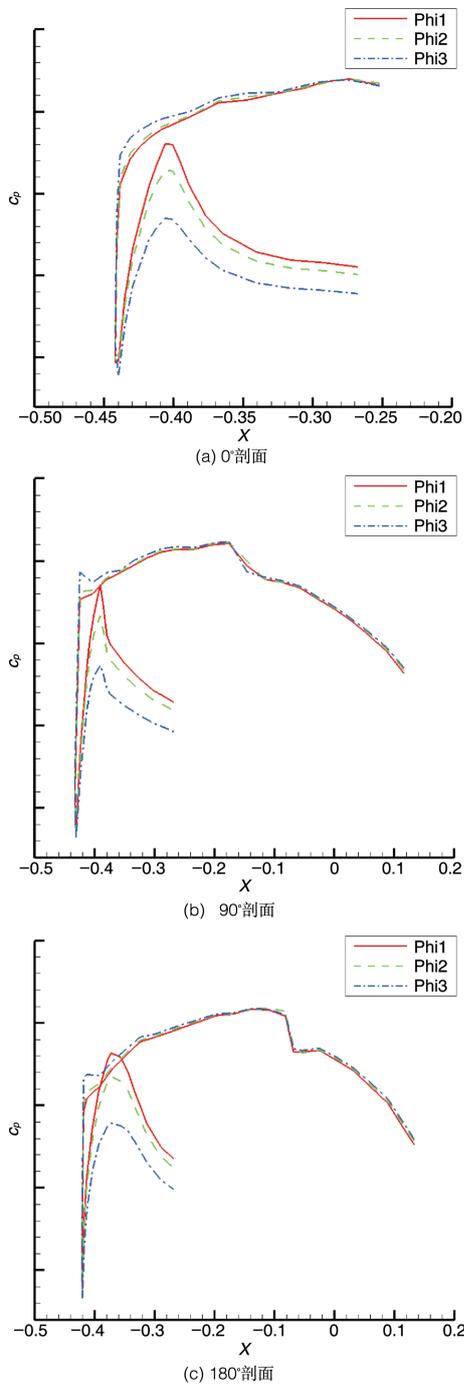


图 15 风洞试验中不同流量系数对压力分布的影响

Fig.15 Comparison of pressure distribution for different mass flow ratios in the wind tunnel test

3 结论

本文描述了针对宽体客机的自然层流发动机短舱气动设计,包括设计输入、几何外形参数化方法、CFD性能分析,重点描述了该短舱在德国ETW开展的飞行雷诺数高速风洞试验结果。

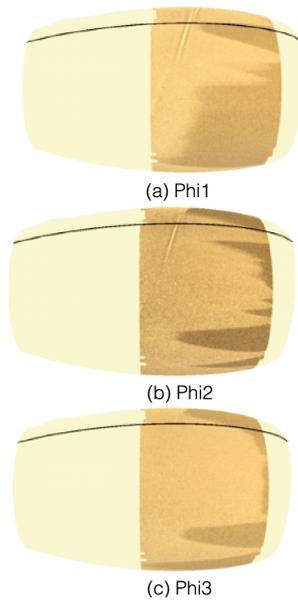


图 16 风洞试验中不同流量系数对转捩的影响

Fig.16 Comparison of transition location for different mass flow ratios in the wind tunnel test

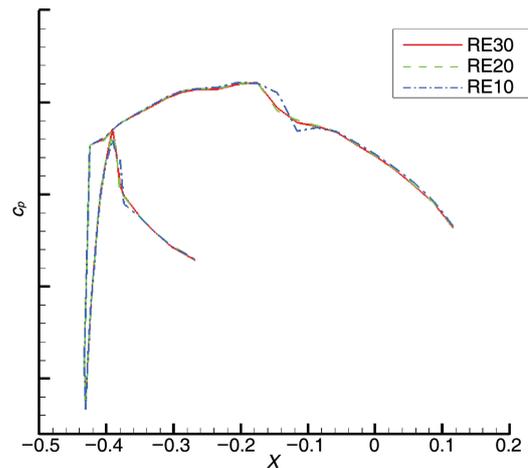


图 17 风洞试验中不同雷诺数对压力分布的影响(90°剖面)

Fig.17 Comparison of pressure distribution for different Reynolds number in the wind tunnel test (90°section)

针对最终设计方案,采用 $\gamma-Re_0$ 模型对带动力短舱构型进行计算,发现虽然顺压梯度保持到了弦长的40%~60%,但转捩位置在弦长20%左右。与风洞试验构型计算结果相比,转捩位置比较靠前。这两个构型的较大差别是动力短舱计算是内部的边界条件,这可能是导致转捩提前发生的原因之一。

为了评估短舱的阻力收益,同时计算了基于同一发动

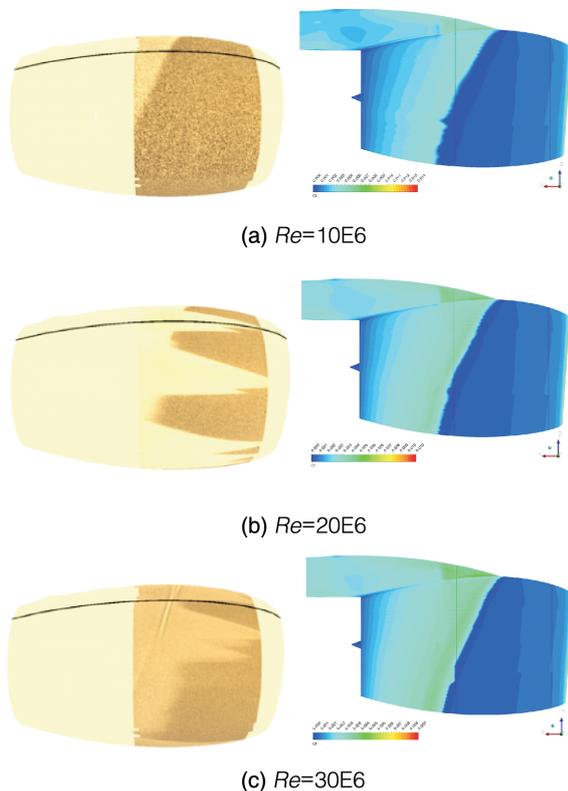


图 18 不同雷诺数对转换的影响: 风洞试验与 CFD 对比
(左图为风洞试验, 右图为 CFD 计算)

Fig.18 Comparison of transition location for different Reynolds number in the wind tunnel test & CFD
(Wind tunnel test on the left, CFD results on the right)

机设计的湍流短舱, 发现设计的层流短舱阻力比湍流短舱小 0.5%, 假设全机安装对层流短舱的性能影响很小, 则通过使用两个层流短舱能够实现全机减阻 1%, 这与参考文献 [11] 中的结论较接近。

针对风洞试验构型, CFD 与风洞试验结果的对比分析表明, CFD 能较好地预测短舱表面的压力分布, 风洞试验中马赫数、雷诺数、迎角及流量对压力分布和转换的影响趋势合理, 在低雷诺数时 CFD 转换模型预测的转换位置与试验符合较好, 但在高雷诺数下, 试验中部分区域流动提前发生转换, 与 CFD 预测差别较明显。

虽然风洞试验可以在一定程度上验证 CFD 计算, 但必须注意到其与真实飞行状态的差别。不考虑短舱安装的差别, 风洞的来流速度与巡航飞行状态相当, 灰尘杂质颗粒大小在两种状态下也基本相同, 因此灰尘杂质颗粒所带动能相同, 而真实短舱尺寸是风洞模型的 10 倍, 其边界层绝对厚度更厚, 可以断定在实际飞行时灰尘对层流短舱的影响

将会比风洞中小。

尽管短舱前缘下垂角 (相当于机翼后掠角) 较小, 在后续研究中应该使用带有横流波因子的转换模型对该短舱进行分析, 以便判断风洞试验中是否有横流因素的影响。为了更准确地评估层流短舱的减阻效果, 随后还需要开展全机安装后的 CFD 转换分析。对于自然层流短舱来说, 除了本文分析的流动影响外, 影响转换的因素还有表面制造工艺以及防除冰加热, 随后还需要对上述因素进行详细的研究。

AST

参考文献

- [1] Joslin R D. Overview of the laminar flow control[R]. Technical Report TP-1998-208705, NASA, 1998.
- [2] Schrauf G. Status and perspectives of laminar flow[J]. The Aeronautical Journal, 2005, 109(1102): 639-644.
- [3] Youngmans J L, Lahti D J. Experimental studies on natural laminar flow nacelles[R]. AIAA paper No.84-0034, 1984.
- [4] Hastings E C, Schoenster J A, Obara C J, et al. Flight research on natural laminar flow nacelles: A progress report[R]. AIAA-86-1629, 1986.
- [5] Riedel H, Horstmann K H, Ronzheimer A, et al. Aerodynamic design of a natural laminar flow nacelle and the design validation by flight testing[J]. Aerospace Science and Technology, 1998(1): 1-12.
- [6] Yujing Lin, Robinson T, Early J, et al. Implementation of Menter's transition model on an isolated natural laminar flow nacelle[J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 824-835.
- [7] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation based transition modeling using local variables-Part 1: Model formulation [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 413-422.
- [8] Vermeersch O, Bouteiller X. Numerical study of laminar nacelles: natural and hybrid laminar flow designs[J]. International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation, 2014, 11(5): 191-204.
- [9] 何小龙, 白俊强, 夏露, 等. 基于 EFFD 方法的自然层流短舱优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2011-2020.
He Xiaolong, Bai Junqiang, Xia Lu, et al. Natural laminar flow nacelle optimization design based on EFFD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2011-2020. (in Chinese)
- [10] Kulfan B M. A universal parametric geometry representation

method "CST"[R]. AIAA 2007-62, 2007.

- [11] Barry B, Parke S J, Bown N W, et al, The flight testing of natural and hybrid laminar flow nacelles[R]. ASME Paper No. 94-GT-408, 1994.

(责任编辑 王昕)

作者简介

杜玺(1979—)男,博士,研究员级高级工程师。主要研究方向:短舱气动设计、层流设计。

Tel: 010-57808977 E-mail: duxi@comac.cc

Aerodynamic Design and Wind Tunnel Test of a Transonic Natural Laminar Flow Nacelle

Du Xi^{1,2,*}, Yan Haijin^{1,2}, Wu Yuang^{1,2}, Jender Lee^{1,2}, Yang Zhigang^{1,2}, Lin Dakai^{1,2}

1. *Beijing Aeronautical Science & Technology Institute, Commercial Aircraft Cooperation of China Ltd., Beijing 102211, China*

2. *Beijing Key Laboratory of Simulation Technology for Civil Aircraft Design, Beijing 102211, China*

Abstract: Laminar flow control is an effective way to reduce the friction drag, it is necessary to explore the application of laminar flow technology in order to design a more economic, more ecological civil aircraft. With the advancement of aircraft engine, the turbofan engine bypass ratio is increasing, therefore the nacelle size is also increasing. If a large extent laminar flow could be achieved on the nacelle, it will bring a nonnegligible benefit to the aircraft fuel burn. This paper summarizes the aerodynamic design, numerical simulation and wind tunnel validation of a Natural Laminar Flow (NLF) nacelle for the wide body aircraft. Firstly it describes briefly the aerodynamic design method of the NLF nacelle, secondly it gives the CFD prediction with the transition model, at last it presents the wind tunnel test results and the comparisons with the CFD computation. The wind tunnel test was carried out in ETW in Germany in order to validate the high speed aerodynamic performance of the NLF nacelle, TSP technology was used for the transition measurement, the results show that the natural laminar flow is achieved from 30% to 55% of the chord length of the nacelle external cowl.

Key Words: NLF nacelle; high Reynolds number wind tunnel test; transonic laminar flow technology; aerodynamic design; engine nacelle

Received:2019-08-19; Revised: 2019-08-23; Accepted: 2019-08-30

*Corresponding author.Tel. : 010-57808977 E-mail: duxi@comac.cc