

民用飞机进气道的侧风畸变研究

刘凯礼^{1,2}, 孙一峰¹, 钟园¹, 张堃元², 张慧骅¹

(1. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 结合民用飞机动力装置/机体集成研究的具体需要,采用数值模拟方法对大涵道比涡扇发动机进气道的侧风畸变特性进行研究,给出了进气道在侧风条件下工作的流场特征,分析了导致侧风畸变的流动机理.研究表明:进气道的侧风畸变主要受到典型的气流分离与再附以及地面吸入涡等复杂流动现象的影响;当进气道内部气流出现分离时,侧风畸变会随侧风速度的增加而突然加剧;进气道在近地面工作状态,产生的地面吸入涡现象可能会使短舱的侧风容限明显降低.此外,侧风状态的进气畸变特性随着发动机流量的变化,进气道内部气流的分离与再附存在差别,这导致了进气畸变指数呈现迟滞变化.

关 键 词: 畸变; 进气道; 民用飞机; 侧风; 短舱

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on inlet distortion under crosswind for civil aircraft

LIU Kai-li^{1,2}, SUN Yi-feng¹, ZHONG Yuan¹,

ZHANG Kun-yuan², ZHANG Hui-liu¹

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The inlet aerodynamic performance of distortion under crosswind for a high bypass ratio turbofan engine was numerically simulated to meet the need of civil aircraft engine/airframe integration. The flow characteristics and their underlying flow physics were investigated. The investigation suggests that: typical flow phenomena of separations, reattachments and ground vortex are found to be the root causes for the inlet distortion under crosswind; there is a sudden intensification in the distortion index as the onset of the inlet internal flow is separated with the increasing speed of crosswind; the civil aircraft inlet tolerance of crosswind would be reduced as the nacelles are affected by the ground vortex phenomenon; the distortion characteristics of civil aircraft inlet are also affected by the engine massflow, whilst the hysteresis loop of the distortion index is captured for the flow separation and reattachments are not exactly repeatable as the engine corrected mass flow rates vary.

Key words: distortion; inlet; civil aircraft; crosswind; nacelle

民用飞机进气道/短舱的设计必须满足发动机和飞机的性能需求,这不仅要求其满足发动机

流量需求、质量/阻力最低及噪声最小,还要求其供气品质最高^[1-2].畸变指数是评价进气道供气品

收稿日期:2013-09-26

基金项目:中国商用飞机有限责任公司博士后基金(SADRI201202);上海市自然科学基金(14ZR1449600)

作者简介:刘凯礼(1984—),男,江苏宿迁人,博士后,主要从事推进系统内流气体动力学研究.

质的主要参数,它直接关乎发动机性能.大的进气畸变会导致发动机喘振裕度减小^[3-5],影响发动机稳定工作,从而影响飞机的经济性和安全性.产生进气畸变的各种工况中,侧风条件是其中典型工况之一.

在民用飞机适航规章要求中,发动机必须在审定的运行条件下供给足够的空气量;在正常及应急使用期间不出现失速、喘振、熄火等达到危险程度的不利特性;在正常运行期间不得由于气流畸变引发有害振动.为此,相关研究工作借助于风洞试验、台架侧风试验和试飞平台试验等手段进行进气畸变研究^[6-8],以优化发动机进气道的侧风性能,并为飞机侧风条件下的安全运营提供依据.然而,相关试验研究花费较大,同时也无法获得细节的流动特征及机理以改善发动机和飞机的性能匹配.近年来,数值模拟方法的发展为进气畸变研究提供了经济的、行之有效的研究手段.为了对民用飞机进气道侧风性能进行分析,Tourrette 发展了一套数值求解 Navier-Stokes 方程的软件,通过和试验结果的对比,验证了数值方法和湍流模型的可靠性^[9].Luis 等对民用飞机短舱的侧风问题进行了数值模拟,研究中对侧风条件下加剧进气畸变的地面吸入涡现象(ground vortex)进行了细致的分析^[10].Colin 等在发动机进气道侧风计算方面做了较多工作,目的是建立一个兼顾精度、效率和鲁棒性的进气畸变数值预测平台^[11].目前,国内对进气畸变的试验和数值模拟研究多集中于进气道/发动机性能匹配以及弹用 S 弯/埋入式进气道性能分析方面^[12-14],而在大型民用飞机和大涵道比民用发动机型号研制工作中开展较少,因此国内在民用飞机进气畸变方面的工作尚不多见.

本文选取了一个典型的民用飞机大涵道比涡扇发动机进气道作为研究对象,结合动力装置/飞机机体集成研究的具体需要,对侧风条件下的进气道进气畸变特性进行数值模拟研究,分析了进气道工作在大侧风状态下的流场特征和进气畸变产生的流动机理.相关研究方法和成果可为民用飞机进气畸变试验、试飞科目取证等工作提供技术基础.

1 物理模型

为了研究民用飞机进气道的侧风畸变特性,选取了一个典型的民用飞机发动机动力短舱作为研究对象.如图 1 所示,短舱模型包含了进气道、

风扇罩、进气锥和完整的排气系统.由于主要关注进气道部件的气动特性,本文对发动机短舱模型进行了适当的简化.其中,进气道、风扇罩、进气锥的气动型面均与原短舱模型保持一致,只是在排气部分进行了简化处理(图 1).

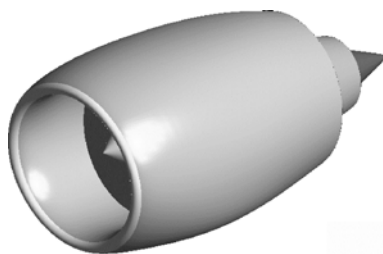


图 1 短舱示意图

Fig. 1 Schematic diagram of nacelle

2 计算方法与计算条件

数值模拟采用的 CFD 软件为 ANSYS CFX,这是一个基于有限体积方法的 CFD 求解器.在本文计算中的控制方程是三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,时间离散选用了全隐式时间推进格式,空间离散采用了高阶迎风格式,湍流模型为两方程的 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型.在流场计算中监测全流场残差和进出口流量,收敛以各残差指标下降 4 个数量级或继续迭代残差不再下降同时进出口流量保持稳定为准.

利用 ANSYS ICEM 软件对短舱全三维流场生成结构化计算网格.图 2 中给出了短舱表面计算网格示意图.为了保证计算结果的准确性,在计算域上游,网格边界离短舱的距离设置为 15 倍的短舱当量直径,而在计算域下游,为了较好地模拟喷流以及掺混的流动过程,网格边界的距离约为 30 倍短舱当量直径.为了准确模拟附面层内的复杂流动,对短舱近壁面处的网格进行了加密处理,第 1 层网格高度约为 0.02 mm,近壁面 y^+ 在 1 左右.另外,对进气道进口、唇口和排气装置等流场参数变化较为剧烈区域的网格进行了适当的加密.全流场三维计算网格总数约为 350 万.在计算中,为了进一步分析地面效应对进气畸变的影响,本文还对带地面状态的短舱流场生成了结构化网格,地面到进气道/短舱的距离根据某型民用飞机大涵道比涡扇发动机短舱实际离地高度设定.带地面状态在短舱核心区域采用了和前文相同的网格拓扑结构和加密措施,此外特别的对地面附近网格进行加密处理.

如图 3 所示,在边界条件设置方面,计算域远方的边界相应的施加进口(inlet)和出口(outlet)边界条件,计算参数给定了自由来流静温、静压、来流速度等参数.如图 2 中所示,计算中施加侧风条件,侧风方向如无特别说明均为从左至右.在数值模拟短舱模型建立方面,准确地设置进气道出口边界条件是获得可信计算结果的关键.如图 3 所示,在进气道出口即风扇平面采用了出口边界条件,相应的计算参数如压力和温度参数根据发动机正常工作状态的折合流量、流量系数、总压恢复系数等参数进行换算给出;在短舱出流平面,采用了流量进口边界条件,并根据进气道捕获的流量和来流总温来施加其中的计算参数.短舱其他外露面指定了无滑移壁面边界条件.在计算地面效应影响时,地面边界条件设置为无滑移壁面边界条件.

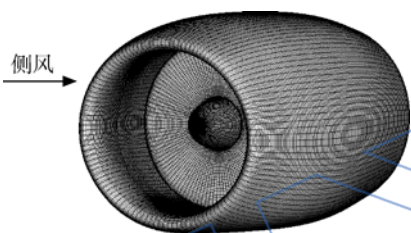


图 2 短舱表面计算网格示意图

Fig. 2 Computational grids on the nacelle surface

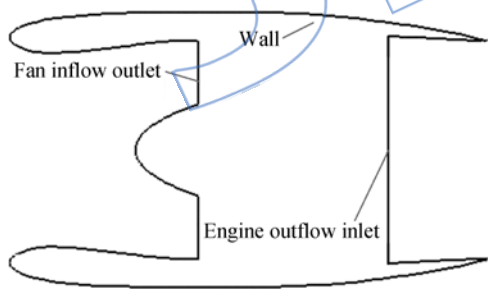


图 3 短舱边界条件

Fig. 3 Boundary conditions around the nacelle

本文选用地面起飞的典型状态分析了短舱的进气畸变特性.计算条件为某民用飞机的地面(sea level)、起飞(take off)状态的国际标准大气(ISO)工况参数:高度为 0 m;静温为 288.15 K;静压为 101325 Pa.工作在起飞状态的发动机折合流量约为 548.7 kg/s.分析中不考虑短舱安装角以及机身/机翼/增升装置等对短舱进气气流干扰的影响,短舱攻角选取为 0°,侧滑角选取为 90°.

评价气流畸变的方式是十分多样的,具体采

用何种畸变指数描述进气道出口即发动机进气气流品质并无统一认识,在具体应用上选取的畸变指数主要与相关设计单位的经验和传统有关^[1].本文为了定量地衡量气流畸变程度,按照动力装置供应商及适航要求,对进气畸变的评价主要采用周向畸变指数($\bar{D}_{idc}$)以及径向畸变指数($\bar{D}_{idr}$),相关定义如以下公式所示:

$$\bar{D}_{idc} = \frac{p_{ring,av} - p_{ring,min}}{p_{av}} \quad (1)$$

$$\bar{D}_{idr} = \frac{p_{av} - p_{ring,av}}{p_{av}} \quad (2)$$

式中 p 为流场中气流总压,下标 av 为参数平均值,下标 $ring$ 表示流场中径向分区环的参数,下标 min 为流场中参数的最小值.本文采用的气流畸变指数计算方法和相关的风洞试验测量方法是完全一致的,即在风扇平面的周向和径向上按规律选取一系列数值监测点,从 CFD 结果处理中对这些监测点的进气道气动参数进行采样,进而进行畸变指数计算.从本文对计算结果的分析来看,采用的计算方法可以较好地评估进气道出口气流畸变情况.

3 计算结果与讨论

采用数值模拟方法对民用飞机进气道处于 90°大侧风状态下的流场进行研究,分析了侧风速度、地面效应及发动机工况的变化对进气道侧风流场特征、畸变指数的影响规律和流动机理.

3.1 侧风速度的影响分析

根据总体设计和安全运营要求,在地面状态下进气道至少应在 10.29 m/s(20 节)侧风满足发动机进气品质要求.本文首先在审定的发动机运行工况下,研究侧风速度对进气畸变的影响,分析的侧风速度范围选取为 5.14 m/s(10 节)~18.01 m/s(35 节).为了便于说明,下文中结合民用飞机侧风速度评价常用的英制单位(节)来描述侧风速度的大小.

图 4 给出了侧风速度分别为 7.72 m/s(15 节),10.29 m/s(20 节),12.86 m/s(25 节)和 15.43 m/s(30 节)状态下进气道出口即风扇截面的总压恢复(ϕ)分布,图中红色区域为高值而蓝色区域为低值.从图 4 可以看出,侧风速度为 7.72 m/s,10.29 m/s 和 12.86 m/s 时,进气道出口的总压分布基本相似,引起畸变指数增加的低总压区主要分布在壁面附近.这显然是由于壁面附近气流受黏性损失的影响而造成总压降低.当侧风速

度从 12.86 m/s 增加到 15.43 m/s 时,从图中可以看出,进气道出口截面在迎风侧 45° 位置附近(位置定义见图 5)出现低总压区,此时的畸变指数会显著增加。

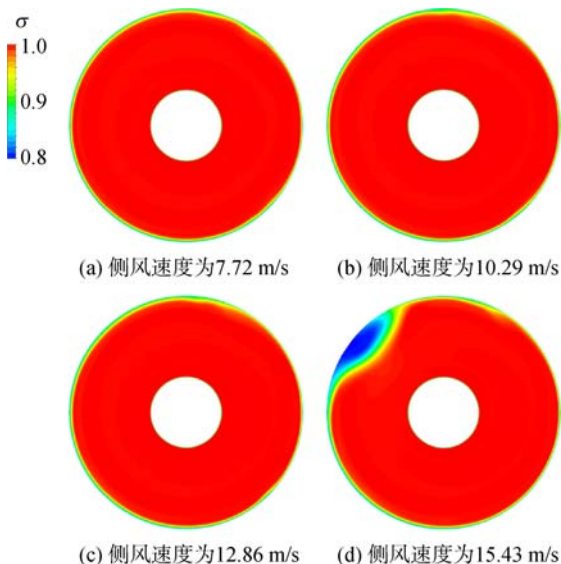


图 4 进气道出口的总压恢复分布(无地面效应)

Fig. 4 Distribution of total pressure recovery on exit of inlet (without ground effect)

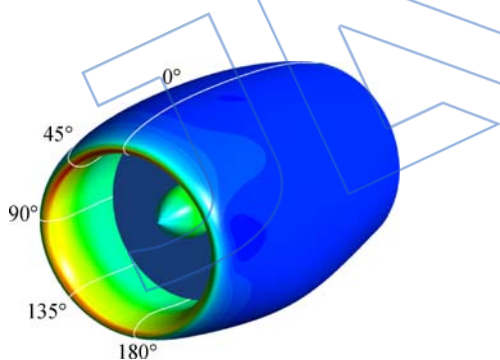


图 5 短舱周向截面位置示意图

Fig. 5 Sketch of nacelle circumferential cut sections definition

图 6(a) 和图 6(b) 分别给出了 10.29 m/s 和 15.43 m/s 侧风状态下短舱表面的极限流线。从图中可以看出,侧风速度由 10.29 m/s 增大到 15.43 m/s 时,进气道内侧流场特征出现很大变化。其中在 15.43 m/s 侧风状态,气流在 45° 方向附近出现了两个分离涡,这显然是造成总压损失增强的主要因素。分析认为,随着侧风速度加大,分离包逐渐扩展,其影响范围将会逐渐增大,引起进气道内部大面积的流动分离。

为了确定产生流动分离的原因,图 7 给出了 10.29 m/s 和 15.43 m/s 侧风状态下短舱壁面的理

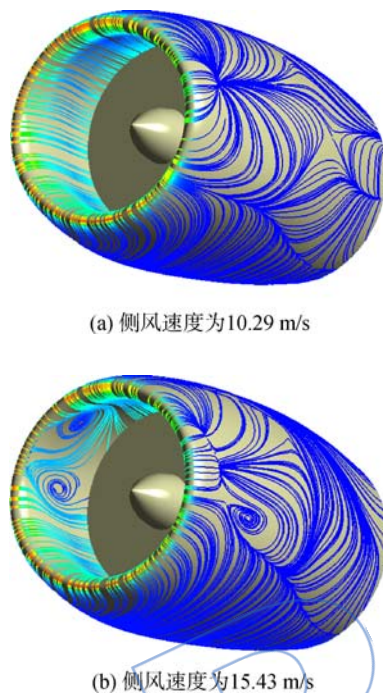
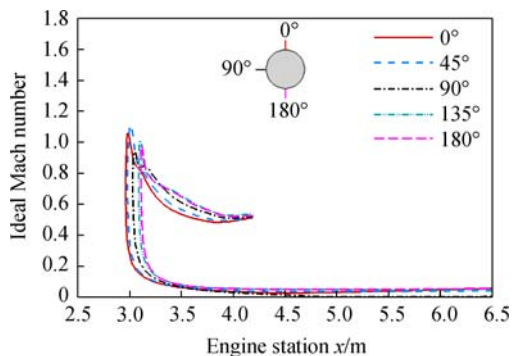


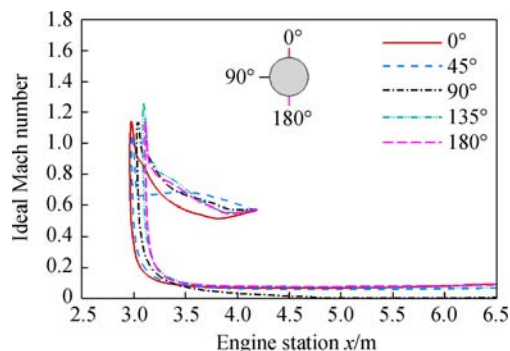
图 6 短舱表面极限流线示意图

Fig. 6 Sketch of surface streamline of nacelle

想马赫数分布曲线图。壁面理想马赫数为根据当地静压与来流总压相对量换算的无量纲参数,该参数并未考虑气流黏性造成总压损失的影响。图中分别给出了 0°, 45°, 90°, 135° 和 180° 位置的结果。从 10.29 m/s 侧风状态图可以看出,由于发动机流管收缩造成气流加速,在 45° 方向上短舱唇口附近的理想马赫数最高,其值约为 1.1。为了满足低速性能要求,民用飞机进气道通常在 180° 的下唇口到 90° 的侧唇口设计收缩比较大即采用相对厚度较大下唇口和侧唇口。图 8 中给出了本研究采用的进气道模型在不同周向位置(θ)上唇口厚度(h)和进气道前缘平面半径(R)的比值。从图中可以看出,进气道在 180° 到 90° 位置唇口较厚,相应的内形面曲率较小,这样就使得当地近壁面气流加速缓和,从而可以达到的壁面理想马赫数极值减小。然而,在 0° 位置唇口较薄。随着侧风速度增加,发动机唇口附近气流加速,导致 0°~90° 位置相比 90°~180° 的气流更容易达到高的表面速度。在唇口内部气流减速扩压的综合影响下,45° 位置附近的唇口前缘到喉道之间的逆压力梯度较强,从而使该位置的气流在 15.43 m/s 侧风速度时出现了气流分离,导致进气畸变指数增加。从图 7(b) 中可以看出,出现气流分离的 15.43 m/s 侧风速度,45° 位置的理想马赫数分布曲线出现了平台区域,短舱前缘的最大理想马赫数在 135° 位置达到 1.3 左右。



(a) 侧风速度为10.29 m/s



(b) 侧风速度为15.43 m/s

图7 壁面理想马赫数分布(无地面效应)

Fig. 7 Wall ideal Mach number distributions (without ground effect)

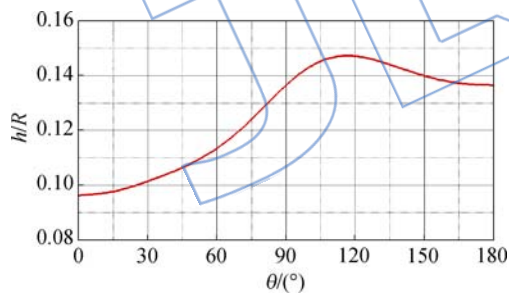


图8 进气道唇口相对厚度分布

Fig. 8 Distribution of inlet lip relative thickness

通过本小节分析还可以认为,该型民用飞机进气道/短舱设计方案在10.29 m/s(20节)侧风速度条件下进气畸变较小,可以满足发动机正常工作的要求。

3.2 有/无地面效应的对比

在民用飞机起/降等工况,地面效应会对短舱侧风流场产生影响。在对民用飞机短舱方案气动性能进行风洞试验时,同样需要对有地面效应的情形进行试验分析,以研究地面效应的影响。在上小节,本文主要分析了独立短舱的理想状态,本小节的研究中引入了地面效应,在侧风速度、发动机

进气流量、计算方法及分析方法相同条件下,考察地面效应对侧风畸变特性的影响。

图9中同样给出了侧风速度为7.72 m/s(15节),10.29 m/s(20节),12.86 m/s(25节)和15.43 m/s(30节)状态下进气道出口的总压恢复分布。从图可以看出,侧风速度为7.72 m/s,10.29 m/s和12.86 m/s时,进气道出口的总压恢复分布高值区域分布和无地面效应的情况基本相似;而当侧风速度从12.86 m/s增加到15.43 m/s时,进气道出口平面的迎风侧45°位置附近出现低总压恢复区域,此时的进气畸变显然也显著增加,这也和上小节结果基本一致。然而,对比图4和图9可知,在相同侧风速度下,有地面效应影响时在进气道出口下部出现了小范围低总压恢复区域。为了分析产生这种现象的原因,图10中分别给出了不同侧风速度下进气道出口的总压恢复分布和涡量等值面,该等值面给出了存在旋流的区域。从图可以看出,在同样的侧风(如10.29 m/s)条件下,出现了新的流动现象——地面吸入涡(ground vortex)^[15-17]。由于涡内的总压降低明显,这显然成为导致进气畸变的因素之一。结合图9分析,当侧风速度从7.72 m/s增大至15.43 m/s,地面吸入涡强度也逐渐增强,影响范围也逐步增大。值得注意的是,当侧风速度增加到15.43 m/s时,短舱迎风面45°位置同样出现了气流分离,加剧了总压畸变。进气道地面吸入涡形成和发展受到发动机进气流量、发动机距地面高度与进口直径之比、来流速度

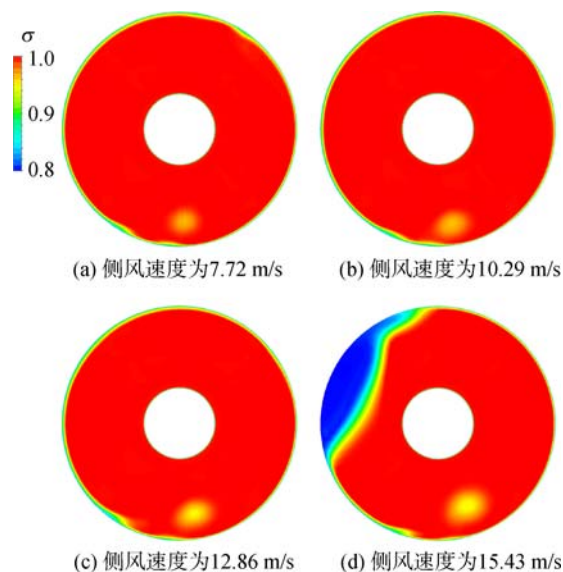


图9 进气道出口的总压恢复分布(有地面效应)

Fig. 9 Distribution of total pressure recovery on exit of inlet (with ground effect)

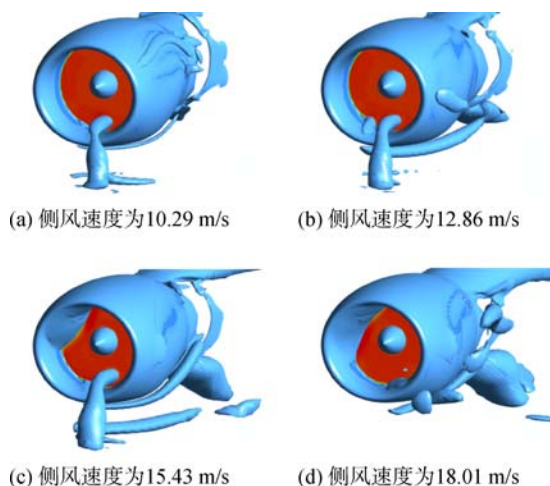


图10 进气道出口的总压恢复分布和涡量等值面
Fig. 10 Distribution of total pressure recovery and vortex isosurface

大小及方向等参数的影响^[17-18]. 当侧风速度达到18.01 m/s(35节), 由于气流速度增加, 进气道流量系数降低, 进气道流管变窄并致使其与地面之间的相互影响减弱, 此时的进气道地面吸入涡消失.

为了衡量侧风速度对进气畸变的影响, 图11中给出进气道出口截面上最大周向畸变指数($\bar{D}_{\text{ide,max}}$)随侧风速度的变化曲线, 图中还给出无地面效应时的结果作为对比. 从图中可以看出, 侧风速度在5.14 m/s(10节)~13.38 m/s(26节)状态时, 有/无地面效应时的最大周向畸变指数基本一致, 但由于地面吸入涡的影响, 引入地面效应后的最大周向畸变指数略有增加. 需要注意的是, 有地面效应影响时, 侧风速度从13.38 m/s(26节)增加到13.89 m/s(27节)的最大周向畸变指数超过了发动机性能包线限制(SPEC), 这相比无地面效应的14.92 m/s(29节)侧风容限降低了1.54 m/s(3节).

相同的发动机工况下, 有/无地面效应的进气流管的流场特征很不一样. 如图9所示, 在地面吸入涡影响范围内, 由于气流密流降低, 这就导致吸入涡影响范围外的其他区域进气速度增加以满足发动机的流量需求. 图12中分别给出了侧风速度为10.29 m/s和15.43 m/s状态时的短舱壁面理想马赫数分布曲线, 和图7相比, 相同10.29 m/s侧风速度条件下, 短舱唇口附近的理想马赫数在45°方向上从1.1增加到了1.4. 显然, 此时前缘到喉道之间的逆压力梯度更强, 从而使该位置的气流更加容易出现分离, 并可能导致进气畸变指数的突然增加. 而当进气道内部出现气流分离后,

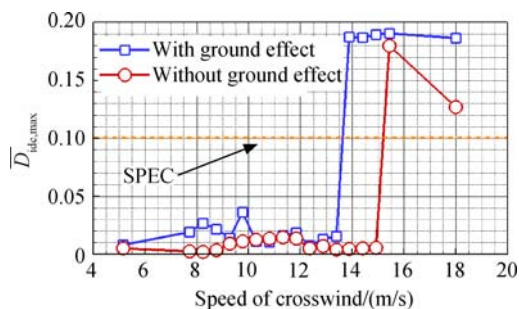


图11 最大周向畸变指数随侧风速度变化曲线
Fig. 11 Variation of $\bar{D}_{\text{ide,max}}$ with speed of crosswind

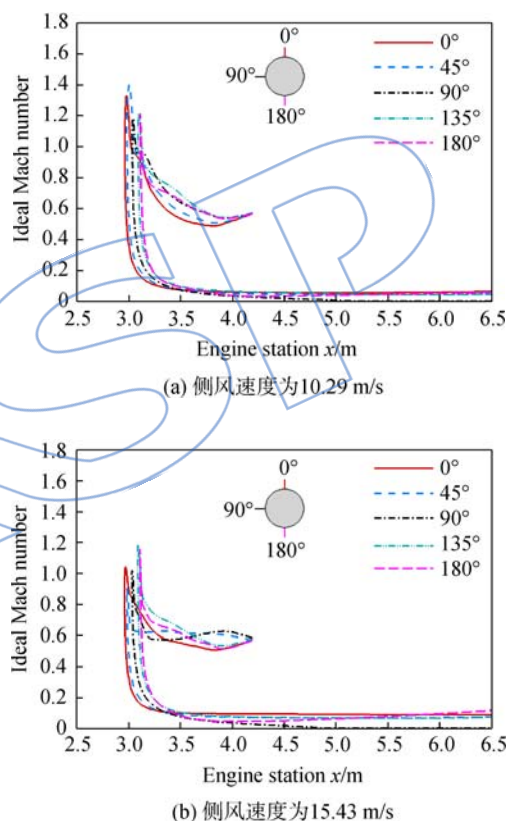


图12 壁面理想马赫数分布(有地面效应)
Fig. 12 Wall ideal Mach number distributions (with ground effect)

45°位置的理想马赫数分布曲线同样出现了平台区域, 从图12(b)中可以看出, 15.43 m/s侧风速度短舱前缘的最大理想马赫数在135°位置为1.2左右.

3.3 发动机工况的影响

发动机工况变化对民用飞机进气道的侧风畸变特性存在影响. 本小节在侧风速度为12.86 m/s(25节)、有地面效应状态分析了发动机流量变化对进气道侧风畸变特性的影响.

对不同发动机流量下的进气道全三维侧风流

场进行数值模拟,图13中给出了进气道出口最大周向畸变指数随发动机流量变化的分布曲线,图中还给出了进气道/发动机共同工作点位置的最大周向畸变指数作为参考.当发动机流量(W_2)较低(极限情况为 0 kg/s)时,进气道扩压段内显然存在大范围分离区域,如图14给出的发动机流量为 280.2 kg/s 状态所示,此时的分离区域主要为亚声速分离.从图13给出的蓝色曲线可知,当发动机流量增加时,最大周向畸变指数先是增加;后在发动机流量增加到 492 kg/s 左右,当扩压段内的亚声速分离包出现再附时,此时的进气道最大周向畸变指数突然降低;而当发动机流量继续增加到 600 kg/s 左右时,如前文所述,进气道唇口区域出现了超声速区,此时的进气道进口气流局部总压明显降低,其抗逆压力梯度能力的降低导致了超声速气流分离,从而带来最大周向畸变指数的迅速增加.

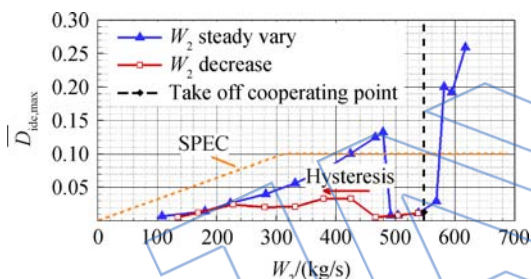


图13 最大周向畸变指数随发动机流量变化曲线
Fig. 13 Variation of $\bar{D}_{idc,max}$ with engine massflow

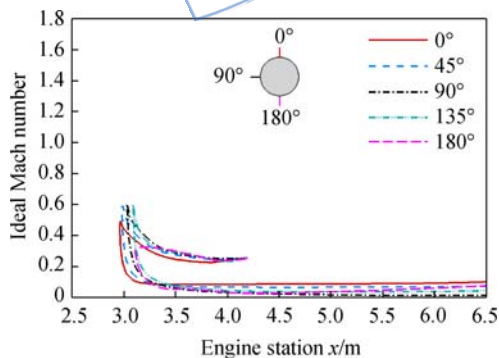


图14 壁面理想马赫数分布 ($W_2=280.2 \text{ kg/s}$)
Fig. 14 Wall ideal Mach number distributions ($W_2=280.2 \text{ kg/s}$)

在进一步分析中,从进气道/发动机共同工作点附近(发动机流量为 538.47 kg/s)开始,应用自定义边界条件模拟了发动机流量逐渐减小即发动机推力逐渐降低的变化过程对最大周向畸变指数

的影响.为了模拟发动机流量逐渐降低过程,在计算中,当进气道侧风流场求解结果稳定并满足收敛要求后,以此流场作为初场修改进气道出口流量参数并进行续算,继续求解至稳定的、收敛的结果.从图13中可以看出,当发动机流量逐渐降低时,最大周向畸变指数随发动机流量的变化规律和前文相比出现很大不同.如图13所示,发动机流量逐渐降低时进气道出现亚声速气流分离/再附点的流量约为 220 kg/s ,和原来的分离/再附点位置(491.8 kg/s)相差较大,即侧风条件下最大周向畸变指数随发动机流量减小的变化曲线出现了迟滞现象.图15中给出了发动机流量同样为 466.1 kg/s 时进气道出口的总压恢复分布图谱,从图中可以看出,相同发动机工况条件下的进气道出口流场特征存在很大差异,当发动机流量逐渐降低时,进气道出口不存在大的分离区域.

对于气流分离/再附迟滞现象产生的流动机理目前还缺少较为完备的理论解释,一般认为这可能与气流分离/再附现象的非定常特性有关,相关结果还有待进一步分析.

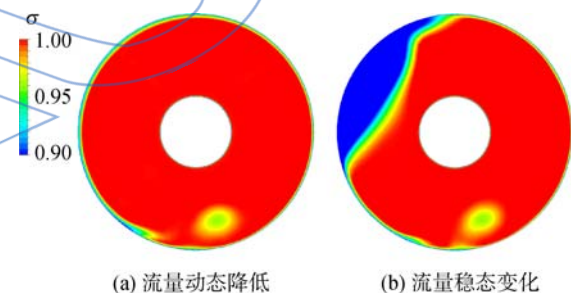


图15 进气道出口的总压恢复分布 ($W_2=491.8 \text{ kg/s}$)
Fig. 15 Distribution of total pressure recovery on the exit of inlet ($W_2=491.8 \text{ kg/s}$)

4 结论与展望

通过本文的研究工作,初步有以下几点结论:

1) 侧风条件下,进气畸变受到典型的气流分离/再附与二次流等复杂流动现象的影响,这主要包含气流亚声速分离/再附、超声速分离/再附以及近地面吸入涡现象.

2) 在不考虑地面效应影响的状态,侧风条件下的内部气流分离是引起进气畸变的主要原因,这种条件下的进气畸变会随侧风速度的增加而突然加剧.

3) 考虑近地影响时,一定侧风速度范围内的进气畸变主导因素为地面吸入涡导致的二次流现

象,这也是导致短舱侧风容限降低的原因;当侧风速度增大到一定程度后,畸变转变为内部气流分离主导,此时的最大周向畸变指数也会突然增加。

4) 进气畸变还受发动机工作状态的影响,随着发动机流量的变化,进气道内部气流分离与再附可能存在迟滞现象,这导致最大周向畸变指数呈现迟滞环变化。

在下一步的研究中,将考虑诸如发动机离地高度、飞机机身干扰、飞行速度、侧风角度的影响,以便综合分析不同工况下发动机进气畸变流动机理,为飞机/发动机的性能匹配和一体化设计、有针对性地采取措施减小进气畸变以及飞机相关试飞试验科目的规划提供技术依据与建议。

参考文献:

- [1] 赵鹤书. 飞机进气道气动原理[M]. 北京:国防工业出版社,1989.
- [2] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics[M]. 2nd. United Kingdom: Blackwell Publishing Ltd., 1999.
- [3] 陈大光, 张津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990.
- [4] 刘永泉, 刘火星, 郑宁. 某发动机风扇进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 2099-2105.
LIU Yongquan, LIU Huoxing, ZHENG Ning. Numerical simulation of an aero-engine fan with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2099-2105. (in Chinese)
- [5] 余安远, 王琴芳. 一种进气道流场畸变模拟装置的研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 123-127.
YU Anyuan, WANG Qinfang. An investigation of distortion simulator for inlet flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 123-127. (in Chinese)
- [6] Schuehle A L. 727 airplane side inlet low-speed performance confirmation model test for refanned JT8D engines[R]. NASA CR-134609, 1974.
- [7] Hancock J P, Hinson B L. Inlet development the L-500[R]. AIAA 69-448, 1969.
- [8] Hall C A, Hynes T P. Measurements of intake separation hysteresis in a model fan and nacelle rig[R]. AIAA 2002-3772, 2002.
- [9] Tourrette L. Navier-Stokes simulations of air-intakes in crosswind using local preconditioning[R]. AIAA 2002-2739, 2002.
- [10] Luis G T, da Roberto M G. Evaluation of engine inlet vortices using CFD[R]. AIAA 2012-1200, 2012.
- [11] Colin Y, Aupoix B, Boussuge J F, et al. Numerical simulation of the distortion generated by crosswind inlet flows[R]. ISABE-2007-1210, 2007.
- [12] 翁小齐, 谢文忠, 郭荣伟. 一种大偏距埋入式进气道气动特性试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2133-2140.
WENG Xiaochai, XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Experimental investigation on flow characteristics of a submerged inlet with high offset[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(9): 2133-2140. (in Chinese)
- [13] 谢文忠, 郭荣伟. 腹下无隔道大偏距 S 弯进气道流场特性[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1453-1459.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Flow field of ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1453-1459. (in Chinese)
- [14] 左志成, 钱瑞战. 民机反推力装置对发动机进气口流场畸变影响数值模拟研究[J]. 飞机设计, 2007, 27(5): 60-64.
ZUO Zhicheng, QIAN Ruizhan. Numerical simulation investigation of effect of thrust-reverser operating on engine inlet flow distortion for civilian transport[J]. Aircraft Design, 2007, 27(5): 60-64. (in Chinese)
- [15] Johns C J. The aircraft engine inlet vortex problem[R]. AIAA 2002-5894, 2002.
- [16] Trapp L G, Girardi R D. Crosswind effects on engine inlets: the inlet vortex[J]. Journal of Aircraft, 47(2): 577-590.
- [17] Yadlin Y, Shmilovich A. Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations[R]. AIAA 2006-56, 2006.
- [18] Horvath N R. Inlet vortex formation under crosswind condition[D]. Worcester: Worcester Polytechnic Institute, 2013.