

文章编号:1674-8190(2020)03-360-10

滑流对涡桨飞机进气道气动性能影响的研究

王利敏, 张彦军

(航空工业第一飞机设计研究院 总体气动研究所, 西安 710089)

摘要: 螺旋桨滑流产生的加速效应、旋转效应、粘性效应等对于处于后方的进气道性能有显著的影响。基于计算流体力学方法(CFD),通过求解非定常 RANS 方程,采用滑移动态网格技术来模拟螺旋桨的旋转,建立考虑螺旋桨滑流的飞机进气道气动特性数值仿真方法;以某多轴式涡桨动力系统为研究对象,对螺旋桨滑流对进气道内流的影响进行分析。结果表明:在地面与起飞两个大拉力状态下,有滑流进气道出口总压恢复系数较无滑流的有所提高;而巡航状态下有滑流进气道出口总压恢复系数却降低,除地面小速度状态外,在起飞以及巡航飞行状态下,滑流会增加进气道出口总压畸变指数。

关键词: 螺旋桨滑流;进气道;总压恢复系数;畸变系数;涡桨飞机

中图分类号: V211.8

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.03.010

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Numerical Simulations Study on the Effect of Propeller Slipstream on Inlet Flow Field for a Turboprop Aircraft

WANG Limin, ZHANG Yanjun

(General Configuration Aerodynamic Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The accelerating effect, viscous effect, and rotating effect of the propeller slipstream are of significant influences on the performance of the inlet. Based on computational fluid dynamics (CFD) method, a numerical method considering the effect of propeller slipstream on the inlet is developed by using the sliding mesh technique and solving the unsteady RANS equations. A multi-axis turboprop power system is taken as an example to study the detailed influences of the slipstream on the inlet performance. The results show that in the state of on ground and takeoff, the exit total pressure recovery coefficient with slipstream is higher than that without slipstream, and the exit total pressure recovery coefficient with slipstream is lower than that without slipstream in cruise flight. Besides the ground low speed state, the slipstream can increase the exit total distortion factor of the air inlet.

Key words: propeller slipstream; inlet; total pressure recovery coefficient; distortion coefficient; turboprop aircraft

0 引言

相对喷气式发动机,涡轮螺旋桨发动机具有燃

油经济性好及航线适应能力强的优点^[1],目前仍然是各种通用飞机与支线客机的主要动力装置。涡桨发动机进气道为发动机提供空气的通道,进气道

收稿日期:2019-06-25; 修回日期:2019-09-30

通信作者:王利敏, wlm15991775885@163.com

引用格式:王利敏,张彦军. 滑流对涡桨飞机进气道气动性能影响的研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(3): 360-369.

WANG Limin, ZHANG Yanjun. Numerical simulations study on the effect of propeller slipstream on inlet flow field for a turboprop aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(3): 360-369. (in Chinese)

设计的好坏直接影响到进入发动机气流品质的高低。由于进气道是涡桨动力系统的一个重要组成部分,其设计技术受到了人们的广泛重视。通常情况下,涡桨动力系统螺旋桨布置在进气道前方很近的位置,而螺旋桨滑流又具有很强的非定常特性,所以螺旋桨滑流会对涡桨动力系统进气道内的流场品质造成显著影响。为了确保涡桨动力系统的进气道流场品质能够满足发动机的要求,有必要开展螺旋桨滑流对进气道内流场影响的研究^[2]。

目前,螺旋桨滑流对飞机外部气动特性影响的研究在国内开展较多,包括带滑流影响的飞机气动设计和计算方法,技术相对成熟,关于滑流影响的研究有:王传斌^[3]基于工程简化方法螺旋桨滑流与飞机机翼,机身,平尾组合体之间的相互影响;陈荣钱等^[4]建立了模拟滑流对短舱影响的高精度DES方法;王伟^[5]计算了螺旋桨滑流对双发涡桨整机气动的影响;徐家宽等^[6]在此基础上完成了考虑滑流影响的机翼气动优化。上述文献均是关于滑流对外流场影响的研究,而对飞机内流的影响以及考虑滑流进气道设计方法的研究相对较少,陆浩^[7]基于等效盘模型开展了螺旋桨滑流对涡桨发动机短舱/进气道的影响;徐弘历^[8]初步采用了滑移网格方法开展了三叶螺旋桨对进气道的影响研究。上述研究可以看出,由于使用了简化的等效盘,或是相对简单的模型和方法,难以全面反映滑流的作用,其结果的精度可信度相对较低,对实际工程应用参考意义不大。

本文以多轴式涡桨发动机进气道为研究对象,开展螺旋桨滑流对涡桨飞机进气道内流场影响的数值模拟研究,对比有/无滑流构型的进气道内流关键品质参数;为了尽可能准确模拟螺旋桨滑流对进气道的影响,建立螺旋桨滑流外流场与进气道内流场耦合的非定常流场数值模拟方法,并检验其中螺旋桨滑流模拟方法的计算精度;利用该方法,研究三种典型飞行状态下螺旋桨滑流对涡桨动力系统进气道总压恢复系数与总压畸变指数的影响,并分析对应流动机理。

1 计算模型与数值模拟方法

1.1 计算模型

根据两种不同的涡桨发动机类型(多轴式和单

轴式),进气道可分为环形进气(单轴式)和短舱正下方进气(多轴式)。AN-22 涡桨军用运输飞机即采用了单轴式涡桨发动机进气道(如图 1(a)所示);而 Dash8-Q400 涡桨支线客机则采用了多轴式涡桨发动机进气道(如图 1(b)所示)。



(a) AN-22 涡桨运输机



(b) Dash8-Q400 涡桨支线客机

图 1 两种典型涡桨飞机进气道示例

Fig. 1 Examples of two typical turboprop air inlets

本文的计算模型为某多轴式涡桨动力系统,其进气口位于短舱前部正下方(如图 2 所示)。气流经过螺旋桨进入进气道后被分成两部分:一部分气流向上偏转进入发动机内部,为发动机正常工作提供空气;另一部分气流通过旁通道直接向后下方排出,这种设计的主要目的是为了利用物体的惯性,将进入进气道的气流中可能携带的沙石或者冰片等外来物在进入发动机前分离到机体外,避免外来物对发动机造成损害。

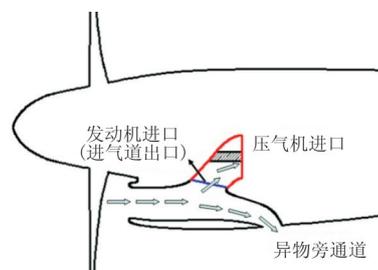


图 2 计算模型二维示意图

Fig. 2 Two dimensional sketch of calculation model

该涡桨发动机配有六叶螺旋桨,螺旋桨旋转方向为右旋(飞行员视角)。该涡桨动力装置计算模型的整体外观与其内部管道几何形态如图 3 所示。

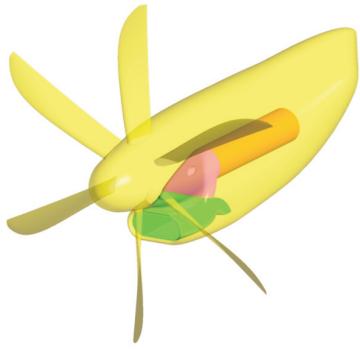


图 3 三维计算模型示意图

Fig. 3 Three dimensional sketch of calculation model

1.2 数值模拟方法

对于有滑流流场的数值模拟方法,通常可分为定常与非定常两大类。定常方法并不直接模拟螺旋桨的转动过程,计算周期短,某些精度较高的方法甚至能部分模拟出螺旋桨滑流尾迹的整体旋转形态,当然这种尾迹在流场中是固定的。典型的滑流定常模拟方法包括带旋转效应的激励盘方法^[7]与多重参考坐标系方法^[9-10]。非定常方法直接模拟螺旋桨的旋转过程,能捕捉到滑流尾迹的强度、形态、位置在流场中随时间变化的情况,所以计算精度高,但计算周期也特别长。典型的滑流非定常模拟方法包括滑移网格方法^[11]与嵌套网格^[12-13]方法。

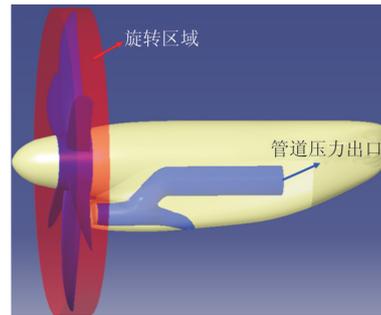
对于本文所研究的问题,定常数值模拟方法不能模拟出桨叶掠过进气道前方过程中进气道内流场品质的实时变化情况,所以必须采用非定常方法。为此,采用具备滑流非定常模拟能力的商业软件 CFX 进行流场模拟。具体模拟策略如下:将计算域分为如图 4 所示的静止与旋转域两个区域,包裹着螺旋桨的圆盘区域即为旋转域,旋转域之外的区域即为静止域。模拟过程中旋转域中的物面按照螺旋桨的转速进行旋转,静止域与旋转域之间在交界面处利用 CFX 提供的滑移网格技术实现相对运动并进行流场信息交换。在计算域中 CFX 通过求解非定常雷诺平均 N-S 方程实现对流场的非定常模拟,湍流模型选用两方程的 $k-\omega$ SST 模型。方程的对流项与湍流项选用 CFX 独特的 High Resolution 格式进行离散,这是一种改进过的迎风格式,可根据当地流场计算的实际情况在一阶与二阶迎风格式之间连续变换格式的精度^[14]。方程中的

瞬态项采用隐式欧拉二阶向后差分格式。在本文所开展的所有非定常模拟中,物理时间步长均采用螺旋桨转过 1° 所需的时间,在每个瞬态物理时刻均迭代 10 步,以保证充分收敛。

计算域的边界条件设置如下:远场四周采用压力远场边界条件,远场进口面采用速度进口边界条件,远场出口面采用压力出口边界条件。短舱内部管道的末端出口处采用压力出口边界条件以模拟发动机进口条件,短舱壁面和进气道壁面均采用无滑移壁面,螺旋桨桨叶与轮毂为旋转壁面。



(a) 远场



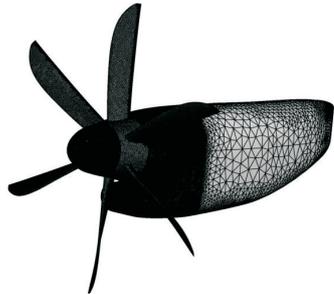
(b) 发动机

图 4 计算域分布与边界条件设置示意图

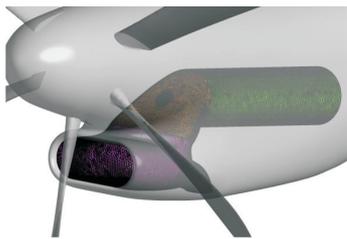
Fig. 4 Calculation domains and boundary conditions

整个计算域采用非结构网格进行空间离散,旋转域与静止域网格分开生成,两个域在交界面处的网格采用面搭接的方式连接。为了较为精确地模拟螺旋桨滑流流场,由于旋转域的网格密度较大,并且均匀过渡到了远场和管道内流区域,将流场中所有物面处附面层的第一层网格高度均设置为螺旋桨桨叶 70% 半径处弦长的 10^{-5} 倍,第一层网格之外的网格高度按 1.2 倍的比率逐渐增长,附面层网格层数为 30 层。本文计算的几个螺旋桨+发动机短舱构型的全流场网格单元数在 1 980 万~2 000 万之间。导致不同构型网格单元数的存在微小差异主要原因是:不同状态下螺旋桨的桨叶角不同,桨叶附面层网格与旋转域边界之间的非结构网格的数量会发生微小变化。作为对比,本文还计算

了不带螺旋桨的发动机短舱构型的流场,该构型的全流场网格单元数为 1 400 万。一个带螺旋桨的计算模型的表面网格以及短舱内部管道的表面网格如图 5 所示。



(a) 螺旋桨与短舱外表面



(b) 短舱内部管道

图 5 计算构型表面网格示意图

Fig. 5 Surface grid of computational model

2 滑流数值模拟方法可靠性检验

为了检验本文所采用的基于商业软件 CFX 的滑流非定常模拟方法的可靠性,采用该方法对图 3 中的单独螺旋桨进行了实验状态下的流场数值模拟。计算模型的表面网格如图 6 所示,全流场网格单元数为 550 万。实验工况为:海拔 7 000 m 高度标准大气,自由来流马赫数 0.53,桨叶角 48.42°,螺旋桨转速 850 rpm。

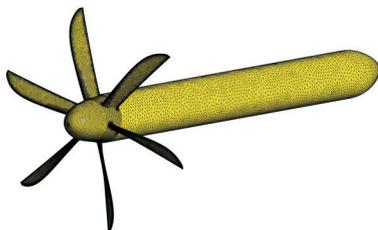


图 6 单桨计算模型表面网格

Fig. 6 Surface grid of single propeller computational model

计算状态下 CFD 模拟得到的螺旋桨拉力、功率与实验值的结果对比如表 1 所示,可以看出:本

文所采用的基于 CFX 的螺旋桨滑流非定常模拟方法能较为准确地预测出了螺旋桨的拉力与功率(实际反应了扭矩值),拉力误差为 2.1%,功率误差为 1.8%。

表 1 单独螺旋桨模拟结果与实验结果对比

Table 1 Comparison of simulation results and experimental results for a single propeller

方法	拉力/kN	功率/kW
试验	13.25	2 070.43
CFD	12.97	2 033.16

模拟得到的单桨桨尖涡等涡量面示意图如图 7 所示,可以看出:本文所采用的模拟方法很好地捕捉到了在流场中呈螺旋状分布的桨尖涡,基于 CFX 的螺旋桨滑流非定常模拟方法计算精度较高,能够满足本文研究工作的要求。

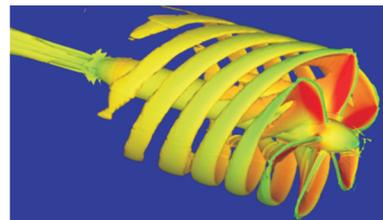


图 7 数值模拟得到的单桨桨尖涡等涡量面

Fig. 7 Iso-vorticity surface of single propeller tip vortex obtained by numerical simulation

3 进气道关键性能参数与数据处理方法

涡桨发动机进气道气动性能指标主要包括进气道出口总压恢复系数 σ 与总压畸变指数 D_1 。

3.1 总压恢复系数

总压恢复系数的定义为:进气道出口平均总压与自由来流总压之比,以 σ 表示。

$$\sigma = \frac{P_{t_1}}{P_{t_2}}$$

式中: P_{t_1} 为进气道出口平均总压; P_{t_2} 为自由来流总压。

3.2 总压畸变指数

总压畸变指数 D_1 是用来评估进气道出口截面处气流均匀度的主要参数,多用于涡桨发动机对进气道评估。其计算公式为

$$D_1 = \frac{P_{t_{max}} - P_{t_{min}}}{P_{t_{max}}}$$

式中： $P_{t_{max}}$ 为进气道出口处最大总压值； $P_{t_{min}}$ 为进气道出口处最小总压值。

在本文中， $P_{t_{max}}$ 和 $P_{t_{min}}$ 通过对进气道出口面分布的 43 个总压监测点(发动机要求的总压监测点分布)的总压值对比得到。进气道出口 43 个总压监测点的分布图如图 8 所示。

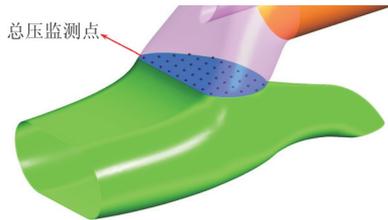


图 8 进气道出口平面上 43 个总压监测点分布图
Fig. 8 Distribution map of the 43 total pressure monitor points on the outlet plane of inlet

3.3 非定常数据处理方法

本文对有滑流构型采用了非定常数值模拟方法,并且螺旋桨会周期性的在进气道入口前方掠过,所以模拟过程中带滑流构型的进气道总压恢复系数与总压畸变指数会一直变化。也正是因为螺旋桨桨叶是周期性的在进气道入口前方掠过,所以在非定常模拟收敛后,带滑流构型的进气道总压恢复系数与总压畸变指数也会随着模拟时间的推进而呈现周期性变化。为此,对于有滑流构型的进气道总压恢复系数与总压畸变指数取其非定常模拟收敛后周期性波动的均值。

4 计算结果及分析

为了较为全面地分析螺旋桨滑流对涡桨动力系统进气道气动性能的影响,选取了地面、起飞以及巡航三个典型状态进行研究。三个计算状态的工况与动力状态参数如表 2 所示。

表 2 计算状态的工况与动力状态参数

Table 2 Calculation status and engine state

发动机状态	高度/km	马赫数	质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	螺旋桨角/($^\circ$)	旋转速度/rpm
地面	0	0.046	13.51	34.36	1 080
起飞	1	0.235	14.38	37.59	1 080
巡航	6	0.578	8.83	53.79	870

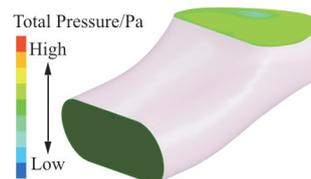
4.1 地面状态

地面状态下有/无滑流构型的进气道性能计算结果对比如表 3 所示,有/无滑流构型进气道入口与出口的总压分布云图如图 9 所示,其中图 9(b)中有滑流构型的总压云图对应螺旋桨相对于进气道所处的位置如图 10 所示。

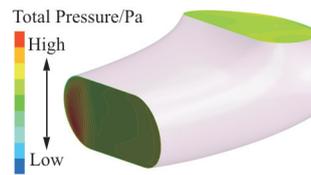
表 3 地面状态计算结果

Table 3 Ground state calculation results

滑流状态	发动机质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	旁通道质量流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	总压恢复系数	畸变指数
有滑流	13.65	1.025 1	1.041	0.033 5
无滑流	13.41	-0.623 0	0.997	0.068 9



(a) 无滑流



(b) 有滑流

图 9 地面状态下有/无滑流时进气道入口与出口截面总压云图

Fig. 9 Inlet entrance and exit total pressure contours at ground state with / without slipstream

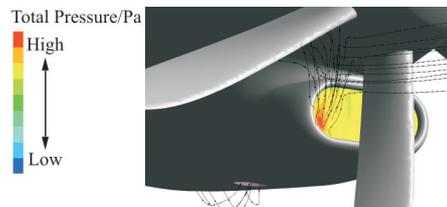


图 10 地面状态下有滑流构型某时刻的空间流线
Fig. 10 The space configuration of ground state with slip in a moment

从表 3 和图 9 可以看出:

(1) 在地面状态,滑流带来的进气道性能改变非常显著;相比无滑流构型结果,有滑流构型的进

气道总压恢复系数增加,总压畸变降低。

(2) 从进气道入口与出口处的总压云图可以看出,因螺旋桨处于大拉力状态,螺旋桨对气流做功效应明显,所以有滑流构型进气道入口处的总压显著大于无滑流构型。相应地,在进气道出口处,有滑流构型的总压也大于无滑流构型,这是有滑流构型总压恢复系数大于无滑流构型的根本原因。还可以看出,有滑流构型进气道入口处总压分布很不均匀,其原因在于此时刻刚好有一小股气流被一片螺旋桨桨叶“压入”了进气道(如图 10 所示)。但是因为螺旋桨转速很高,所以图 9(b)中进气道入口处总压高的区域也会很快、均匀且周期性地出现在进气道入口平面的其他位置,并且这些高低压区域的气流在从进气道入口流向出口的过程中还会发生掺混。因此,有滑流构型进气道出口处的总压分布相对于入口处要均匀得多。

(3) 在地面状态,由于滑流效应,旁通道出口处的气流速度、压力都发生变化。因此,旁通道内部气流的流态也随之发生改变,流量从“倒吸”改为顺畅排出。这也是进气道总压畸变降低的主要原因。无滑流时,旁通道出口静压比进气道出口静压高,出现反吸现象,将低能气流从旁通道反吸入进气道内,使进气道出口处的总压畸变增高,降低了气流的品质,而有滑流之后,气流从旁通道顺畅排出,无低能气流影响,因此进气道出口的总压畸变降低。

无滑流构型地面状态下气流经旁通道流入发

动机进气道的情形如图 11 所示,可以看出:气流从旁通道流入进气道的过程中发生了分离,导致进气道出口面存在小区域的低压区。正是这一现象导致了无滑流构型进气道出口处的总压畸变高于有滑流构型。地面状态下无滑流构型旁通道的这种“倒吸”现象不仅会降低流入发动机气流的品质,还会增加发动机吸入异物的风险。

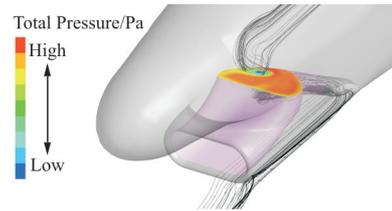


图 11 无滑流构型地面状态下气流经旁通道流入发动机进气道的情形

Fig. 11 No slip configuration of ground state airflows through the side channel flow into the engine inlet

本文计算的涡桨发动机模型配有六叶螺旋桨,因此每转过 60° 流场会出现一次周期性的变化。地面状态下带滑流构型进气道出口平面总压恢复系数云图随螺旋桨相位角 θ 的变化情况如图 12 所示,可以看出:在螺旋桨转过 60° 相位角的过程中,进气道出口平面上的总压恢复情况变化显著;高总压恢复区的位置随螺旋桨相位角变化而明显变化,而低总压恢复区的位置则基本不随螺旋桨相位角的变化而明显移动,基本维持在进气道出口平面的右上角。

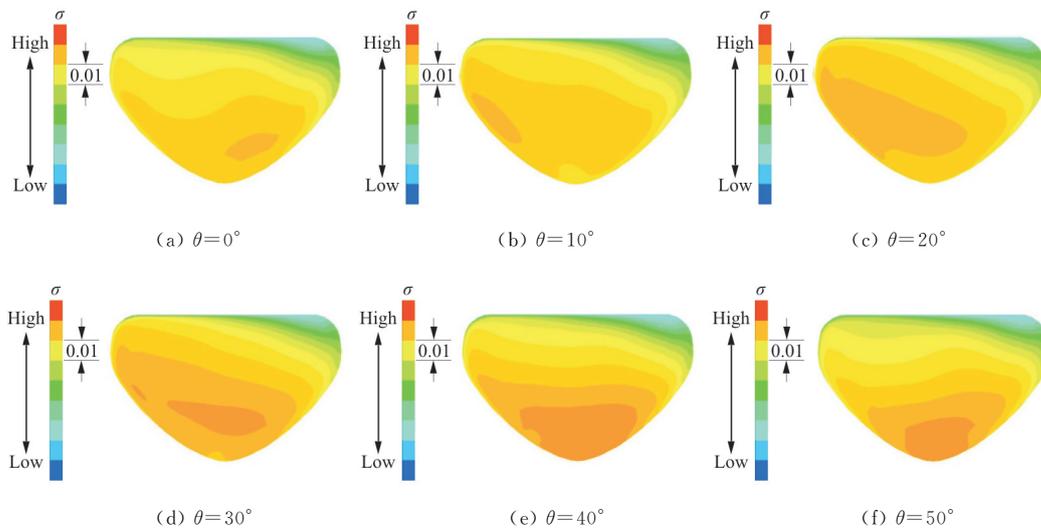
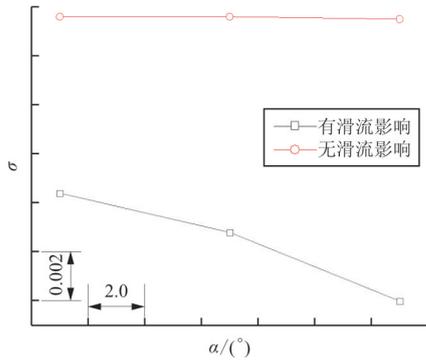


图 12 地面状态下进气道出口平面总压恢复系数云图随螺旋桨相位角的变化

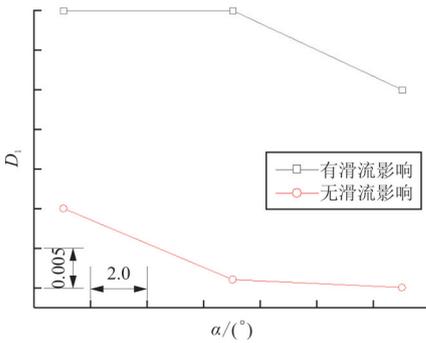
Fig. 12 The variation of the total pressure recovery coefficient at the inlet plane with the phase angle of the propeller

4.2 起飞状态

起飞状态下有/无滑流构型进气道的总压畸变指数与总压恢复系数随迎角 α 的变化趋势对比如图 13 所示;迎角为 0° 时有/无滑流构型进气道入口与出口处的总压云图如图 14 所示。

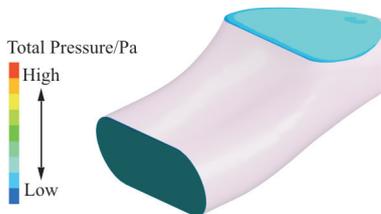


(a) 总压恢复系数

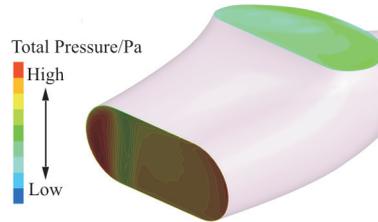


(b) 总压畸变指数

图 13 起飞状态下进气道性能随迎角变化曲线
Fig. 13 The variation of inlet performance with angle of attack



(a) 无滑流构型



(b) 有滑流构型

图 14 起飞状态下有/无滑流构型进气道入口与出口截面总压云图

Fig. 14 Inlet total pressure contours at takeoff state with/without entrance and exit slip configuration

从图 13~图 14 可以看出:

(1) 起飞状态下滑流对进气道流场品质的影响也很显著。在所计算的迎角下,有滑流构型进气道总压恢复系数比无滑流有所增高。导致这种现象的主要原因在于起飞状态下发动机仍然处于大功率工作状态,螺旋桨对气流做功导致气流总压明显增加。因此,进气道出口总压恢复系数明显升高,这一现象及其机理与地面状态的情况相似。

(2) 与地面状态不同的是,起飞状态下有滑流构型进气道的流场畸变指数明显高于无滑流构型。在所计算的迎角下,有滑流构型进气道出口截面畸变指数比无滑流构型有所增加。无滑流构型,进气道内部流场分布均匀;有滑流构型,螺旋桨桨叶在进气道前方周期性地掠过会降低进气道入口处的总压分布均匀度,虽然在流过进气道时因为强烈的掺混作用这种不均匀度会显著降低,但也难以完全降低到受螺旋桨干扰前的水平。因此,起飞状态下有滑流构型的进气道总压畸变指数要高于无滑流构型。

(3) 起飞状态下,迎角变化对有滑流与无滑流构型进气道流场品质的影响趋势存在一定差异:在小迎角下,有滑流构型的总压恢复系数基本不随迎角改变,而无滑流构型的总压恢复系数则随迎角增加而减小;在大迎角下,有滑流构型的总压恢复系数随迎角增加而减小,而无滑流构型的总压恢复系数则基本不随迎角变化。

起飞状态下有滑流构型进气道出口平面总压恢复系数云图随螺旋桨相位角 θ 的变化情况如图 15 所示。

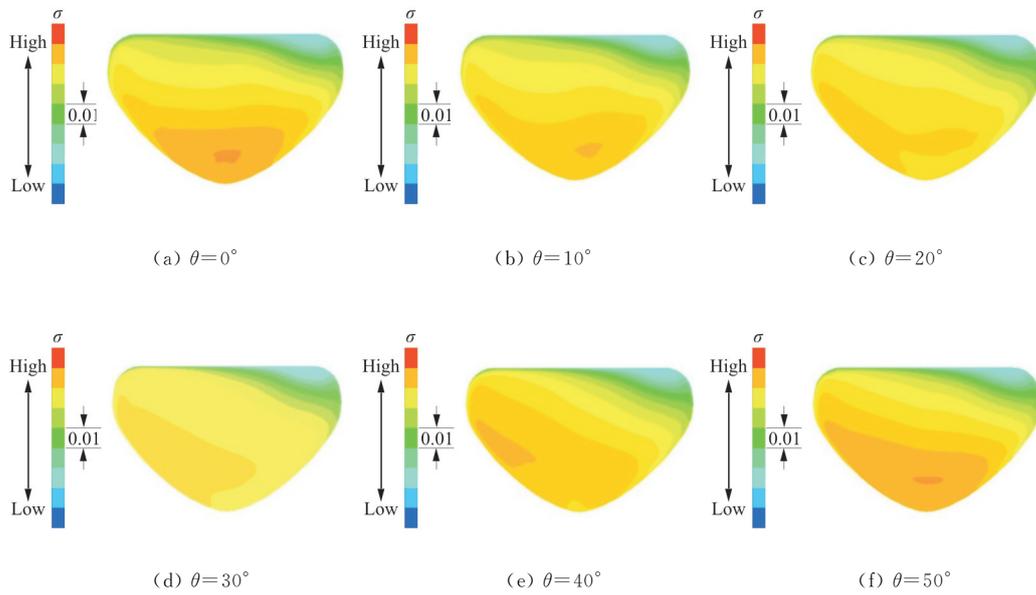


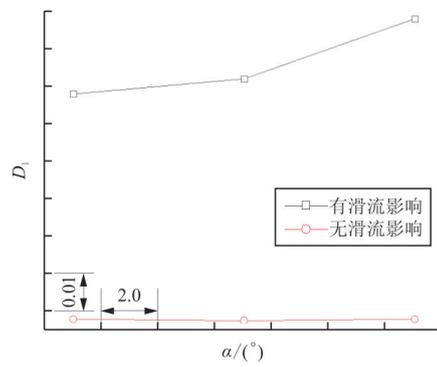
图 15 起飞状态下 0°迎角时进气道出口平面总压恢复系数云图随螺旋桨相位角的变化

Fig. 15 The variation of the total pressure recovery coefficient of the inlet with the phase angle of the propeller at 0°

从图 15 可以看出:在一个周期内,进气道出口平面上的总压恢复情况变化显著,高总压恢复系数区域的位置随螺旋桨相位角变化而明显变化,而低总压恢复系数区的位置则不随螺旋桨相位角的变化而明显移动,基本维持在进气道出口平面的右上角,这一现象与地面状态是一致的。

4.3 巡航状态

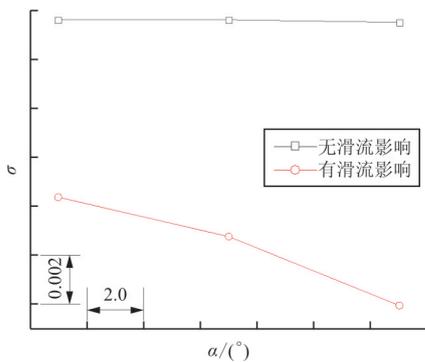
巡航状态下有滑流与无滑流构型进气道总压恢复系数与流场畸变指数随迎角 α 的变化趋势对比如图 16 所示;巡航状态有滑流与无滑流构型进气道入口与出口平面处的总压云图如图 17 所示。



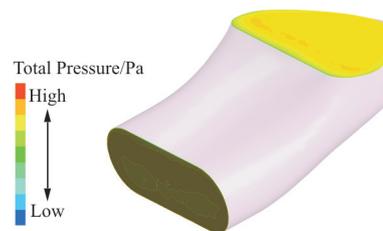
(b) 总压畸变指数

图 16 巡航状态下进气道性能随迎角变化曲线

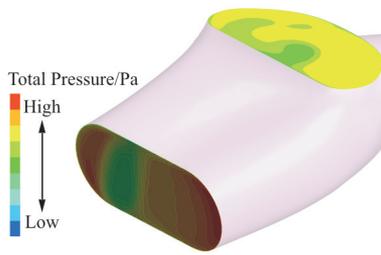
Fig. 16 The variation of inlet performance with angle of attack



(a) 总压恢复系数



(a) 无滑流构型



(b) 有滑流构型

图 17 巡航状态下 0° 迎角时进气道入口与出口平面总压云图

Fig. 17 The total pressure of inlet and outlet plane at 0 degree angle of attack

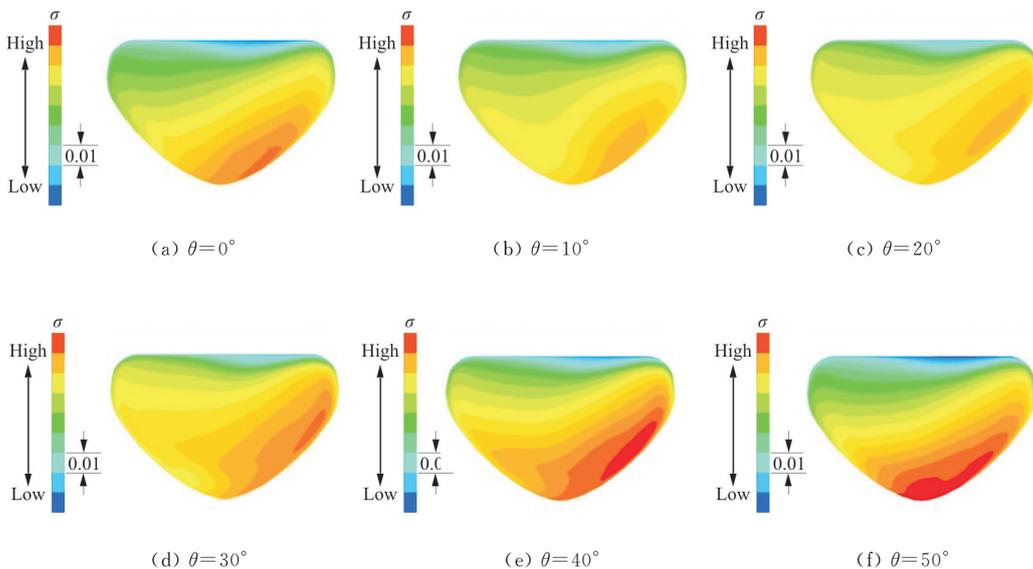
从图 16~图 17 可以看出:

(1) 巡航状态下滑流对进气道的总压恢复系数与流场畸变指数均造成不利影响。在所计算的迎角范围内,有滑流构型进气道出口截面的总压恢复系数比无滑流构型有所降低;有滑流构型进气道出口截面的畸变指数比无滑流构型却有所增加。造成这种现象的原因分析如下:巡航状态下,发动

机处于小拉力工作状态,螺旋桨对气流做功相对较少,并且螺旋桨上的拉力主要是径向比较靠外的桨叶部分产生的,径向靠内的桨叶部分基本不产生拉力,即径向比较靠内的桨叶部分对气流做功很少;但其尾迹还会掺混进入其后方的气流中,造成附近气流总压降低,这股总压相对较低的气流进入进气道后一方面会降低进气道气流的总压值,同时也会增加进气道内气流的不均匀度。

(2) 在巡航状态,有滑流构型与无滑流构型进气道总压恢复系数与总压畸变指数随迎角的变化趋势存在差异。在所计算的迎角范围内,无滑流构型的总压恢复系数与总压畸变指数均基本不随迎角变化。而有滑流构型的总压恢复系数则随着迎角增加而减小,总压畸变指数则随着迎角增加而增加。

巡航状态下 0° 迎角时进气道出口总压恢复系数云图随螺旋桨相位角 θ 的变化情况如图 18 所示。

图 18 巡航状态下 0° 迎角时进气道出口平面总压恢复系数云图随螺旋桨相位角的变化Fig. 18 The variation of the total pressure recovery coefficient of the inlet with the phase angle of the propeller at 0° of attack

与地面状态(图 12)和起飞状态(图 15)的计算结果相比,巡航状态下进气道出口面上的总压恢复系数云图随螺旋桨相位角的变化呈现如下特点:首先高总压恢复系数区的位置变化范围没有地面状态与起飞状态那么大,基本维持在该平面的右方与

右下方;其次,低总压恢复系数区的位置虽然也基本不随螺旋桨相位角改变而发生显著变化,但其相对于地面与起飞机状态来说位置向左侧移动了;最后,整个进气道出口平面上总压恢复系数的最大值与最小值在螺旋桨转过 60° 相位角的过程中变化

幅度明显要大于地面状态与起飞状态。再次证明了巡航状态下螺旋桨滑流对进气道流场品质造成的不利影响是最显著的。

5 结 论

(1) 地面与起飞状态下螺旋桨滑流能够提高进气道总压恢复系数;但在巡航状态下,螺旋桨滑流会降低进气道的总压恢复系数。

(2) 螺旋桨滑流会增加进气道流场的总压畸变指数。

(3) 在起飞与巡航状态下,无滑流构型的进气道性能随迎角变化的情况不如有滑流构型明显。总体上,有滑流构型的总压恢复系数随迎角增加而减小,而总压畸变指数则随着迎角增加而增加,即迎角增加对有滑流构型的进气道性能会造成不利影响。

参考文献

- [1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006: 55-58.
LIU Peiqing. The theory and application of air propeller [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 55-82. (in Chinese)
- [2] BOWDITCH D N, COLTRIN R E. A survey of inlet/engine distortion compatibility[J]. AIAA Journal, 1983, 20(5): 1166-1170.
- [3] 王传斌. 螺旋桨滑流与飞机部件气动干扰的工程估算方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
WANG Chuanbin. Numerical study on aerodynamic interaction of propeller and wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [4] 陈荣钱, 王旭, 尤延铖. 短舱对螺旋桨滑流影响的 IDDES 数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1851-1860.
CHEN Rongqian, WANG Xu, YOU Yancheng. Numerical simulation of nacelle's effects on propeller slipstream based on IDDES model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1851-1860. (in Chinese)
- [5] 王伟. 考虑螺旋桨滑流影响的双发涡桨飞机气动特性研究[J]. 西北工业大学学报, 2017, 35(6): 1105-1111.
WANG Wei. Aerodynamics analysis of twin-turboprop aircraft with propeller slipstream effects considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(6): 1105-1111. (in Chinese)
- [6] 徐家宽, 白俊强, 黄江涛, 等. 考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 2910-2920.
XU Jiakuan, BAI Junqiang, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic optimization design of wing under the interaction of propeller slipstream[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 2910-2920. (in Chinese)
- [7] 陆浩. 基于螺旋桨等效盘模型的滑流影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
LU Hao. Numerical investigation of propeller slipstream effects with actuator disk model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [8] 徐弘历. 涡桨飞机进气道设计方法及性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
XU Hongli. Analytical design of turboprop S-duct intake [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [9] ADAMCZYK J J. Model equation for simulation flows in multistage turbomachines: ASME 85-GT-226[R]. USA: ASME, 1985.
- [10] SIDDHARTH T, JEFFREY W. CFD predictions of turbomachinery flows using quasi-steady and unsteady models[C] // 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference. [S. l.]: AIAA, 2003: 1-6.
- [11] AHAMD J, DUQUE E P N. Helicopter rotors blade computation in unsteady flows using moving overset grids[J]. AIAA Journal, 1996, 33(1): 54-60.
- [12] 高慧, 韩强, 姚震球. 采用混合面元和滑动网格模型对艇体流场数值分析比较[J]. 船舶, 2011, 22(6): 14-17.
GAO Hui, HAN Qiang, YAO Zhenqiu. Numerical analysis and comparison of hull flow field with mixed and sliding mesh model[J]. Ship & Boat, 2011, 22(6): 14-17. (in Chinese)
- [13] 高飞飞, 颜洪. 基于滑移网格的螺旋桨滑流影响研究[J]. 航空计算技术, 2013, 43(6): 42-45.
GAO Feifei, YAN Hong. Research on effect of propeller slipstream based on sliding mesh method[J]. Aeronautical Computer Technique, 2013, 43(6): 42-45. (in Chinese)
- [14] 麻蓉, 高飞飞, 颜洪, 等. 螺旋桨飞机滑流非定常数值模拟研究[J]. 航空计算技术, 2016, 46(1): 27-30.
MA Rong, GAO Feifei, YAN Hong, et al. Research on unsteady numerical simulation of propeller aircraft slipstream[J]. Aeronautical Computer Technique, 2016, 46(1): 27-30. (in Chinese)

作者简介:

王利敏(1982-),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:进排气内流气动设计。

张彦军(1980-),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动设计。

(编辑:丛艳娟)