

螺旋桨滑流对发动机进气道气动性能的影响

周诗睿¹, 李 博¹, 周 杨², 张振臻¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国兵器工业集团有限公司 导航与控制技术研究所, 北京 100089)

摘 要: 针对螺旋桨/短舱/进气道一体化构型,采用多重参考系(MRF)法和滑移网格非定常法进行了数值模拟研究,实现了螺旋桨/短舱/进气道一体化内外流耦合流场仿真,研究了不同工况下螺旋桨滑流对进气道气动性能的影响,并与无桨构型的进气道性能进行了对比,最后通过数值分析解释了螺旋桨桨盘后总压上升的原因。结果表明:多重参考系法和滑移网格非定常法对进气道出口的时均参数的计算结果吻合较好,多重参考系法可用于螺旋桨及进气道的气动性能参数计算;螺旋桨做功使进气道总压恢复系数增高,螺旋桨转速越大,总压恢复系数的增量就越大,且螺旋桨滑流使进气道出口畸变指数明显增大;通过数值分析推导的桨盘前后总压关系公式与仿真结果的误差均在3%以内。

关 键 词: 螺旋桨; 滑流; 进气道; 涡桨发动机; 多重参考系

中图分类号: V221.8

文献标志码: A

Aerodynamic performance influence of propeller slipstream on engine intake

ZHOU Shirui¹, LI Bo¹, ZHOU Yang², ZHANG Zhenzhen¹

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Navigation and Control Technology Institute,
China North Industries Group Corporation Limited, Beijing 100089, China)

Abstract: For the integrated configuration of propeller/nacelle/intake, numerical simulation was carried out by using multiple reference frame (MRF) method and slip grid unsteady method, and the coupled flow field simulation of the internal and external flows of propeller/nacelle/intake integrated was realized. The aerodynamic performance influence of propeller slipstream on the intake under different working conditions was researched, and compared with the performance of the intake without the paddle configuration. Finally, the reason for the increase of the total pressure after the propeller paddle was explained by numerical analysis. The results show that the result of the multiple reference frame method is consistent with the time-average parameters result of the slip grid unsteady method, the mul-

收稿日期: 2018-10-31

基金项目: 航空学科基金(2013ZB52031)

作者简介: 周诗睿(1993—),女,硕士生,主要从事涡桨发动机进气道气动研究。

通讯作者: 李博(1974—),男,副教授,博士,主要从事飞行器进气道设计,螺旋桨设计与仿真研究。E-mail:leebo@nuaa.edu.cn

引用格式: 周诗睿,李博,周杨,等.螺旋桨滑流对发动机进气道气动性能的影响[J].航空动力学报,2019,34(6):1322-1333. ZHOU Shirui, LI Bo, ZHOU Yang, et al. Aerodynamic performance influence of propeller slipstream on engine intake[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1322-1333.

multiple reference system method can be used to calculate the aerodynamic performance parameters of the propeller and the intake port. The work of the propeller increases the total pressure recovery coefficient of the intake port. The greater propeller speed means the greater increment of the total pressure recovery coefficient, and the propeller slipstream significantly increases the inlet port distortion index. The formula of the relationship between the total pressures before and after the paddle has been derived by numerical analysis, and compared with the simulated value, with the error within 3%.

Key words: propeller; slipstream; inlet; turboprop engine; multiple reference frame

涡轮螺旋桨(简称涡桨)发动机具有耗油率低、推进效率高等优点,广泛应用于支线民用飞机和军事战术运输机的动力装置^[1]。以螺旋桨为推进装置的飞机必须考虑螺旋桨滑流对飞机各部件气动性能的影响。涡桨发动机进气道是为发动机提供空气的通道,进气道出口总压畸变和总压损失过大会引起发动机不稳定工作甚至失速和喘振。进气道位于螺旋桨后,其性能直接受螺旋桨滑流的影响,进而影响发动机的性能^[2]。因此,开展螺旋桨与进气道气动性能影响的研究对涡桨发动机具有重要意义。

目前对于螺旋桨/进气道气动干扰的研究方法主要为数值仿真以及试验模拟。随着计算机硬件水平和数值计算方法的不断发展,计算流体力学(CFD)已经成为研究螺旋桨/进气道气动干扰的重要手段。螺旋桨数值仿真的方法主要有多重参考系(MRF)法、滑移网格非定常法和动量源法^[3]。在螺旋桨滑流与飞机部件之间干扰的研究方面,1995年赵学训^[4]通过试验研究了螺旋桨滑流对飞机及短舱流动特性的影响。2006年,Stüermer^[5]通过非定常计算研究了螺旋桨滑流对机翼的气动影响,结果表明,计算所得到的拉力系数比实验值大了5%左右;滑流不但给升力带来了增幅效果,同时也使对应的阻力、滚转力矩有了一定程度的增加。2008年李博等^[6]用等效盘模型模拟了涡桨飞机螺旋桨滑流对整机气动性能的影响。2016年陈荣钱等^[7]采用非结构重叠网格技术,通过数值模拟研究了短舱对螺旋桨的气动影响规律。

随着螺旋桨飞机设计的需要,国内外研究人员针对螺旋桨对进气道气动性能的影响方面展开了进一步的研究,2005年López-Diez等^[8]对A400M军用运输机发动机前端进行优化设计,文中描述了优化设计的不同工作阶段所进行的工作和发现的结论。2010年Ruiz-Calavera等^[9]基于López-Diez等所做的优化模型,对空客军用运输

机A400M的螺旋桨/短舱/进气道模型的气动性能进行研究,将动量源法和滑移网格非定常法得到的仿真结果与试验结果进行对比,结果表明滑移网格非定常法比动量源法得到的仿真结果与实验结果更相近,但需要更多的计算资源。2014年Atalayer等^[10]对高负荷涡轮螺旋桨飞机进气道的性能稳定性进行了数值分析,用数值方法分析出了进气道气动性能关于给定进气道几何参数的变化规律,结果表明大曲率半径的S弯进气道能够降低由螺旋桨旋转引起的总压畸变指数。

国内外相关研究表明^[11-14],采用滑移网格非定常计算方法可以较好地模拟螺旋桨的滑流流场,得到流场瞬态气动参数随时间变化的规律。然而,对于涡桨发动机进气道,评价其气动性能的参数主要是总压恢复系数和稳态畸变指数,一般不需要考虑其随时间变化的瞬态值;对于螺旋桨,从发动机需求的角度来看,关心的参数仍然是时均化的拉力和扭矩。

本文以一种涡桨发动机进气道为研究对象,采用滑移网格非定常法和多重参考系法,检验了螺旋桨滑流模拟方法的计算精度,研究了地面起飞状态与高空巡航状态下螺旋桨滑流对涡桨发动机进气道流场的影响,并与无螺旋桨构型的进气道气动性能进行了对比,建立了螺旋桨与进气道出口总压恢复系数之间的关系式。

1 计算模型与网格

螺旋桨/短舱/进气道计算模型如图1所示,螺旋桨半径2.066 m,螺旋桨中心点与进气道进口中心在竖直方向的偏距为555.3 mm,进气道长度为935.0 mm。地面起飞状态下螺旋桨安装角为38.91°,转速 $n=1\,020\text{ r/min}$,高空巡航状态螺旋桨安装角为55.79°,转速 $n=850\text{ r/min}$ 。

螺旋桨/短舱/进气道构型网格分为旋转域和静止域,均采用结构化网格。旋转域为包裹螺旋桨的圆柱型区域,网格量为450万左右,其余为静

止域,网格量为 650 万左右。远场为长 40 m 的立方体,靠近壁面第一层网格高度为 0.05 mm,如图 2 所示。不带螺旋桨构型的短舱/进气道网格,网格量为 760 万左右,如图 3 所示。

方法求解雷诺平均 N-S(Reynolds-averaged Navior-Stokes,RANS)方程,湍流模型均采用 $k-\omega$ SST($k-\omega$ Shear Stress Transport)模型。计算中使用 Roe 格式将对流通量分裂,选用隐式格式的时间推进法以加速计算收敛,采用二阶迎风格式对流动控制方程进行离散,使用 Sutherland 公式对分子黏度进行求解^[15-21]。

2.2 术语定义

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与总压畸变指数。

1) 总压恢复系数 σ

$$\sigma = \frac{p_2^*}{p_0^*} \tag{1}$$

式中 p_0^* 为来流总压, p_2^* 为进气道出口截面总压的面积加权的平均值,即将测量截面上的总压按面积平均。

2) 总压畸变指数 W_{60}

畸变指数 W_{60} 反应总压周向分布的不均匀程度,定义为

$$W_{60} = \frac{(p_{60^\circ}^*)_{\min} - p_{av}^*}{q_{av}} \tag{2}$$

式中 q_{av} 为截面平均动压; $(p_{60^\circ}^*)_{\min}$ 为周向 θ 扇形面内平均总压的最小值, θ 角为 60° 即为 W_{60} 。

3) 涡 量

涡量数量级 $(|\omega|)$ 为涡量矢量的模

$$|\omega| = |\nabla \times \mathbf{u}| \tag{3}$$

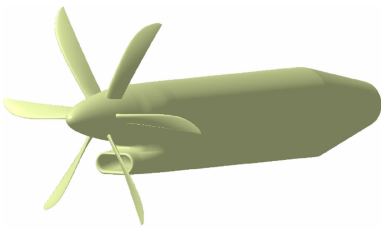
Q 准则

$$Q = \frac{1}{2} (\|\Omega\|^2 - \|S\|^2) \tag{4}$$

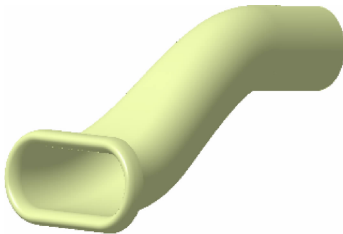
式中 $\|S\| [\text{tr}(SS')]^{1/2}$, $\|\Omega\| = [\text{tr}(\Omega\Omega')]^{1/2}$, S 和 Ω 为 ∇u 的对称和反对称分量。因此 Q 表示剪切应变率和涡量数量级之间的局部平衡。

2.3 网格敏感性分析及算例验证

为了证明本文所选取网格尺度的合理性,选取单螺旋桨轮毂模型进行网格敏感性分析,模型如图 4 所示,计算模型整体网格如图 5 所示。在确保网格整体拓扑结构以及第一层网格高度不变的情况下,构造了四种具有不同空间分辨率的计算网格,同时对网格进行进一步调整,其网格量分别为: 297.7×10^4 、 342.5×10^4 、 456.3×10^4 和 524.3×10^4 。在来流马赫数为 0.1912 的地面起飞状态下,分别采用上述四种网格进行计算,得到螺旋桨性能参数如表 1 所示。



(a) 螺旋桨/短舱/进气道模型图



(b) 进气道模型图

图 1 螺旋桨/短舱/进气道计算模型

Fig. 1 Propeller/nacelle/intake geometric layout

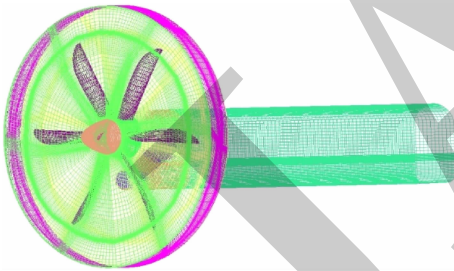


图 2 螺旋桨/短舱/进气道网格图

Fig. 2 Grids of propeller/nacelle/intake

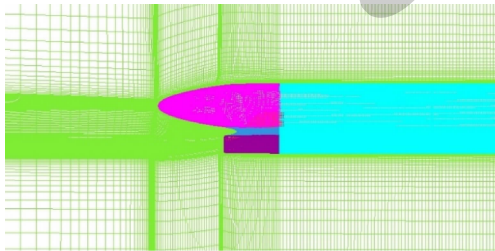


图 3 短舱/进气道网格图

Fig. 3 Grids of nacelle/intake

2 数值模拟方法

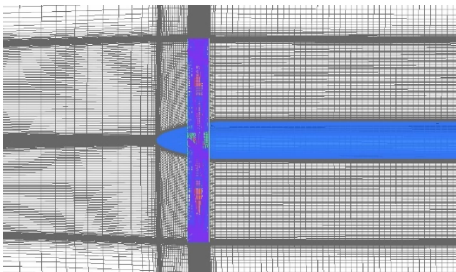
2.1 计算模型

计算采用多重参考系方法和滑移网格非定常

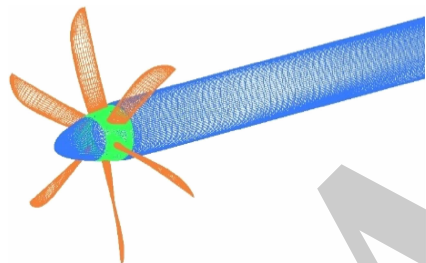


图 4 单桨计算模型

Fig. 4 Single propeller geometric layout



(a) 空间截面网格



(b) 表面网格

图 5 单桨计算模型网格

Fig. 5 Grids of single propeller geometric layout

表 1 不同网格量计算结果

Table 1 Calculation results of different grids

网格量/ 10 ⁴	拉力/N	拉力相对 误差/%	扭矩/ (N·m)	扭矩相对 误差/%
297.7	—36 459.6	—1.06	37 435.7	—0.05
342.5	—36 499.9	—0.95	37 429.1	—0.07
456.3	—36 633.6	—0.58	37 404.2	—0.14
524.3	—36 846.5		37 455.7	

表 1 中数据分别对比了在不同网格量下螺旋桨拉力与扭矩的大小。结果显示,当网格量增加到 456.3×10^4 时,螺旋桨拉力的相对误差开始明显减小,扭矩的相对误差变化不大。故根据计算结果,计算结果在网格量为 456.3×10^4 左右均达到稳定,这说明由离散化网格所造成的计算截断误差已处于可以接受的范围内。因此,本文采用 456.3 万网格量对模型进行计算研究。

本文分别建立单独螺旋桨、螺旋桨/短舱/进

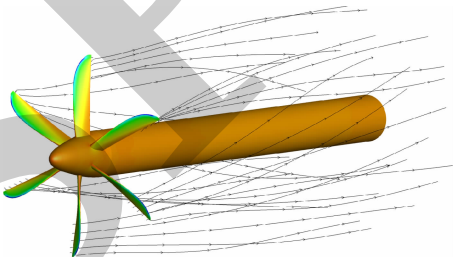
气道两种模型,采用多重参考系(MRF)准定常法和滑移网格非定常法进行计算。单桨模型地面起飞状态计算结果如表 2 所示,误差均在 5% 以内。图 6 为两种计算结果的地面起飞状态压力分布及三维流线图。

表 3 为地面起飞状态下进气道出口反压 $p_b =$

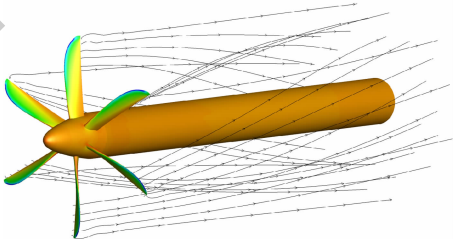
表 2 单桨模型 MRF 与滑移网格计算结果

Table 2 Calculation results of MRF and slip grid of single propeller

计算方法	扭矩/(N·m)	拉力/N
MRF	37 250.54	—36 544.26
滑移网格	38 916.66	—38 267.36
相对误差/%	4.28	4.5



(a) 多重参考系(MRF)准定常法



(b) 滑移网格非定常法

图 6 单桨压力分布及三维流线图

Fig. 6 Pressure distribution and 3-D streamlines of single propeller

表 3 螺旋桨/短舱/进气道模型 MRF 与滑移网格计算结果

Table 3 Calculation results of MRF and slip grid of propeller/nacelle/intake

计算方法	平均 角度/(°)	σ	相对 误差/%	W_{60}	相对 误差/%
滑移 网格	10	1.0259	0.23	0.1128	1.74
	5	1.0260	0.24	0.1119	2.53
	2.5	1.0261	0.25	0.1113	3.04
MRF		1.0235		0.1148	

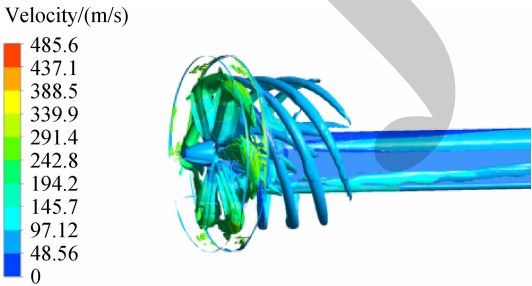
96 kPa 时螺旋桨/短舱/进气道模型非定常与准定常计算结果对比。滑移网格非定常平均值的计算,以螺旋桨每转 60° 为一个周期,分别以每 10° 、 5° 、 2.5° 取值计算平均值。从表中可以看到误差均在 5% 以内。

3 计算结果分析

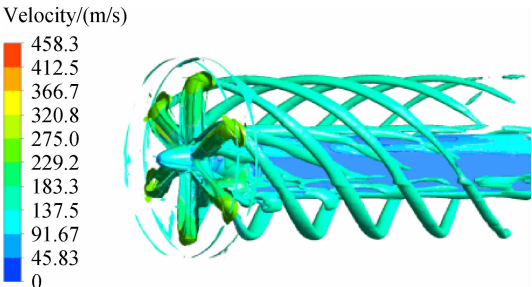
3.1 螺旋桨滑流分析

图 7 为不同飞行状态以及不同计算方法下螺旋桨/短舱/进气道的涡量等值面分布图。其中图 7(a) 为地面起飞状态下滑移网格非定常法计算的涡量等值面图,涡量值为 2×10^{-5} ,着色为速度云图。从中可以看到在每个螺旋桨的叶尖和叶根分别生成一道桨尖涡和桨毂涡,涡量在搭接面两侧光滑过渡。短舱的出现对螺旋桨滑流的旋转产生阻碍作用,使得桨毂涡在短舱两侧分布不均,破坏了原有的轴对称结构。图 7(b) 为高空巡航状态下滑移网格非定常法计算的涡量等值面图,涡量值为 2×10^{-5} ,着色为速度云图。由于来流速度较大,螺旋桨转速较低,桨尖涡螺旋形涡系螺旋距较地面起飞状态的大。图 7(c) 为地面起飞状态 MRF 系法计算的涡量等值面图。从中可以看到涡量等值面在搭接面后停止旋转,这是由于旋转域到静止域搭接面之间传递的数据为时均数据造成的。从中可以看出,螺旋桨滑流是一种典型的非定常流动。

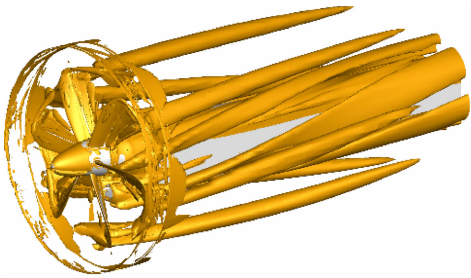
图 8 给出了地面起飞状态和高空巡航状态下



(a) 滑移网格非定常法(地面起飞状态)



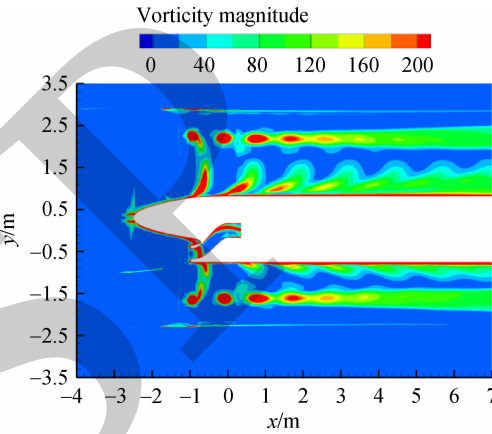
(b) 滑移网格非定常法(高空巡航状态)



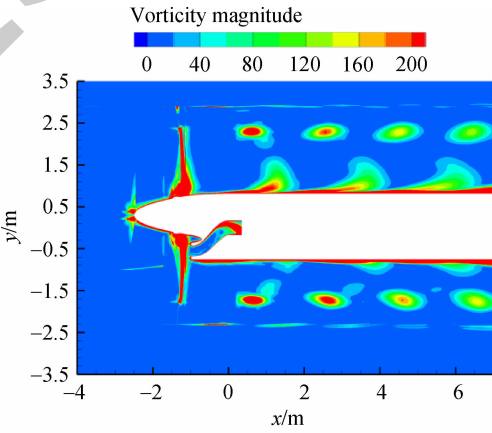
(c) 多重参考系(MRF)法

图 7 螺旋桨/短舱/进气道涡量等值面

Fig. 7 Iso-Q surface of propeller/nacelle/intake



(a) 地面起飞状态



(b) 高空巡航状态

图 8 对称截面涡量数量级

Fig. 8 Order of magnitude of vorticity of symmetric section

螺旋桨/短舱/进气道对称截面涡量瞬时分布图,涡量数量级取值范围为 $0 \sim 200$ 。从图中可以看到转速越大,来流速度越慢,对称面螺旋桨桨尖涡分布越密集,桨毂涡在短舱表面呈现非对称分布。一部分桨毂涡和桨叶尾缘脱落涡流入进气道内,由此可见螺旋桨桨尖涡距离进气道进口距离较远,不会对进气道气动性能产生影响,流入进气道

内的是桨毂涡和桨叶尾缘脱落涡。

3.2 基本流场特征

针对螺旋桨/短舱/进气道的地面起飞状态和高空巡航状态,采用多重参考系法开展了数值仿真研究。计算状态包括:地面起飞状态($H=0$ km; $v=65$ m/s; $n=1020$ r/min; $\alpha=0^\circ$; $\beta=-10^\circ$, $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)和高空巡航状态($H=7$ km; $v=150$ m/s; $n=850$ r/min; $\alpha=0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$; $\beta=-10^\circ$, $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$)。由于流场特征类似,本文仅给出无来流侧滑角和攻角情况下的地面起飞状态和高空巡航状态的流场特征云图。

图 9 和图 10 是地面起飞状态与高空巡航状态有桨/无桨构型的竖直对称面马赫数流线分布图。在图 9(a)和图 9(b)中,滑流区马赫数明显大

于来流马赫数,滑流流管收缩,因为在紧邻桨叶后方区域,螺旋桨对气流做功,气流流速增大而流道收缩向下游流动。在图 10(a)和图 10(b)中的高空巡航状态下,螺旋桨做功较小,对气流的加速作用不明显,因而滑流流管的收缩作用不明显。从图 9(d)和图 10(d)中可以看到桨盘前压力小于桨盘后压力,桨盘前后压差形成了螺旋桨的拉力;螺旋桨旋转的作用增大了进气道内对称面压力分布的不均匀程度。地面起飞状态时,来流马赫数小于进气道出口马赫数,流道内为加速降压过程;高空巡航时,进气道内马赫数小于来流马赫数,为减速增压过程,相较于地面状态流量系数较小。螺旋桨滑流使得隔道处的低能流减少,S 弯进气道对称面马赫数和压力分布不均匀程度增大。

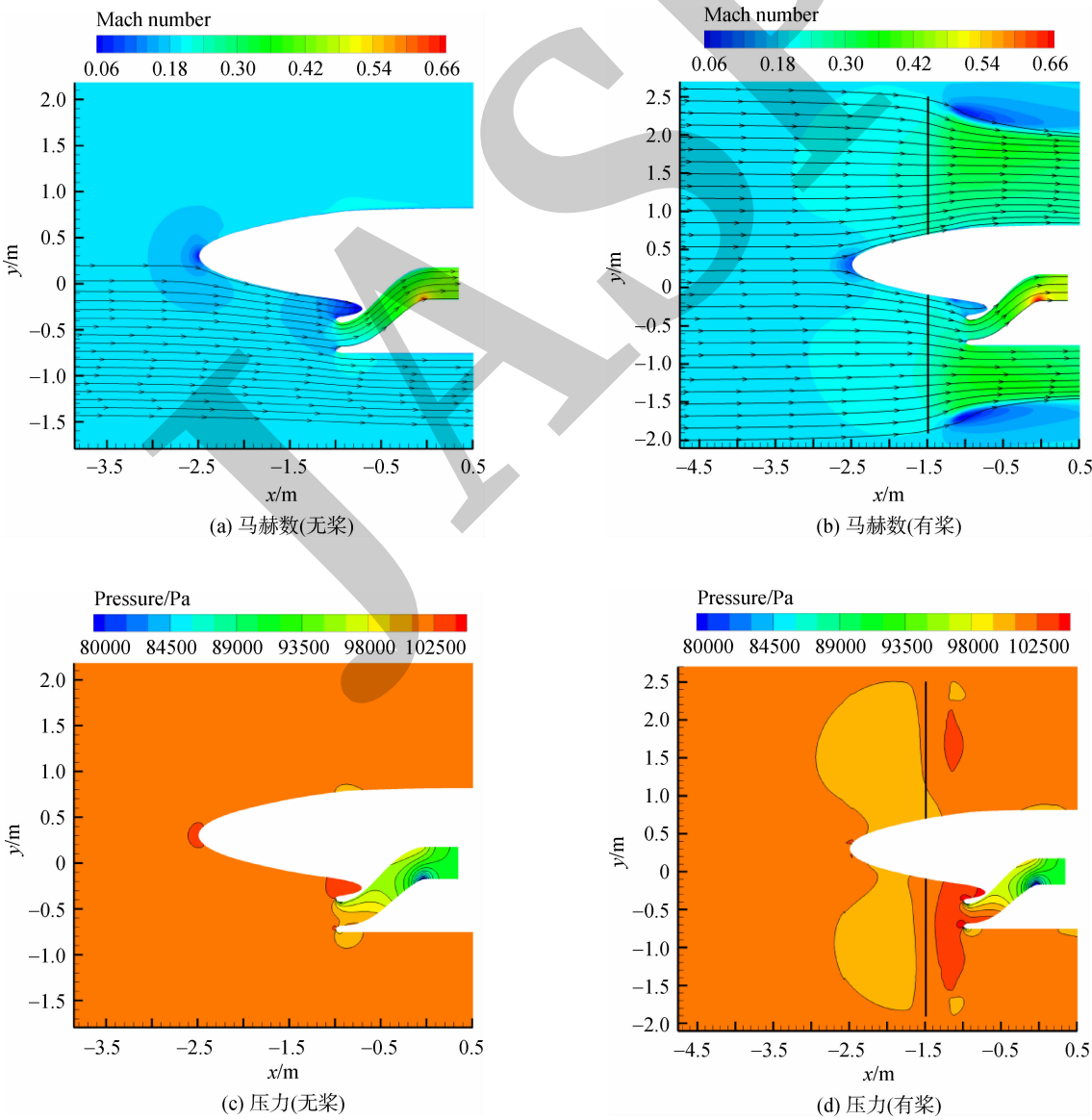


图 9 地面起飞状态竖直对称面马赫数压力分布图($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 9 Mach number and pressure contours of symmetric plane at takeoff state ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

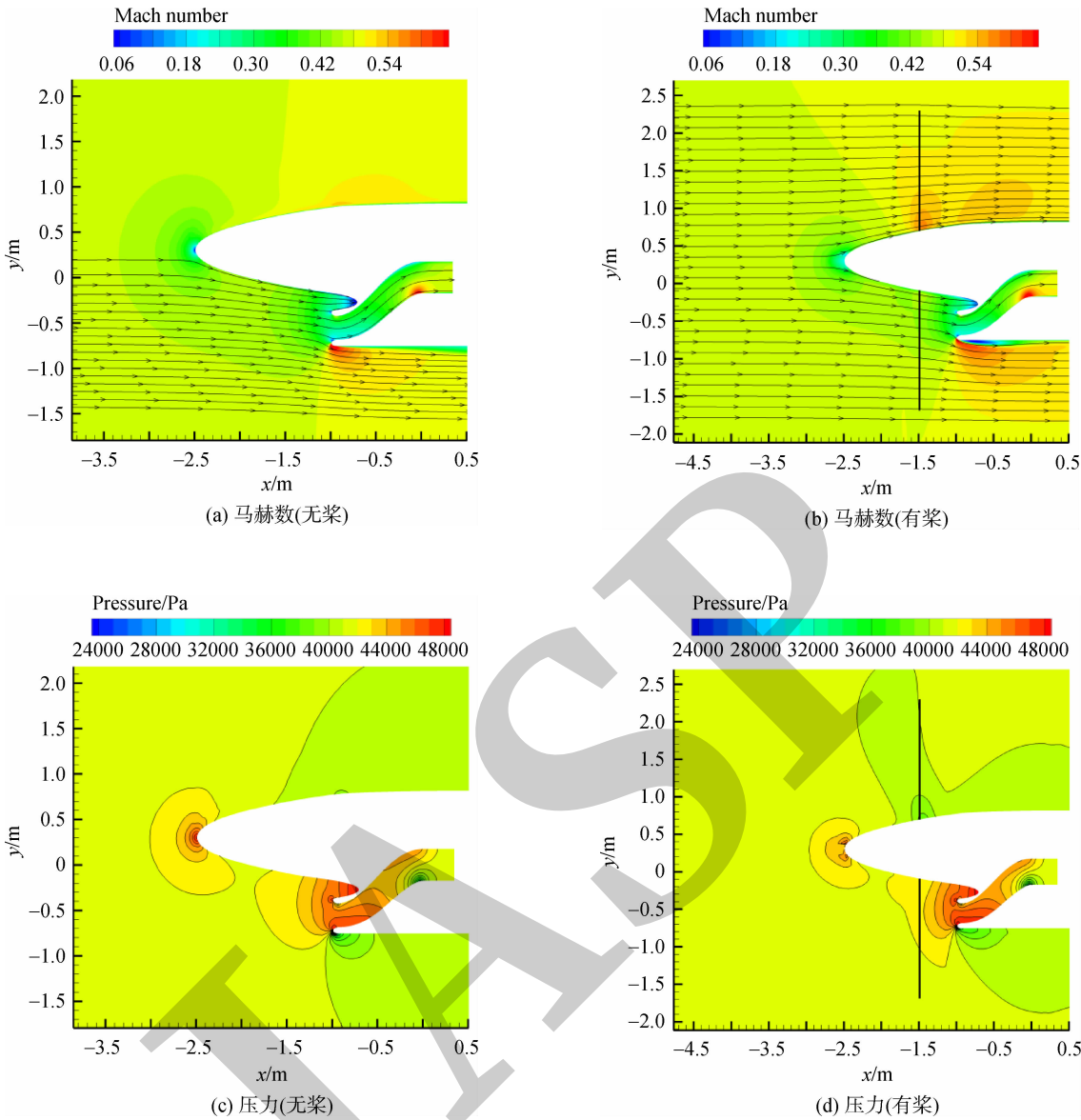


图 10 高空巡航状态竖直对称面马赫数压力分布图($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 10 Mach number and pressure contours of symmetric plane at cruising state ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

图 11 和图 12 为地面起飞和高空巡航状态下进气道的出口总压恢复系数云图,从马赫数流地图中可以看出,无桨 S 弯进气道出口上方存在边界层低能流堆积,进气道出口两侧有一对旋转方向相反的旋涡。受螺旋桨滑流的影响,加速了附面层低能流与核心流之间的气流掺混,进气道上方堆积的边界层低能流面积减少,但进气道出口速度径向压力分布不均现象仍然存在,为了平衡径向速度梯度,有桨 S 弯进气道出口的二次旋流现象较无桨状态有所减弱。有桨 S 弯进气道内气流受螺旋桨脱落涡及螺旋桨旋转气流偏转的影响,偏转气流在进气道内顺风侧堆积,使得进气道出口马赫数横向分布不均,并在左上角出现低马赫数区及旋涡。从总压恢复系数分布图中可以看

出螺旋桨对气流做功效应明显,所以有桨 S 弯进气道的出口总压较无桨 S 弯进气道出口的大;地面状态螺旋桨处于大拉力状态较高空状态做功多,因此地面状态总压恢复系数比高空巡航状态的高,同时由于螺旋桨滑流的影响,带滑流进气道总压恢复系数呈左低右高分布。

3.3 进气道性能分析

图 13 为地面起飞及高空巡航状态下进气道出口气动性能折线图,横轴代表进气道出口马赫数。从图 13(a)中可以看出,带滑流构型的进气道出口畸变指数 W_{60} 比无滑流构型高;畸变指数 W_{60} 随进气道出口马赫数的增大而降低,带滑流构型进气道出口畸变指数 W_{60} 随进气道出口马赫数的增加下降更快,这是由于进气道出口流速的

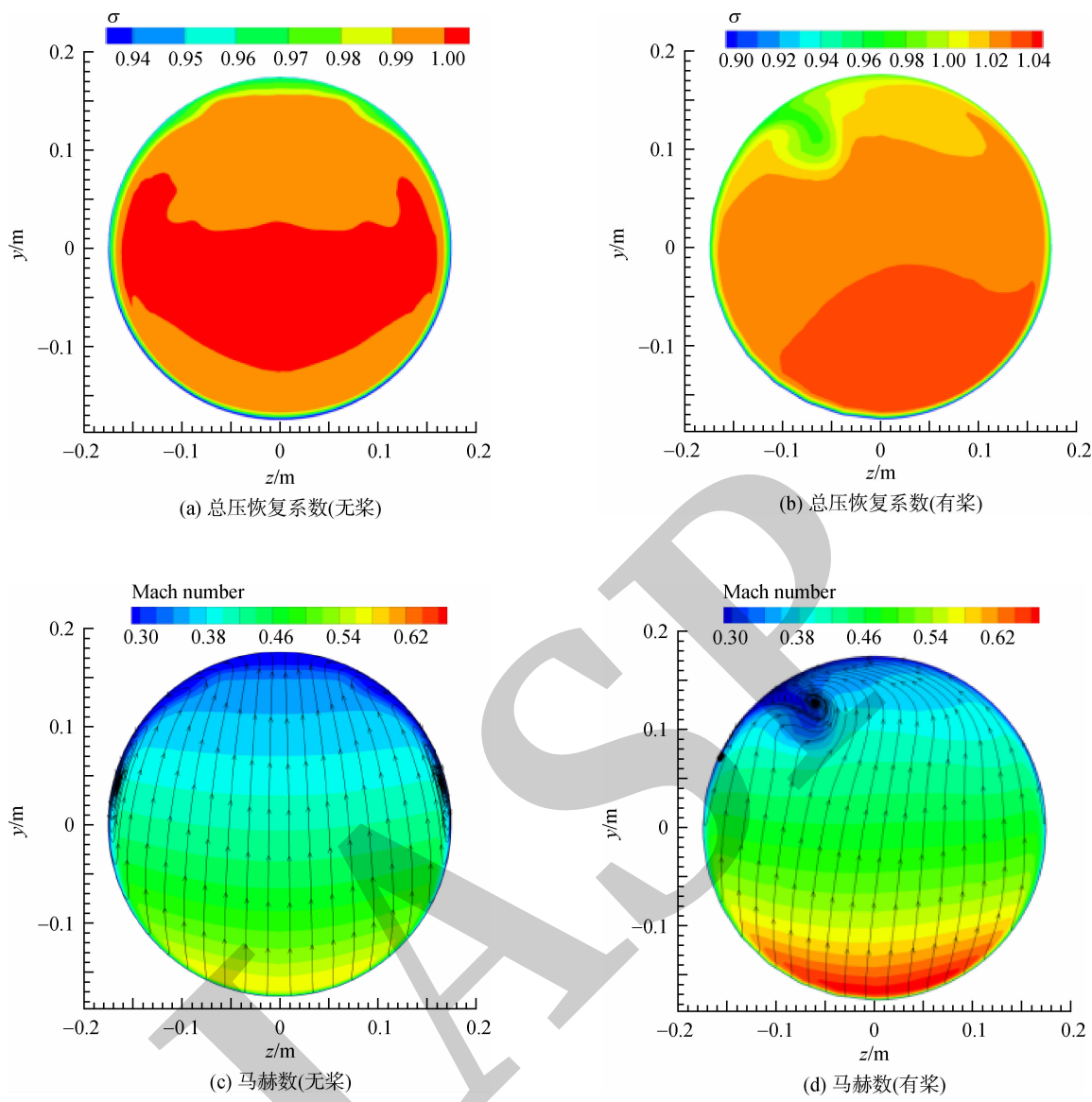
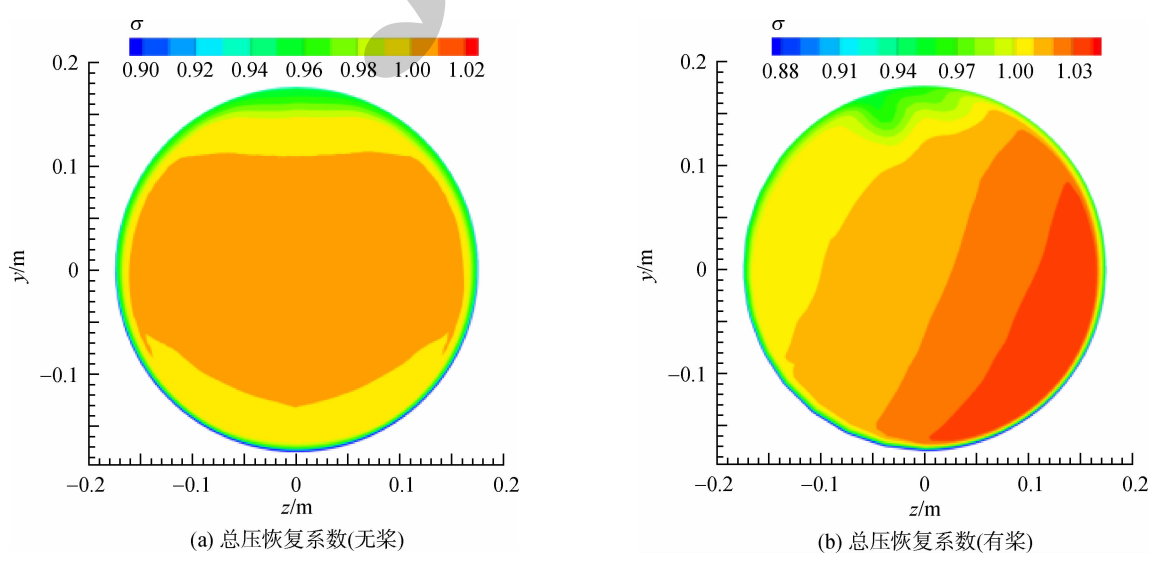


图 11 地面起飞状态进气道出口流场图谱($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)
Fig. 11 Intake outlet contours at takeoff state ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)



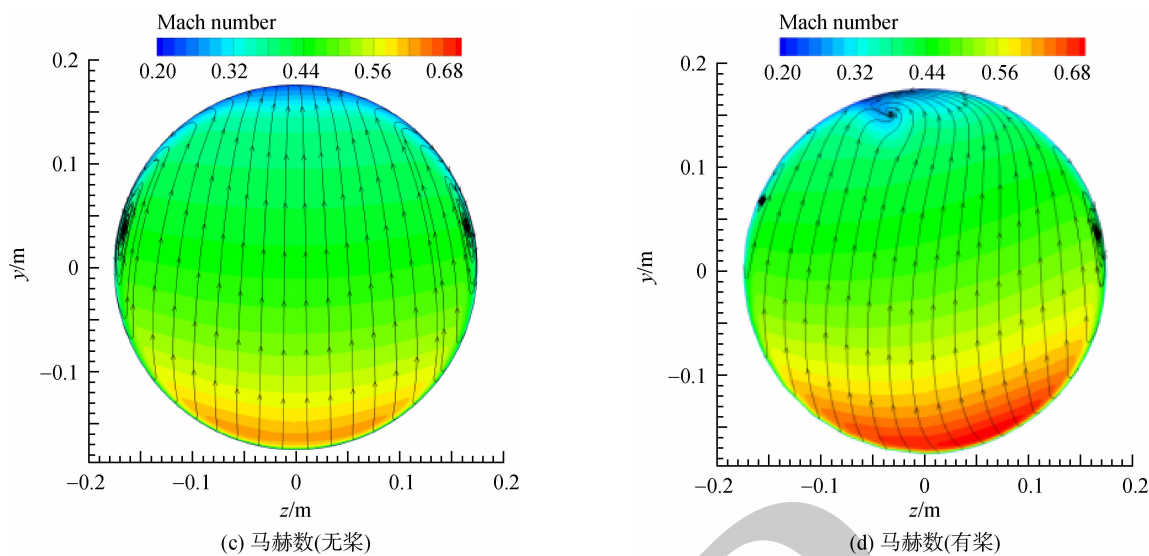


图 12 高空巡航状态进气道出口流场图谱($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)
Fig. 12 Intake outlet contours at cruising state ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

增加使进气道内气流发生掺混,减弱了滑流带来的进气道出口总压分布不均的影响。图 13(b)为不同飞行状态下有桨/无桨进气道出口总压恢复系数曲线图,从中可以看出,短舱/进气道构型的进气道出口总压恢复系数小于 1;由于螺旋桨对气流做功,螺旋桨/短舱/进气道构型的进气道出口总压恢复系数大于 1。总压恢复系数 σ 随进气道出口马赫数的增大而降低,有桨进气道出口总压恢复系数大于无桨进气道出口总压恢复系数,无桨构型地面起飞状态与高空巡航状态进气道出口总压恢复系数之间的增量不明显,带螺旋桨构型的地面起飞状态进气道出口总压恢复系数明显大于高空巡航状态总压恢复系数,且不同飞行状态之间总压恢复系数的增量较为稳定,在 0.0080~0.0092 之间,这是由于螺旋桨在地面起飞状态处于大拉力状态,对气流做功多。

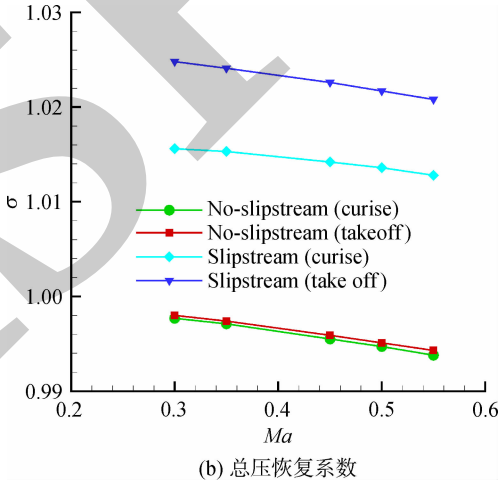
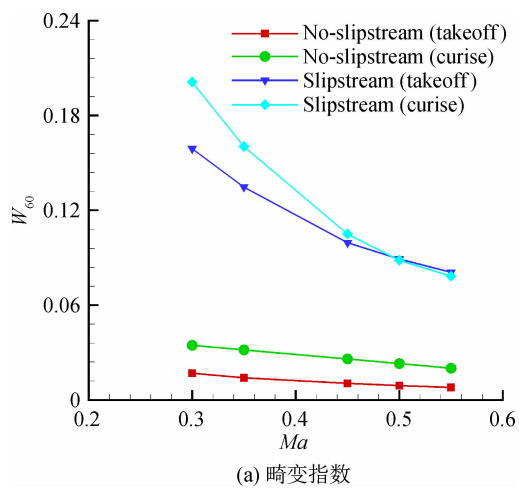


图 13 进气道出口气动性能
Fig. 13 Aerodynamic performance of intake outlet

图 14 为不同侧滑角与进气道出口气动性能的折线图。从图 14(a)中可以看到来流侧滑角大于零时,总压恢复系数减小;侧滑角小于零时,总压恢复系数增大。这是由于来流侧滑角大于零时,来流的分速度与进气道入口前螺旋桨的周向诱导速度同向,使得气流流入进气道内的实际侧滑角增大,气流与进气道壁面相互作用造成的气流的动能损失和黏性损失增大,总压恢复系数降低。来流侧滑角大于零时,来流的分速度与进气道入口前螺旋桨的周向诱导速度反向,使得气流流入进气道内的实际侧滑角减小,气流与进气道壁面相互作用造成的气流的动能损失和黏性损失减小,总压恢复系数升高。

由图 14(b)中可以看到,地面起飞状态进气道出口畸变指数随着侧滑角的增大而增大,高空



巡航状态进气道出口畸变指数在侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时最低,随着侧滑角改变而增大。畸变指数减小是由于气流流入进气道的实际侧滑角减小;反之,则是由于气流流入进气道的实际侧滑角增大。高空巡航状态螺旋桨转速较低,气流的周向诱导速度较小,来流侧滑角小于零时,进气道入口前的周向诱导速度受来流分速度的影响,使得流入进气道内的气流向来流分速度方向偏转,气流实际侧滑角增大,因此高空巡航状态进气道出口畸变指数随着侧滑角改变均增大。

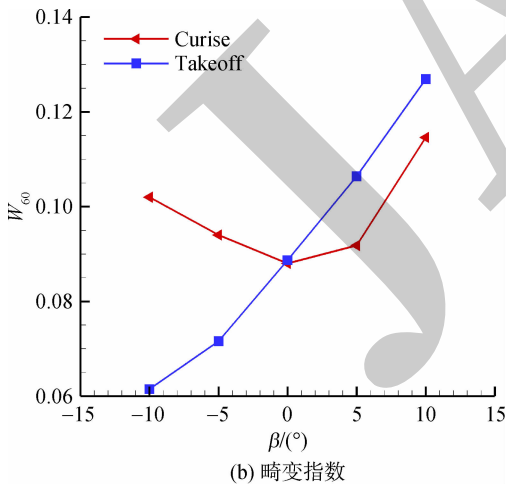
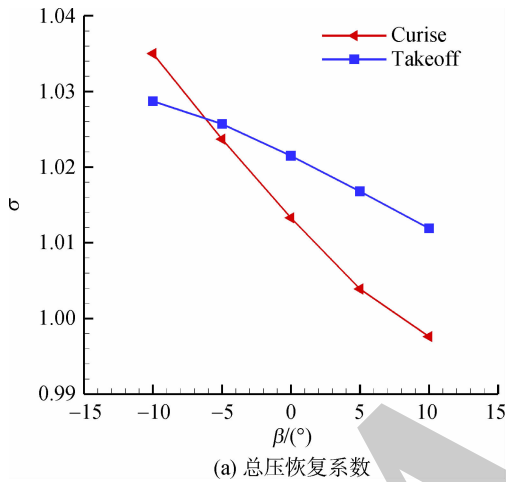


图 14 不同来流侧滑角下进气道出口气动性能
Fig. 14 Aerodynamic performance of intake outlet at different intake sideslip angles

图 15 为来流攻角与进气道出口气动性能的折线图。从图中可以看到,进气道气动性能随来流攻角变化相对较小。随着来流攻角的增大,畸变指数变小,总压恢复系数也变小。

3.4 螺旋桨对进气道气动性能影响的参数分析

通过能量守恒分析了螺旋桨与进气道出口总

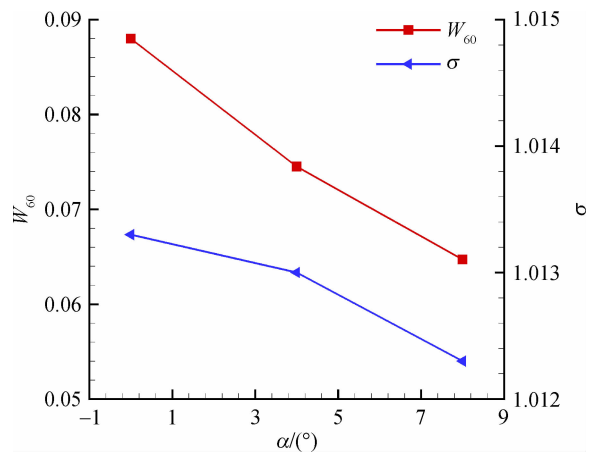


图 15 不同来流攻角下进气道出口总压恢复系数和畸变指数
Fig. 15 Aerodynamic performance of intake outlet at different intake attack angles

压升高的关系。在不考虑黏性损失与摩擦损失的情况下,单位时间内螺旋桨对气流做功为 P 。

体积流量表达式为 $q = Av_1 = Av_0(1+a)$,其中 A 为桨盘面积, v_0 为远前方来流速度, v_1 为桨盘前的轴向速度,在螺旋桨桨盘处增大为 $v_0(1+a)$,如图 16 所示。由桨盘前后的能量关系有

$$P + p_0 q + \frac{\rho q v_0^2}{2} = p_2^* q \quad (5)$$

$$p_2^* = \frac{P}{q} + p_0 + \frac{\rho v_0^2}{2} \quad (6)$$

$$p_2^* = \frac{M\omega\eta}{Av_0} + p_0 + \frac{\rho v_0^2}{2} \quad (7)$$

式中 M 为螺旋桨绕转轴的力矩, ω 为螺旋桨旋转的角速度, η 为螺旋桨效率。

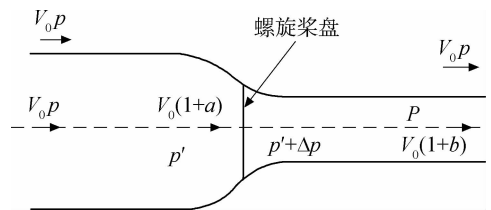


图 16 螺旋桨动量理论速度增量示意图
Fig. 16 Schematic diagram of propeller momentum theoretical velocity increment

引入功率系数 $C_P = \frac{P}{\rho n_s^3 D^5}$, 则 $P = C_P \rho n_s^3 D^5$, 代入式(7)简化等式有

$$p_2^* = \frac{4C_P \rho n_s^3 D^3 \eta}{\pi v_0} + p_0 + \frac{\rho v_0^2}{2} \quad (8)$$

已知地面起飞状态功率系数 $C_P=0.55$, 高空

巡航状态功率系数 $C_P=0.45$ 。表 4 为采用多重参考系法仿真得到的单螺旋桨气动性能。将表 4 中单桨性能数据代入式(8),并将计算结果与数值仿真结果进行对比,结果如表 5 所示。

表 4 单螺旋桨气动性能
Table 4 Aerodynamic Performance of Propeller

转速/(r/min)	拉力/N	扭矩/(N·m)	效率/%
1020	-36544.3	37250.5	59.70
850	-11150.6	11150.8	72.92

表 5 公式计算结果与仿真结果对比
Table 5 Comparison between formula result and simulation result

转速/ (r/min)	桨盘后 总压/Pa	式(8)计算 总压/Pa	相对 误差/%
1020	106846.0	106395.4	0.42
850	49117.4	48109.3	2.10

式(7)和式(8)右边第一项为螺旋桨对气流做的功,后面两项为来流总压。从式(7)中可以看出,忽略黏性损失与摩擦损失,螺旋桨对气流做功与螺旋桨转速有关。相同来流条件下,转速越高,进气道出口的总压恢复系数也就越高。这与地面起飞状态比高空巡航状态进气道出口总压恢复系数高的仿真结果相符。从表 4 和表 5 中数据可以看出,来流马赫数为 0.1912 和 0.4803 时,计算结果与数值仿真结果误差均较小。

在实际工程应用中,螺旋桨的功率系数 C_P 和效率 η 通常是已知的,在已知来流条件的情况下可以用式(8)估算出桨盘后总压,因此具有一定的工程应用价值。

4 结 论

本文采用滑移网格非定常法与相对坐标系 MRF 准定常法,通过数值仿真研究了螺旋桨对进气道气动性能影响的规律,推导了螺旋桨桨盘后总压与螺旋桨的关系式。主要结论如下:

- 1) MRF 准定常法所计算出的时均数据与滑移网格非定常法平均值之间的误差均在 5% 以内,采用 MRF 法计算螺旋桨及进气道时均气动性能参数的准确性满足工程要求。
- 2) 进气道出口总压恢复系数和畸变指数随着出口马赫数的增高而降低;螺旋桨滑流使得进

气道出口总压明显增大,且总压恢复系数呈左低右高的不均匀分布。

3) 进气道出口气动性能随来流攻角变化影响较小,受来流侧滑角变化影响较大;来流侧滑角小于零时,总压恢复系数 σ 升高;来流侧滑角大于零时,总压恢复系数降低。

4) 推导了桨盘前后的总压与螺旋桨的关系式,可根据螺旋桨的功率系数 C_P 和效率 η 估算出桨盘后总压,具有一定的工程应用价值。

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.

[2] 郭荣伟,梁德旺. 进口导流叶片对 S 弯进气道出口旋流的抑制研究[J]. 空气动力学报,1996,14(2):141-147.

GUO Rongwei, LIANG Dewang. Study on effect of inlet guid vanes on the swirl at the exit of S-shaped inlet[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2013, 73(6): 141-147. (in Chinese)

[3] MUSCARI R, DI MASCIÒ A, VERZICCO R. Modeling of vortex dynamics in the wake of a marine propeller[J]. Computers and Fluids, 2013, 73(6): 65-79.

[4] 赵学训. 螺旋桨滑流对飞机绕流影响的试验研究[J]. 实验流体力学, 1995(4): 48-52.

ZHAO Xuexun. Experimental study on the influence of propeller slip flow on aircraft flow around[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement and Control, 1995(4): 48-52. (in Chinese)

[5] STÜERMER A. Unsteady CFD simulations of propeller installation effects[R]. AIAA-2006-4969, 2006.

[6] 李博,梁德旺,黄国平. 基于激励盘模型的滑流对涡轮桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.

LI Bo, LIANG Dewang, HUANG Guoping. Propeller slip-stream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852. (in Chinese)

[7] 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.

QIAN 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)

[8] LÓPEZ-DÍEZ A, RUIZ-CALAVERA L, CATILLOCALVO J. Front end optimization of high speed turboprop engines[R]. AIAA-2005-4204, 2005.

[9] RUIZ-CALAVERA L, SEBASTIÁN D F, DÍAZ D P. Powered model wind tunnel tests of a high offset subsonic turboprop air intake[R]. AIAA-2010-6502, 2010.

[10] ATALAYER C, WULFF D, FRIEDRICHS J. Sensitivity analysis of a highly loaded turbo-prop S-duct intake by

CFD methods[R]. AIAA-2014-3596,2014.

[11] CHANTHY L, BOLDMAN D R. Three-dimensional viscous flow analysis of an advanced ducted propeller subsonic inlet[R]. AIAA 93-1847,1993.

[12] MCDILL P L, TOLLE L I. Analytical design and experimental verification of S-duct diffusers for turboprop installations with an offset gearbox[R]. AIAA 83-1211,1983.

[13] ROOSENBOOM E W, STÜMER A, SCHRÖDER A. Advanced experimental and numerical validation and analysis of propeller slipstream flows[J]. Journal of Aircraft,2010, 47(1):284-291.

[14] 段中喆,刘沛清. 某型螺旋桨滑流对机翼气动性能影响的数值研究[J]. 应用基础与工程科学学报,2012,20(5): 215-225.

DUAN Zhongjie, LIU Peiqing. Numerical researches on the aerodynamic characteristics of a wing influenced by the slipstream of propellers[J]. Journal of Basic Science and Engineering,2012,20(5):215-225. (in Chinese)

[15] 王科雷,祝小平,周洲,等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报,2016,37(9):2669-2678.

WANG Kelei, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. A study of distributed electric propulsion slipstream aerodynamic effects at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(9):2669-2678. (in Chinese)

[16] 许建华,宋文萍,韩中华等. 基于 CFD 技术的螺旋桨气动特性研究[J]. 航空动力学报,2010,25(5):1103-1109.

XU Jianhua, SONG Wenping, HAN Zhonghua, et al. Aerodynamic performance research of propellers based on CFD technology[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(5): 1103-1109. (in Chinese)

[17] WALTERS D K, COKLJAT D. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow[J]. Journal of Fluids Engineering,2008,130(12):121401.1-121401.14.

[18] LIEBER L S, WEIR D S, SHEORAN Y. Prediction of transmission loss for two turboprop engine inlet designs [R]. AIAA-2013-2023,2013.

[19] 徐家宽,白俊强,黄江涛,等. 考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动性能优化设计[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)

[20] FELLI M, CAMUSSI R, DI FELICE F. Mechanisms of evolution of the propeller wake in the transition and far fields[J]. Journal of Fluid Mechanics,2011,682(3):5-53.

[21] 曾平君,孙姝,谭慧俊,等. 典型直升机/进气粒子分离器一体化流场特性的仿真研:第一部分 前进比的影响[J]. 航空动力学报,2014,29(4):858-866.

ZENG Pingjun, SUN Shu, TAN Huijun, et al. Integrated flow field characteristics of helicopter/particle separator: Part 1 influence of advance ratio[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(4):858-866. (in Chinese)

(编辑:叶 青)