

高效弯掠对转桨扇流动特点与桨距调节规律

李治达, 陈翔翔, 吴 涛, 董 威

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 采用数值计算的方法分析了高亚声速来流条件下弯掠对转桨扇的流动特点,开展了不同自由来流马赫数下的高效对转桨扇桨距调节规律的研究。研究表明:在弯掠桨扇的内部流场,从约 30% 相对叶高位置处开始形成明显激波结构,但当弯掠桨扇通道内峰值马赫数在 1.2 及以下时激波强度相对较弱,流动损失在可接受范围。由于桨距角对桨扇的推进效率影响显著,研究提出了可行有效的对转桨扇桨距调节方法,数值计算表明桨扇的推进效率均在 75% 以上。数值仿真预测的各马赫数下桨扇的推力值表明前叶推力对马赫数的变化更加敏感。

关 键 词: 弯掠对转桨扇; 桨距调节; 激波损失; 推进效率; 马赫数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Flow characteristics and pitch regulation of high-efficiency swept-curved counter rotating propellers

LI Zhida, CHEN Xiangxiang, WU Tao, DONG Wei

(School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The flow characteristics of the swept-curved counter rotating propellers under high subsonic flow were analyzed by numerical calculation method, and the pitch regulation of the high efficiency counter rotating propellers under different free flow Mach numbers was studied. The results showed that in the flow field inside the swept-curved counter rotating propellers, the obvious shock wave structure began to form from about 30% of the relative blade span. However, when the peak Mach number was below 1.2, the shock wave intensity was relatively weak and the flow loss was acceptable. Because of significant effect of the pitch angle on the propulsion efficiency of the counter rotating propellers, a feasible and effective method to adjust the pitch of the counter rotating propellers was proposed. The numerical calculation showed that the propulsion efficiency of the counter rotating propellers was above 75%. The thrust values predicted by numerical simulation showed that the thrust of the front blade was more sensitive to the change of Mach number.

Key words: swept-curved counter rotating propellers; pitch adjustment; shock loss; propulsion efficiency; Mach number

收稿日期:2021-06-03

基金项目:民用飞机专项科研(MJ-2017-D-27)

作者简介:李治达(1996—),男,硕士生,主要从事航空发动机结冰机理研究。

通信作者:董威(1970—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机流动与传热技术研究。E-mail:wdong@sjtu.edu.cn

引用格式:李治达,陈翔翔,吴涛,等. 高效弯掠对转桨扇流动特点与桨距调节规律[J]. 航空动力学报,2022,37(8):1703-1713. LI Zhida, CHEN Xiangxiang, WU Tao, et al. Flow characteristics and pitch regulation of high-efficiency swept-curved counter rotating propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8):1703-1713.

开式转子发动机(open-rotor engine)又称桨扇发动机(propfan engine),也称为无涵道桨扇发动机(unducted fan engine),这一概念是美国国家航空航天局(NASA)于20世纪70年代提出来的^[1],开式转子发动机可看作带先进高速螺旋桨的涡桨发动机,又可看作除去外涵道的超高涵道比涡扇发动机^[2],由于对转桨扇带有多个宽弦、后掠形薄叶片,双排对转,能减少激波损失和排气旋流,使飞行马赫数比常规螺旋桨高。其以高推进效率、低燃油消耗率和低污染物排放的“一高两低”优势,成为经济友好型航空发动机的典型代表,是下一代民用飞机潜在的动力备选方案之一^[3]。

低碳节能逐渐成为时代的主题,要求航空发动机制造商研制出效率更高、耗油率和污染物排放更低的航空发动机。根据美国先进涡桨计划(ATP),相比传统的涡桨发动机,先进的开式转子发动机可以在马赫数为0.8左右,高度为10 675 m保持相对较低的耗油率^[4]。另外,近年来的研究表明对转桨扇在降噪方面已取得突破性进展,具有巨大的应用潜力,越来越受到各大航发设计公司的青睐。目前除了普惠(HP)公司外,通用电气(GE)、罗罗(R-R)等主要航空发动机制造商重新开始重视对转桨扇发动机的研究计划^[5]。

近年来,国内外对转桨扇的相关研究慢慢兴起,2011年,NASA格林研究中心^[6-9]基于数值推进系统仿真(NPSS)工具,搭建了直接驱动对转桨扇发动机的计算模型,以对转桨扇特性图及其性能试验数据为基础,采用曲面拟合技术将数据转化为多变量回归方程,计算对转桨扇的推力和所需功率。雅典国家技术大学的Alexiou等^[10]利用升力面方法计算桨扇特性,基于航空发动机性能仿真软件(PROOSIS)中的对转桨扇发动机模型,开展了桨扇桨叶角控制策略研究、设计点和非设计点性能仿真。从2014年开始,法国的Bellocq等^[11-12]对对转桨扇发动机的总体性能仿真开展了深入细致的研究,其开发了一种包含对气流可压缩性校正的对转桨扇零维性能模型,该模型的计算值与试验值误差小于1.5%,而后该模型也被集成到PROOSIS仿真平台。国内周莉等^[3]进行了对转桨扇研究进展的总结。夏贞锋等^[13]采用动态面搭接技术对转子间的气动干扰和滑流流动干扰进行研究。金海波等^[14]对开式转子的噪声特性进行数值分析。单鹏^[15]给出了一种对转桨扇差动行

星齿轮机构的设计与分析方法。张帅等^[16]给出了一种在飞机总体方案论证阶段的对转桨扇发动机分析模型。周人治等^[17-18]在现有压气机气动设计思路的基础上,使用数值分析探索了对转桨扇的设计方法。刘政良等^[19]改进了螺旋桨设计片条理论,开展了桨扇部件的初步设计。

国内这些研究主要集中在对转桨扇的仿真和设计方法上,对转桨扇的流场,以及桨距调节规律的研究较少,而准确的三维流场分析对先进桨扇的设计是十分重要的。本文在完成了一种基于流线曲率法的高效弯掠对转桨扇的叶片造型设计之后,利用Numeca软件对其流动特点及桨扇性能进行研究,分析高亚声速来流条件下桨扇内部流场分布情况及流动特点,然后研究对转桨扇的桨距调节规律,提出了在来流马赫数发生变化时,对转桨扇的前叶及后叶的调节规律,以保持桨扇的效率及推力。

1 理论模型

1.1 设计点参数及网格模型

以国外某款对转桨扇为基准,基于流线曲率法结合三维流场模拟完成了弯掠对转桨扇前叶及后叶的造型设计,这里重点研究所设计的弯掠对转桨扇的流场特点及其调节规律,对桨扇的造型设计不再详述。三维拓扑模型如图1所示,叶尖处后掠,叶片中下部前掠,前后两排桨叶轴向间距保证叶片沿展向最大后掠。对转桨扇的设计指标以及相关参数如表1所示。

数值仿真采用Numeca软件进行计算分析。图2给出了对转桨扇数值仿真的计算域,为了有效模拟两排桨叶之间复杂流场,前后各延伸10倍桨扇高度的距离,远场高度范围取5倍桨扇高度。



图1 对转桨扇几何模型

Fig.1 Geometrical model of the counter rotating propellers

表 1 对转桨扇的设计指标及相关参数

Table 1 Design index and relevant parameters of counter rotating propellers

	参数	数值
环境条件	飞行高度/m	10 668
	空气温度/℃	− 54
	空气压力/Pa	24 100
	空气密度/(kg/m ³)	0. 383
	飞行马赫数	0. 785
	飞行速度/(m/s)	232. 94
前排叶片	轮毂比	0. 42
	转速/(r/min)	1 000
	叶尖直径/m	4. 5
	轮毂直径/m	1. 89
	推力/N	14 270
	叶片数	12
后排叶片	轮毂比	0. 42
	转速/(r/min)	1 000
	叶尖直径/m	4. 5
	轮毂直径/m	1. 89
	推力/N	11 794. 7
	叶片数	10

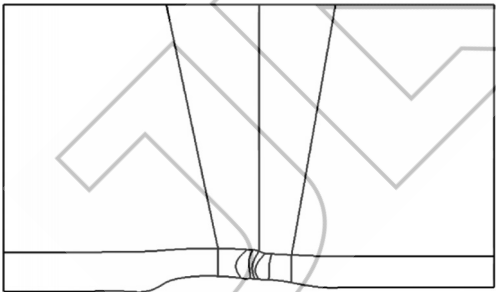


图 2 对转桨扇计算区域

Fig.2 Calculation domain of the counter rotating propellers

周围采用远场边界条件,来流参数如表 1 给定。湍流模型上采用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型,采用理想气体进行数值计算。前后排转子的交界面选取混合交界面模型,壁面边界采用无滑移边界条件。采用 AutoGrid 划分结构化网格,通过网格无关性验证最后选取计算网格总量为 2 千万左右,保证壁面第 1 层网格的 $y^+ < 1$ 。转子叶片表面三维网格模型如图 3 所示。由于对转桨扇的旋转是一种周期运动,对桨扇气动性能及流场分

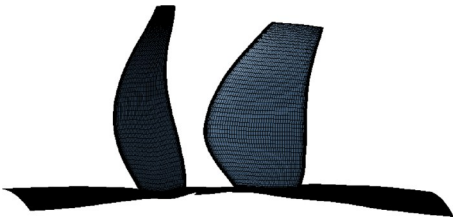


图 3 对转桨扇的表面三维网格(其中一个流道)

Fig.3 Three-dimensional surface mesh of the counter rotating propellers (one flow channel)

布的研究不受时变性影响,因此采用准定常的计算方法。计算中选取一个通道进行数值模拟研究,转子叶片为宽弦掠形薄叶片,可以有效减少激波损失。

1.2 桨距调节模型

在不同的飞行工况下,为使对转桨扇在整个飞行包线内仍能保持较高推力指标,需要给出对转桨扇桨距调节规律。统计几种不同几何设计的对转桨扇试验数据,发现前排桨叶角度随马赫数具有线性变化规律,每个马赫数都只有一个对应的前排桨叶角度^[7]。因而不同马赫数下后叶也有对应的桨距角,通过前后叶进口相对气流角的变化,给出不同自由来流条件下对转桨扇桨距角调节规律及推进效率的变化。

当来流速度改变时,保持桨扇叶尖切向速度等于常数,能反映马赫数(Ma)对桨叶角度变化的影响^[9],在桨扇桨距角调节规律研究中保持叶片的切向速度不随来流的变化而变化,忽略转子间距效应的影响。图 4 给出了来流马赫数为 0.6 时叶片偏转角度示意图,当来流速度降低时,为满足进气条件前叶应逆时针旋转,后叶则应顺时针旋转,进气加速时则规律相反。图中 $\delta\alpha$ 为前叶进口相对速度的偏转角度, $\delta\beta$ 为后叶进口相对速度的

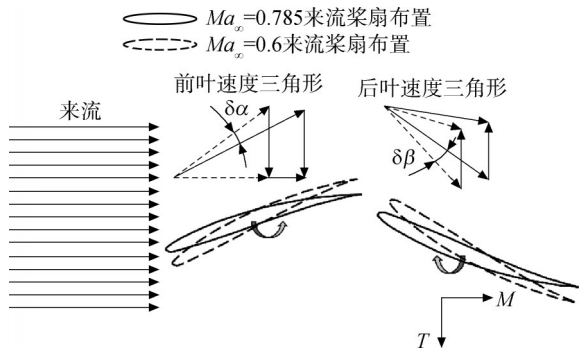


图 4 来流马赫数为 0.6 时叶片偏转角度示意图

Fig.4 Schematic diagram of blade deflection angle at incoming flow Mach number of 0.6

偏转角度, M 为转子轴向, T 为转子切向。

如图 5 所示, 通过图 5(a) 对转桨扇气流速度矢量三角形分析, 可以计算得出前叶进口相对速度的偏转角度 $\delta\alpha$ 。图 5(c) 为对转桨扇前叶及后叶进气示意图, 在前叶进口前缘 75% 相对叶高截面可以得到

$$v_1 = r_1 \omega_1 \quad (1)$$

$$w_1 = \sqrt{v_1^2 + c_1^2} \quad (2)$$

$$\alpha_r = \arctan \frac{v_1}{c_1} \quad (3)$$

式中 ω_1 为前叶转速, v_1 为该截面切向速度, w_1 为

该截面处相对速度, c_1 截面处绝对速度, α_r 前叶进口前缘相对气流角。可得当来流变化时

$$\delta\alpha = \alpha_{r,1} - \alpha_{r,2} \quad (4)$$

由图 5(b) 可以看出, 需要注意由于前叶出口几何角及周向速度的影响, 前叶的出流, 也就是后叶的进口来流, 不是沿轴向的, 而是相对轴向有一个偏转角度。得到后叶进口相对速度的偏转角度 $\delta\beta$ 。

如图 5(c) 所示, 在前叶 75% 相对叶高截面出口处

$$v_2 = r_2 \omega_1 \quad (5)$$

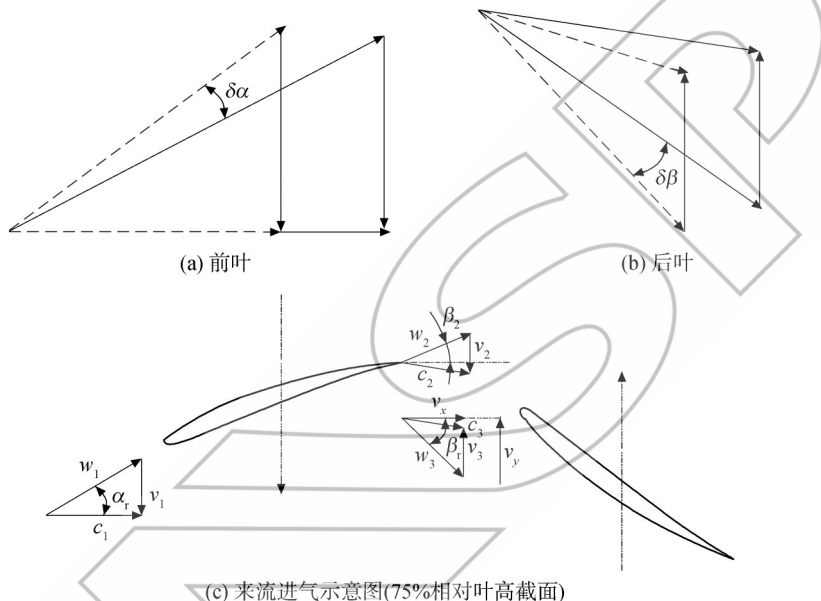


图 5 对转桨扇气流速度矢量三角形

Fig.5 Airflow velocity vector triangle of counter rotating propellers

同时, 在后叶进口前缘 75% 相对叶高截面可以得到

$$v_y = v_3 + (v_2 - w_2 \cos \beta_2) \quad (6)$$

$$v_x = w_2 \cos \beta_2 \quad (7)$$

$$\beta_r = \arctan \frac{v_y}{v_x} \quad (8)$$

式中 v_x 为后叶进口相对速度的轴向投影, v_y 为后叶进口相对速度的径向投影, β_2 为前叶出口几何角, β_r 为后叶进口前缘相对气流角, 可得

$$\delta\beta = \beta_{r,2} - \beta_{r,1} \quad (9)$$

1.3 性能计算公式

飞行器前进时的推力由对转桨扇提供, 有关的参数定义如下:

推进效率

$$\eta = \frac{FV_0}{2\pi n M_T} = \frac{FV_0}{M_T \omega} \quad (10)$$

推力系数

$$C_t = \frac{F}{\rho n^2 D^4} \quad (11)$$

功率系数

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (12)$$

进距比

$$J = \frac{V_0}{nD} \quad (13)$$

式中 F 为桨扇的推力、 M_T 为桨扇的扭矩、 P 为桨扇所做功率、 D 为转子直径、 ω 为桨叶的旋转角速度、 n 为桨叶转速、 ρ 为来流空气密度、 V_0 为飞行器前进速度。以进距比、推力系数及功率系数表示的推进效率

$$\eta = \frac{JC_1}{C_p} \tag{14}$$

2 对转桨扇的桨距角调节规律

根据桨距调节模型进一步研究来流马赫数 (Ma_∞) 为 0.3、0.4、0.5、0.6、0.7、0.8 来流下的对转桨扇的推进效率变化情况。得到对转桨扇调节规律如表 2 所示。

表 2 对转桨扇桨距调节规律
Table 2 Pitch adjustment law of counter rotating propellers

来流马赫数	前叶桨距角/(°)	后叶桨距角/(°)
0.3	34.26	36.69
0.4	41.69	42.45
0.5	47.94	47.19
0.6	53.16	51.12
0.7	57.51	54.44
0.785	60.64	56.78
0.8	61.15	57.16

图 6 为来流马赫数变化时,依据上述桨距角调节模型获得的对转桨扇的桨距角的偏转角度变化情况。对比设计点可以看出随着来流马赫数的提高,后叶顺时针旋转,角度逐渐变小到最后的逆时针旋转。而前叶的逆时针旋转,角度逐渐变大到最后的顺时针旋转。

NASA 和通用电气公司曾经合作对一种缩比对转桨扇模型^[20]进行研究。该模型获得的桨距角随来流马赫数变化的试验数据与本文计算结果对比如图 7 所示,可以看出两者具有相似的趋势。

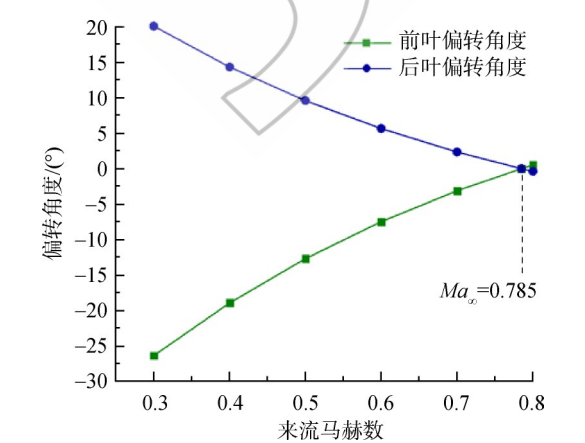


图 6 基于设计点的不同来流马赫数桨距角变化情况
Fig.6 Variation of pitch angle at different incoming flow Mach numbers based on design point

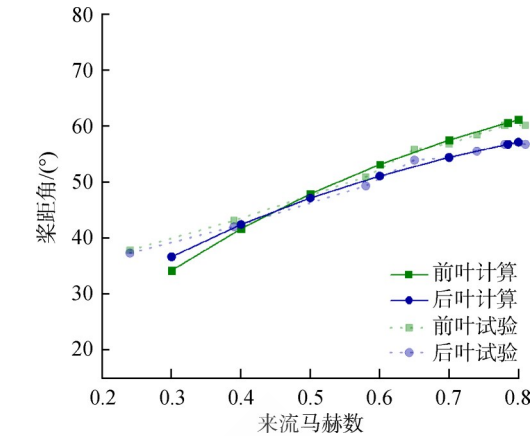


图 7 来流马赫数与对转桨扇桨距角之间的关系
Fig.7 Relation between incoming flow Mach number and pitch angle of counter rotating propellers

NASA 格林研究中心的研究人员对前排桨叶角度随来流马赫数的变化规律进行了试验研究^[9],如图 8 所示,研究中通过统计两种不同几何设计的对转桨扇的试验数据与本文计算结果进行对比,发现两者符合性较好且具有相同的趋势。在低来流马赫数时计算值与试验值的偏差是合理的^[21],表明桨扇桨距角的调节方法是有效的。

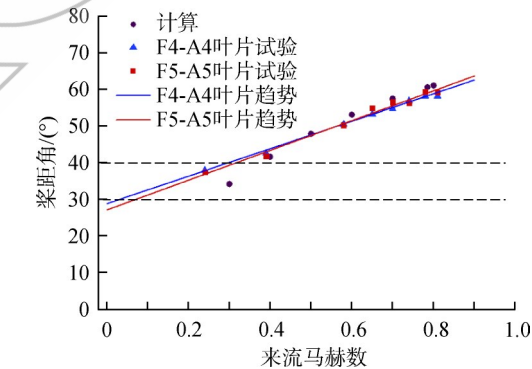


图 8 计算结果与试验值的对比^[9]
Fig.8 Comparison between the calculated results and the experimental values^[9]

3 计算结果及讨论

3.1 高效弯掠对转桨扇流动特点

开展了高效弯掠对转桨扇三维流动的数值模拟,各叶高的相对马赫数云图如图 9 所示,观察前叶及后叶各叶高马赫数分布,可以看出叶片吸力面的超声速范围大于压力面。在叶片前缘及叶片中部区域马赫数大于 1。数值模拟结果发现沿径向方向,从 25% 相对叶高附近后叶通道逐渐形成

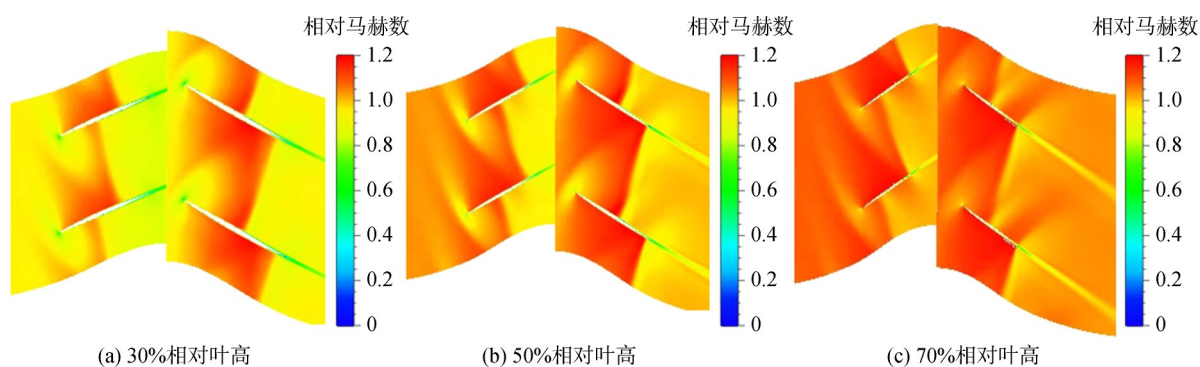


图9 对转桨扇相对马赫数分布

Fig.9 Relative Mach number contour of counter rotating propellers

激波,从30%相对叶高附近前叶通道开始形成激波,后叶激波径向范围略大于前叶。虽然在叶片前缘形成了较为明显的激波结构,但激波强度很弱不足以导致边界层分离,激波损失不严重^[22]。数值模拟结果可以看出,由于在叶片表面及附近区域峰值马赫数为1.2及以下,桨扇叶形设计是合理的,保证了对转桨扇的效率。另外随着叶高的增加,叶片通道的波系结构变得复杂。在叶高较低时(30%相对叶高),前叶通道激波从压力面的中部延伸至相邻叶片吸力面的接近尾缘处。随着相对叶高的增加,前叶的激波结构逐渐复杂,体现在前缘脱体激波的增强,激波压力面起始位置的略微迁移,延伸至相邻吸力面并向尾缘移动。对于后叶的激波结构,随着相对叶高的增加,激波

在吸力面的起始位置前移。

进一步观察对转桨扇流动特点,子午面的静压云图、总压云图、静温云图及轴向速度分布情况如图10所示,在桨扇后方静压、静温略有提高,前叶前方轮毂附近出现了一定的减速,这是根部轮毂对流动情况改善的缘故,根部轮毂降低进口马赫数,消除不必要的加速曲率及局部高马赫数流动提高桨扇性能^[21]。

图11定量显示了沿径向的轴向速度分布,研究位置为远场进出口、桨扇轴向中心及桨扇进出口。在远场进口轴向速度与来流相同,在桨扇出口及远场出口的流道范围内轴向速度增加明显。在流道范围内桨扇推力对气流的作用使其轴向速度增加。

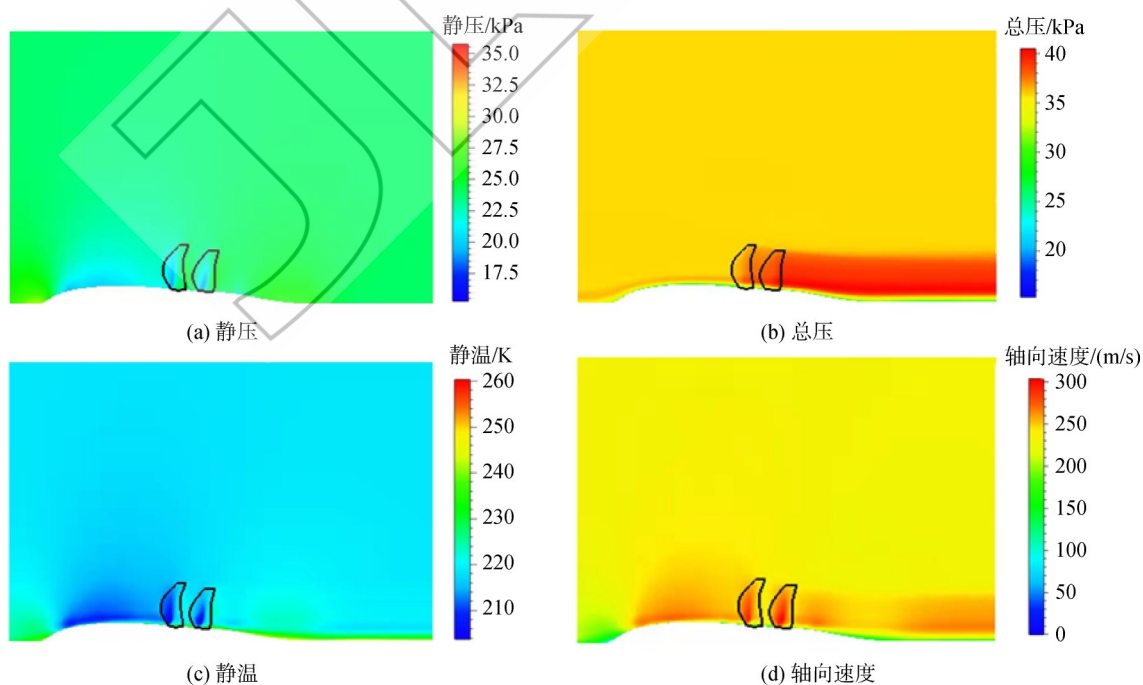


图10 子午面流动情况

Fig.10 Meridian flow conditions

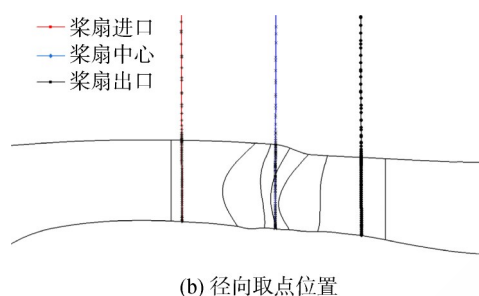
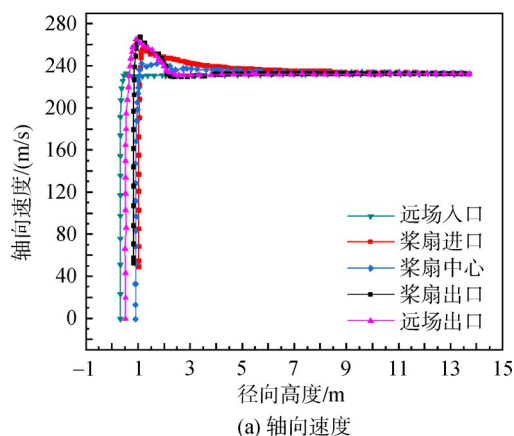


图 11 轴向速度径向分布情况

Fig.11 Radial distribution of axial velocity

图 12 为桨扇出口周向速度沿径向的分布情况,由此可见在桨扇后方,气流的切向速度降低明显,后方气流趋向于轴向排气。图 13 为对转桨扇后叶出口截面静压、总压以及其与桨扇进口的静压比、总压比的分布情况,对转桨扇的静压比在 1.05 以下,总压比基本在 1.15 以下。

将对转桨扇的不同相对叶高的静压分布显示如图 14 所示。在前叶的吸力面,各相对叶高低压

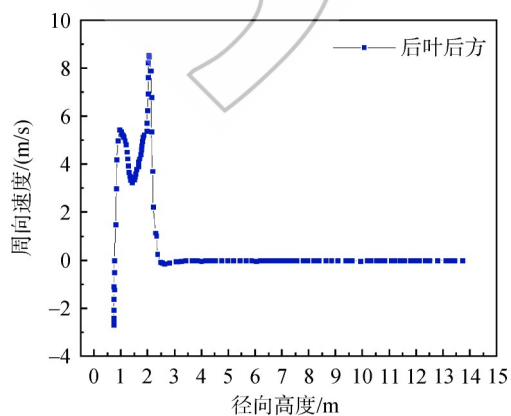
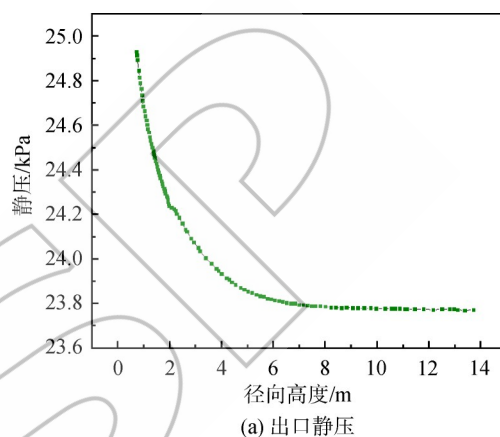


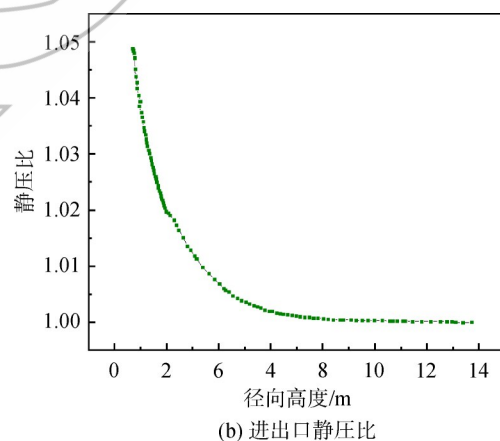
图 12 桨扇出口周向速度分布

Fig.12 Circumferential velocity distribution of counter rotating propellers outlet

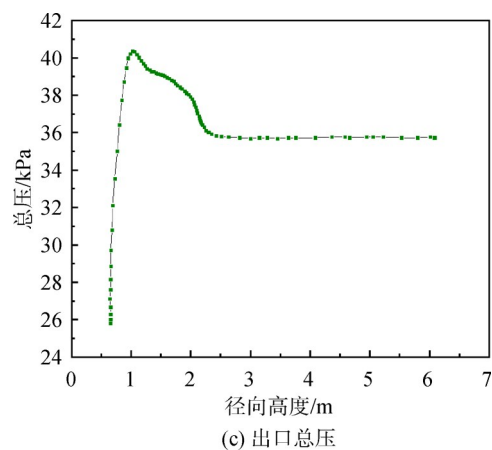
区域均很大,这与该处气流加速范围大体一致。而对前缘的脱体激波,在静压云图中表现得更为明显。在相对叶高较低处脱体激波的强度高于相对叶高较高处。图 15 为三维叶片表面的静压分布,可见前叶吸力面的静压分布趋势是前缘的压力较低,而尾缘的压力较高。如图 16 所示,这与 NASA 试验测得的前叶吸力面静压分布具有相同的趋势^[23]。



(a) 出口静压



(b) 进出口静压比



(c) 出口总压

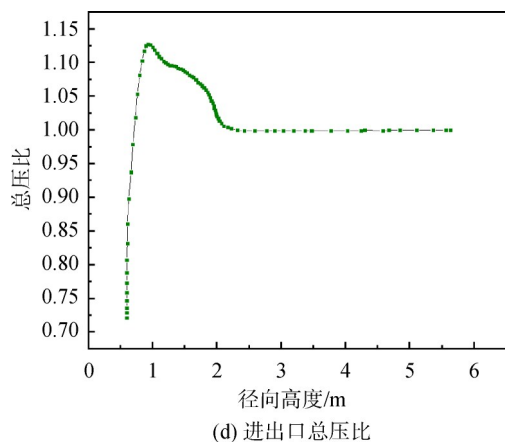


图 13 桨扇出口压力及压比

Fig.13 Outlet pressure and pressure ratio of counter rotating propellers

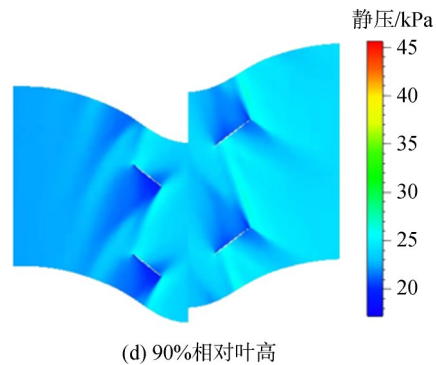
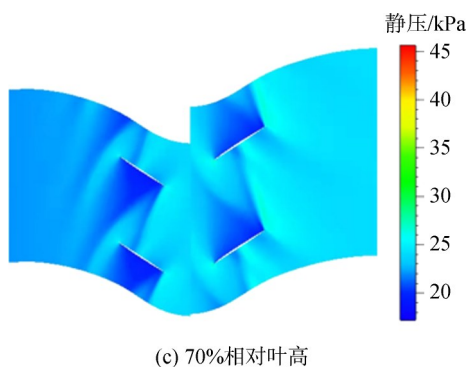
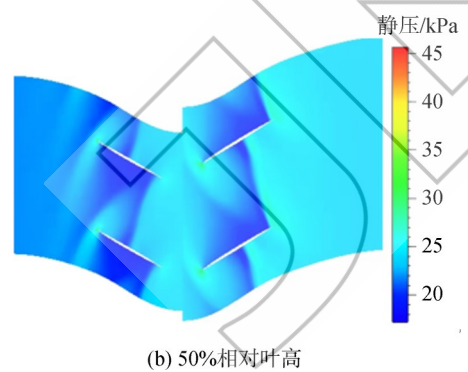
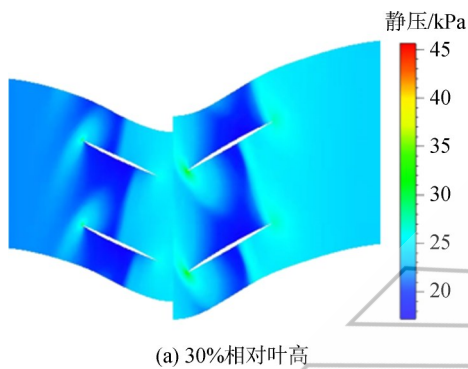


图 14 对转桨扇静压分布

Fig.14 Static pressure distribution of counter rotating propellers

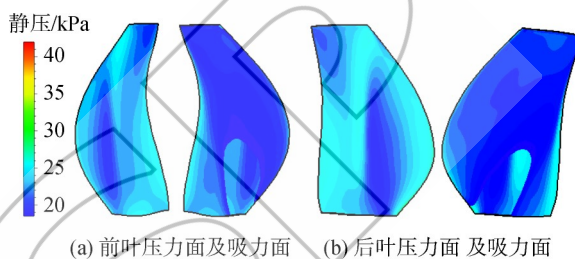
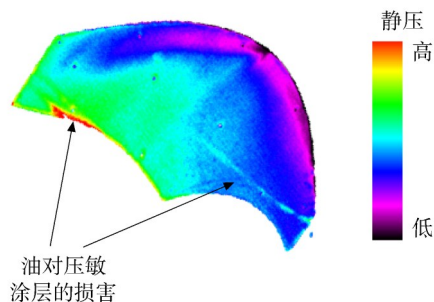


图 15 三维叶片表面静压分布

Fig.15 Static pressure distribution of three-dimensional blade surface

图 16 NASA 试验测得前叶吸力面静压分布^[23]Fig.16 Static pressure distribution of the front blade suction surface tested by NASA^[23]

3.2 不同来流马赫数对对转桨扇工作性能影响

如图 17 所示以来流马赫数为 0.6 为例,数值计算表明当桨扇进气速度改变时,桨距角对桨扇

的推进效率影响显著,随着桨距角的变化甚至会出现反推力这种异常情况。当且仅当桨距角满足进气条件时,对转桨扇的推进效率最高,由此可见不同进气条件下,对转桨扇桨距调节非常重要。

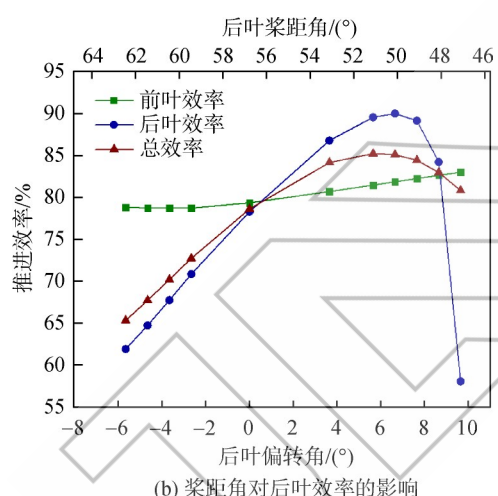
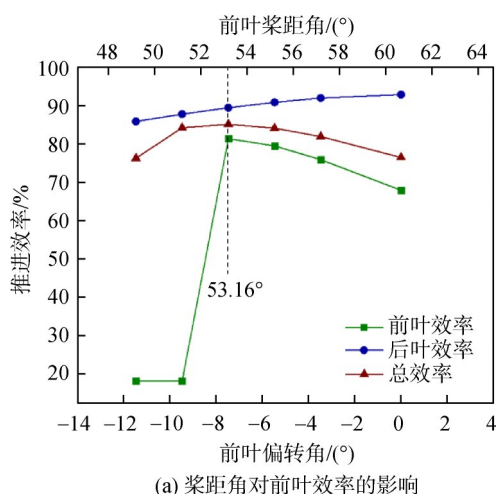


图 17 来流马赫数为 0.6 时桨距角对效率的影响
Fig.17 Influence of pitch angle on the efficiency when the incoming flow Mach number of 0.6

根据桨距调节模型计算各来流马赫数下桨扇性能的变化。如图 18 所示,前叶推进效率随来流速度的增加先增加后减小,后叶推进效率随来流的增加而增加,总效率则基本呈现随着来流速度的增加,先增加后减小的趋势,这是由于来流速度增加马赫数增大,激波损失增强造成的,对转桨扇发动机不适合过高的亚声速 ($Ma_{\infty} > 0.85$) 飞行^[21]。数值计算表明在各来流马赫数下,经过桨距调节后对转桨扇的推进效率均能保持较高水平,其中在来流马赫数为 0.7 附近桨扇推进效率

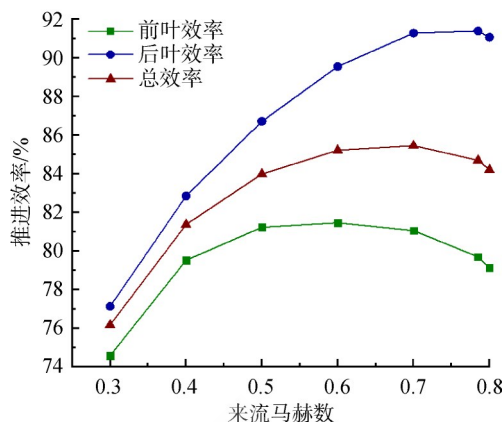


图 18 来流马赫数与对转桨扇效率之间的关系
Fig.18 Relation between inlet Mach number and the efficiency of counter rotating propellers

最高。

图 19 给出了来流马赫数与桨扇推力之间的关系,可以看出随着来流速度的增加,叶片推力逐渐增大,其中前叶推力对于马赫数的变化比较敏感,但当来流马赫数达 0.8 以上时这种增大的趋势就不是那么明显了。同时结合桨扇推进效率特性,对转桨扇的巡航马赫数控制在 $Ma_{\infty} = 0.67 \sim 0.8$ 之间可以在保证对转桨扇具有较大推力的前提下,还可以维持较高的推进效率。尤其是维持在 $Ma_{\infty} = 0.75$ 左右时,此时对转桨扇的推进效果最好,短程对转桨扇发动机选择 $Ma_{\infty} = 0.75$ 巡航速度节能减排效果最佳^[21],巡航状态应保持此速度左右。通过计算结果可以对对转桨扇在不同来流马赫数下的推力有一个基本的认识,来流马赫数较低时推力基本维持在 14 kN 左右,巡航推力可以达到 25 kN 左右。

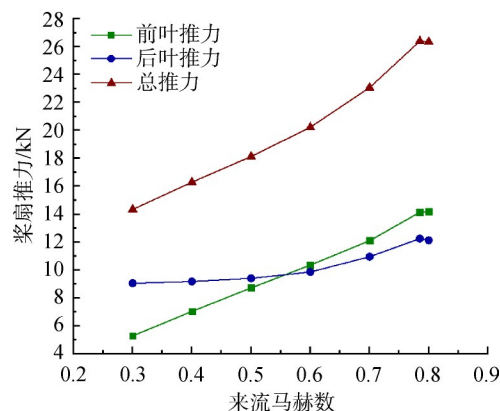


图 19 来流马赫数与对转桨扇推力之间的关系
Fig.19 Relation between inlet Mach number and thrust of counter rotating propellers

4 结 论

基于设计点来流条件开展了对所设计的高效弯掠对转桨扇流场特点的研究,研究了对转桨扇流动规律及桨距调节规律,提出了可行有效的桨距调节方法,分析了不同来流对桨扇性能的影响,得出了如下结论:

1) 在所设计的高效弯掠桨扇内部,从相对叶高30%左右位置处开始形成明显的激波结构,但峰值马赫数控制在1.2以下,激波强度很弱,激波损失不严重。

2) 不同的桨距角对桨扇的推进效率影响显著。根据桨距调节方法得到的计算结果与NASA格林研究中心试验给出的结论吻合,提出的调节方法可以保证各来流马赫数下桨扇推进效率均在75%以上,桨扇的性能良好。研究发现前叶推力对马赫数的变化更加敏感,该高效弯掠对转桨扇的巡航马赫数应控制在 $Ma_{\infty}=0.75$ 左右。

参考文献:

- [1] ROHRBACH C, METZGER F. The prop-fan: a new look in propulsors[R]. Anaheim, California: the 11th Propulsion Conference, 1975.
- [2] JI L C, XIANG L, HUANG H B, et al. The revelations from the research about the vaneless counter-rotating turbine[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2003-1040, 2003.
- [3] 周莉, 是介, 王占学. 开式转子发动机研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 1921-1932.
ZHOU Li, SHI Jie, WANG Zhanxue. Research progress of counter rotating propellers[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 1921-1932. (in Chinese)
- [4] HAGER R D. Advanced turboprop project[M]. Washington D C, U S: National Aeronautics and Space Administration, 1988.
- [5] 刘红霞, 梁春华. 开式转子发动机研制与进展[J]. 国际航空, 2010(4): 75-77.
LIU Hongxia, LIANG Chunhua. Development and progress of open rotor engine[J]. International Aviation, 2010(4): 75-77. (in Chinese)
- [6] 金捷. 美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(1): 57-62.
JIN Jie. Review of the U.S. Propulsion system numerical simulation (NPSS) program[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 57-62. (in Chinese)
- [7] HENDRICKS E S. Development of an open rotor cycle model in NPSS using a multi-design point approach[R]. ASME Paper 2011-GT-46694, 2011.
- [8] GUYNN M, BERTON J, HENDRICKS E, et al. Initial assessment of open rotor propulsion applied to an advanced single-aisle aircraft[R]. AIAA-2011-7058, 2011.
- [9] HENDRICKS E, TONG M. Performance and weight estimates for an advanced open rotor engine[R]. AIAA-2012-3911, 2012.
- [10] ALEXIOU A, FRANTZIS C, ARETAKIS N, et al. Contra-rotating propeller modelling for open rotor engine performance simulations[R]. Seoul: ASME Turbo Expo, 2016.
- [11] BELLOCQ P, SETHI V, CAPODANNO S, et al. Advanced 0-D performance modelling of counter rotating propellers for multi-disciplinary preliminary design assessments of open rotors[R]. Dusseldorf, Germany: ASME Turbo Expo, 2014.
- [12] BELLOCQ P, GARMENDIA I, SETHI V. Preliminary design assessments of pusher geared counter-rotating open rotors: Part I low pressure system design choices, engine preliminary design philosophy and modelling methodology[R]. Montreal, Canada: ASME Turbo Expo, 2015.
- [13] 夏贞锋, 杨永. 对转开式转子非定常气动干扰特性分析[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 835-843.
XIA Zhenfeng, YANG Yong. Analysis of unsteady aerodynamic interference characteristics of counter rotating propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 835-843. (in Chinese)
- [14] 金海波, 陈宣亮, 覃湘桂. 基于Mohring声类比的开转子发动机噪声分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 785-791.
JIN Haibo, CHEN Xuanliang, QIN Xianggui. Noise Analysis of counter rotating propellers based on Mohring sound analogy[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 785-791. (in Chinese)
- [15] 单鹏. 对转螺旋桨/桨扇差动行星齿轮机构动力学设计方法及分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 1012-1017.
SHAN Peng. Dynamic design method and analysis of counter rotating propellers /paddle fan differential planetary gear mechanism[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 1012-1017. (in Chinese)
- [16] 张帅, 余雄庆. 面向飞机总体设计的开式转子发动机分析模型[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1801-1808.
ZHANG Shuai, YU Xiongqing. Analysis model of counter rotating propellers for aircraft overall design[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1801-1808. (in Chinese)
- [17] 周人治, 郝玉扬, 祁宏斌. 开式转子发动机对转桨扇设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(1): 1-5.
ZHOU Renzhi, HAO Yuyang, QIN Hongbin. Design of open rotor engine with opposite rotor fan[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(1): 1-5. (in Chinese)
- [18] 周人治, 祁宏斌. 开式转子发动机对转桨扇匹配特性研究[J]. 航空科学技术, 2014(4): 69-73.
ZHOU Renzhi, QIN Hongbin. Study on matching characteristics of open rotor engine to rotor fan[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014(4): 69-73. (in Chinese)
- [19] 刘政良, 严明, 洪青松. 开式转子叶片气动设计研究[J]. 航空科学技术, 2013(6): 37-40.

- LIU Zhengliang, YAN Ming, HONG Qingsong. Study on aerodynamic design of open rotor blade[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013(6):37-40. (in Chinese)
- [20] SULLIVAN T J. Aerodynamic performance of a scale-model, counterrotating unducted fan[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4):579-586.
- [21] 严成忠. 开式转子发动机[M]. 北京:航空工业出版社, 2016.
- [22] 尼克·坎普施缇. 压气机动力学[M]. 张健、杜辉、董威, 译. 上海:上海交通大学出版社, 2021.
- [23] ENVIA E. NASA open rotor noise research[R]. Warsaw, Poland: the 14th CEAS - ASC Workshop and 5th Scientific Workshop of X3-Noise Aeroacoustics of High-Speed Aircraft Propellers and Open Rotors, 2010.

(编辑:王碧珺)