

螺旋桨风车特性分析方法研究

王定奇, 高 扬, 王朝蓬

(中国飞行试验研究院 动力装置飞行试验技术研究所, 西安 710089)

摘 要: 以某螺旋桨为研究对象, 针对螺旋桨稳态时高速风车特性、低速风车特性和空中起动过程中瞬态风车特性, 开展了不同飞行高度、真速、桨叶角及转速的仿真计算。定量给出了螺旋桨不同状态点的风车阻力, 通过风洞试验进行验证, 最大误差为 4.63%。通过对标准螺旋桨特性中效用因子和零升迎角的修正, 给出理论计算的螺旋桨特性。对仿真和理论计算结果采用数据融合方法给出螺旋桨风车特性最优解。结果表明: 高速风车时, 螺旋桨转速达到最大 1 078 r/min, 在真速为 480 km/h 时, 桨叶角为 30°, 拉力系数为 -0.36; 低速风车时, 桨叶角在限动角为 14°, 来流为 350 km/h 时, 转速为 990 r/min, 拉力系数为 -0.47; 起动过程中螺旋桨转速增大, 桨叶角减小, 风车阻力先增大后减小, 回桨至 14°, 转速为 970 r/min, 瞬态风车阻力为 -2 150 kg。螺旋桨风车特性的获取为某型涡桨发动机试飞中风车阻力的确定及试验点规划提供技术支持。

关 键 词: 风车特性; 流场仿真; 效用因子; 零升迎角; 螺旋桨滑流; 空中起动; 数据融合

中图分类号: V221.44

文献标志码: A

Research on analysis method of propeller windmill characteristics

WANG Dingqi, GAO Yang, WANG Zhaopeng

(Power-Plant Flight Test Technology Institute,
Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Taking a type of propeller as the research object, based on the characteristics of high-speed windmill and low-speed windmill in the steady state of the propeller and the characteristics of transient windmill during air start process, simulation calculations of different altitudes, true speeds, blade angles and rotating speeds were carried out. The windmill resistance of the propeller at different test conditions was given quantitatively. Through verification of the key points of the scaled-down model wind tunnel, the maximum error was 4.63%. Through correction of the utility factor and the zero-lift angle of attack in the standard propeller characteristics, the propeller characteristics were calculated iteratively. Based on the simulation and iterative calculation results, the data fusion method was used to put forward the optimal solution of the propeller windmill characteristics. The result showed that: for high-speed windmill, the propeller speed reached the maximum limits value; at true speed of 480 km/h, the blade angle was 30°, and coefficient of thrust was -0.36. For low-speed windmill, the blade angle was at limited angle; at the true speed of 350 km/h, the rotating speed was 990 r/min, and coefficient of thrust was -0.47. During the starting process, the resistance of the propeller windmill first increased and then decreased. When blade angle returned to 14°, the rotating speed was 970 r/min and the thrust was -2 150 kg. Acquisition of the characteristics of the propeller windmill could provide a technical support for the determination of windmill resistance and the planning of test points in a certain turboprop engine flight test.

Keywords: windmill characteristics; flow field simulation; utility factor;
zero-lift angle of attack; slipstream of propeller; air start; data fusion

收稿日期: 2022-02-16

作者简介: 王定奇(1992—), 男, 工程师, 硕士, 研究方向为航空发动机性能特性试飞。E-mail: 15191893895@163.com

引用格式: 王定奇, 高扬, 王朝蓬. 螺旋桨风车特性分析方法研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220070. WANG Dingqi, GAO Yang, WANG Zhaopeng. Research on analysis method of propeller windmill characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220070.

符号表

C_{T350}	标准桨拉力系数	C_T	拉力系数
C_{P350}	标准桨功率系数	C_P	功率系数
$(\theta_{0.7})_{350}/(^{\circ})$	标准桨桨叶角	$\theta_{0.7}/(^{\circ})$	桨叶角
J	前进比	H_p/m	飞行高度
$N/(r/min)$	发动机转速	$n/(r/s)$	螺旋桨转速
D/m	螺旋桨直径	$\rho/(kg/m^3)$	大气密度
$V_t/(km/h)$	飞行真速	$V_i/(km/h)$	飞行表速

风车状态是指发动机空中停车后,气流通过未点火的发动机带动发动机轴转动,并在短时间内稳定在某一转速的亚稳定旋转状态^[1-2]。一方面,发动机使用过程中应尽量避免出现空中停车,降低飞行风险,但在研制阶段必须对风车特性开展考核与评估;另一方面,民航飞机通过在巡航状态人为关闭一台发动机使其进入风车状态以节省燃油消耗率。发动机空中起动通常采用风车起动,对于涡扇发动机迎风面积小,风车状态下阻力远小于涡桨发动机;新研涡桨发动机,在飞行试验阶段发动机设计还不够完善,容易出现空中停车,此时如果螺旋桨不能及时顺桨,螺旋桨的风车阻力会对飞行安全产生较大的影响,因此,螺旋桨风车特性的获取对涡桨发动机风车特性试飞至关重要^[3]。

对于螺旋桨飞机,飞机前进动力有 90% 左右是由螺旋桨产生的,螺旋桨工作状态的优劣直接决定动力装置推进效率,对飞机的飞行性能影响极大。当发动机发生空中停车后,涡轮产生的扭矩很快消失,转速有下降的趋势,故螺旋桨调速器使桨叶角变低距,减小桨叶角。如果螺旋桨不能顺桨,桨叶角将减小使螺旋桨迎角变为负迎角,螺旋桨呈现风车工作状态,产生负拉力。负拉力的大小和飞行高度、速度、螺旋桨转速和安装角等因素相关,在同一飞行速度下,高度降低,负拉力增大;相同桨叶角及来流速度下,风车转速越高负拉力越大。此时螺旋桨作为旋转动力输入带动发动机核心机旋转,风车过程中螺旋桨会产生较大的负拉力,负拉力最大可达正拉力的 2~3 倍,将改变飞机的升阻特性,影响飞机的稳定性和操纵性,严重危及飞行安全^[4]。

国外对发动机风车特性研究得较早,开发了涡扇发动机风车特性仿真计算软件^[5-7];Lim 等^[8]对大涵道比发动机起动和关车过程中的风车特性进行研究,采用经验公式估算了发动机质量流量

和内部阻力;Zachos^[9]通过建立涡扇发动机模型分析了风车状态下发动机关键截面参数的变化。而对于螺旋桨风车的计算是通过标准桨风洞数据进行效用因子和桨叶零升迎角修正获得^[10];国内相关学者通过理论分析、风洞试验和高空台确定风车特性。刘志友等^[11]通过分析风车阻力的机理,给出了高空模拟试验中风车阻力确定公式和试验方法;高扬等^[12]提出通过直接测量尾喷管出口马赫数,间接获取空气流量和内阻力的测量方案,并以 CF34-10A 为例,对风车状态发动机进口空气流量和阻力进行了估算,结果与 GE(General Electric)公司提供的数据吻合程度较好;王占学等^[13]通过平衡方程为约束条件建立风车状态时某型涡扇发动机共同工作方程并分析其风车特性;张绍基^[14]对比分析了某型发动机与俄 AJI-31 ϕ 发动机空中风车的起动特性,并给出了有关改善空中起动特性的措施;万照云^[15]对某微型涡喷发动机开展数值模拟和试验研究,分析发动机从起动到慢车状态过程中,供油规律对发动机起动时间影响。

目前对于航空发动机风车特性的分析主要针对涡扇发动机,而涡桨发动机由于螺旋桨风车会产生较大负拉力,对飞行安全产生较大影响,且装机后螺旋桨风车阻力还受到飞发耦合效应带来的短舱阻塞及机体干扰,较涡扇发动机风车特性更复杂,相关研究较少。螺旋桨的风车特性获取,国外采用标准桨修正方法,然而国内学者还未进行验证;而 CFD 仿真方法,存在模型校准问题。因此,本文将标准桨修正及 CFD 方法结合起来,给出螺旋桨风车特性的最优解。标准桨修正方法通过零升迎角和效用因子修正,获取螺旋桨风车特性;CFD 方法通过建立螺旋桨仿真模型,结合飞行试验点数据对螺旋桨的高速风车特性、低速风车特性及空中起动过程中瞬态风车特性进行计算,并通过风洞试验进行关键点验证,定量给出螺旋桨风车阻力特性。

1 模型分析及验证

计算模型为某型六叶螺旋桨, 顺航向逆时针旋转。采用 UG(Unigraphics) 软件通过几何光顺、修型、填补漏洞的方式优化螺旋桨及桨毂模型, 然后在螺旋桨后方选用与桨毂等直径的桨轴对接选取桨轴长度为桨毂直径 8~10 倍, 优化后的模型如图 1 所示。由于螺旋桨的桨叶角可调, 不同桨叶角需要进行叶片的旋转, 重新进行网格的划分; 结构化网格可使不同桨叶角状态的螺旋桨流场拓扑结构保持一致, 保证了计算精度的一致性。通过 ICEM(integrated computer engineering and manufacturing) 结构化网格生成技术, 建立六面体网格。采用 O 型网格拓扑结构, 图 2 为螺旋桨旋转域 block。

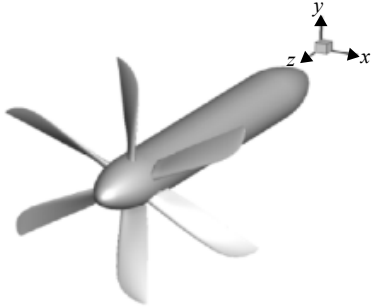


图 1 螺旋桨模型

Fig. 1 Model of propeller

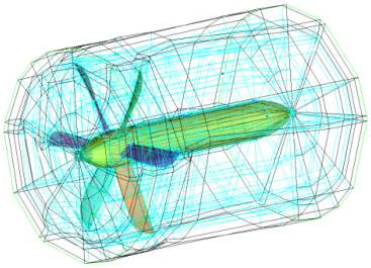


图 2 流场拓扑结构

Fig. 2 Topology of flow field

对桨叶壁面网格采用壁面函数法处理, 在核心区采用经验函数进行处理^[16-17]。根据螺旋桨实际工作状态, 设置叶片表面法向第 1 层高度为 0.3 mm, 共 15 层边界层网格, 增长率为 1.5。以桨毂顶点作为坐标原点, 桨轴为 z 轴; L_1 为旋转域长度, L_2 为远场域长度, 旋转域 a 网格数量为 300 万, 如图 3 所示; 静止域 b 网格数量为 250 万。流场整体网格如图 4 所示。

风洞试验中螺旋桨为缩比模型, $D=1.2$ m, 螺

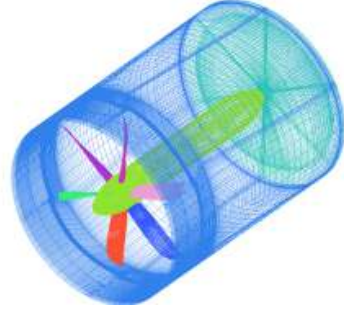


图 3 旋转域网格

Fig. 3 Grid of rotating aera

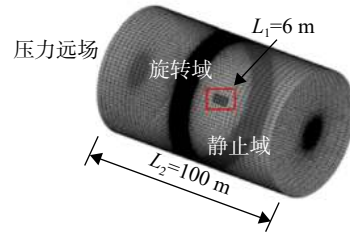


图 4 远场域

Fig. 4 Farfield zone

旋桨由电动机带动, 通过不同的转速及风洞气流速度模拟不同飞行状态。数值仿真采用螺旋桨原始模型, $D=4$ m, 几何尺寸较大, 在叶尖合成速度大于 $0.75Ma$, 因此流动应当做可压流来处理。螺旋桨转速为 1 078 r/min, 飞行包线内前进比为 0.3~2.9, 对应的雷诺数大于 10^6 量级。计算不同螺旋桨工作状态下的性能参数, 为了便于分析, 将螺旋桨特性转化为无量纲拉力的系数、功率系数。

前进比:

$$J = \frac{V_t}{3.6 \cdot nD} \quad (1)$$

阻力系数:

$$C_T = \frac{T}{9.8\rho n^2 D^4} \quad (2)$$

功率系数:

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

其中 V_t 为来流速度(km/h), n 为转速(r/s), D 为直径(m), T 为风车阻力(kg), P 为功率(W)。

选择桨叶角为 35° , 前进比为 2.5 状态点的进行风洞试验和数值仿真的误差对比, 如表 1 所示。螺旋桨流场网格分别采用 300 万、500 万、800 万网格。可以看出当网格量在 300 万时, CFD 计算的风车阻力系数与风洞试验的误差在 5.7%。当

表 1 孤立螺旋桨网格无关性验证
Table 1 Grid independence verification of isolated propeller

网格/ 10^4	C_T		误差/%
	CFD	风洞试验	
300	0.406 4	-0.431 0	5.70
500	0.411 0	-0.431 0	4.63
800	0.411 4	-0.431 0	4.61

网格量增加到 500 万时, 由于壁面层的加密, 能更精确地模拟螺旋桨旋转效应所带来的尾迹混合、流动分离和激波附面层干扰等复杂流动特性; CFD 计算拉力系数与风洞试验拉力系数误差为 4.63%, 满足工程的应用精度。当网格量增加到 800 万时, CFD 计算拉力系数与风洞试验拉力系数误差为 4.61%。500 万网格与 800 万网格的计算结果偏

差为 0.43%, 即表明 500 万计算网格量已经能满足本次数值计算精度的要求。

Fluent 计算采用 RNG(re-normalization group) $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型进行求解, 采用二阶中心差格式^[18-20]。以某涡桨发动机的试飞数据为远场边界条件: 高度 H_p 、马赫数 Ma 、大气静压 p_0 和静温 T_0 ; 螺旋桨边界条件: 桨叶角、转速。选择螺旋桨桨叶角 $14^\circ\sim 50^\circ$ 共 8 个桨叶角状态, $H_p=0\sim 8\text{ km}$ 共 9 个高度层, 每个高度选择 10 飞行速度点, 根据计算结果总结螺旋桨风车阻力特性。

分别对低速风车、高速风车和瞬态风车 3 种状态, 选取对应的桨叶角和转速开展仿真计算, 将数值计算得到的螺旋桨拉力转化为无量纲拉力系数, 并选取采用风洞试验关键点进行验证, 如表 2 所示。

表 2 数值仿真与风洞试验结果对比
Table 2 Comparison between numerical simulation and wind tunnel test

螺旋桨状态	J	$\theta/(^\circ)$	C_T		C_P		误差/%	
			CFD	风洞试验	CFD	风洞试验	C_T	C_P
低速风车	1.23	14	-0.312	-0.327	-0.133	-0.141	2.96	3.58
高速风车	2.15	30	-0.338	-0.351	-0.379	-0.394	3.70	3.74
瞬态风车	2.74	35	-0.411	-0.431	-0.504	-0.522	4.61	4.55

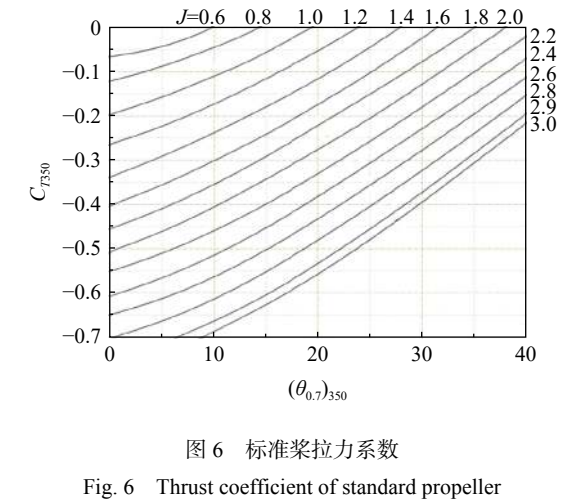
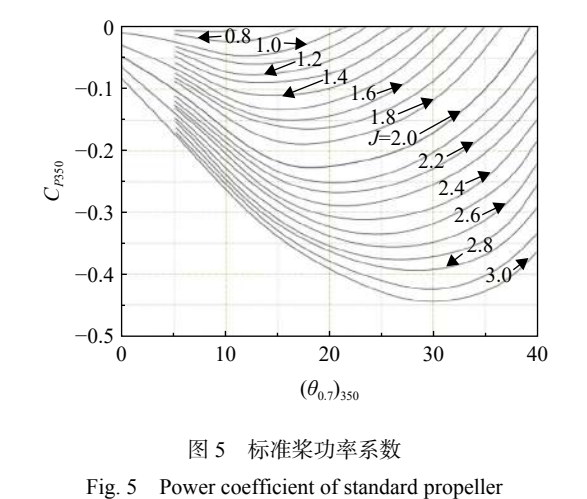
2 风车阻力理论分析方法

2.1 稳态风车阻力评估

螺旋桨稳态风车阻力评估参考国外 ESDU (engineering sciences data unit) 文献 [10] 中方法, 选取某螺旋桨(总效用因子为 350, 0.7 半径截面处零升迎角为 3.1°)作为标准螺旋桨, 开展风洞试验获取螺旋桨全风车包线内的特性曲线, 如图 5 和图 6 所示。

螺旋桨在空间中为三维扭曲构型, 螺旋桨做功主要在 0.7 倍叶片半径截面区域, 该截面处螺旋桨产生的气动力最大, 故采用 0.7 倍叶片半径截面为特性截面分析风车特性。

通过对标准螺旋桨的零升迎角和效用因子进行修正获取某型螺旋桨的风车特性。该型螺旋桨为 6 叶桨, 单片桨叶的效用因子 A_f 计算公式参考 SAE-AIR 4065A^[21] 计算得到:



$$A_f = \frac{100\,000}{16} \int_{s_{co}}^1 \left(\frac{r}{R}\right)^3 \left(\frac{b}{D}\right) d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (4)$$

其中 s_{co} 为桨毂比; r 为螺旋桨截面距轴线投影距离; R 为半径; b 为叶片 $0.7R$ 半径截面的弦长。在螺旋桨的三维叶型数据中沿叶高分段获取螺旋桨二维翼型, 计算得到单片桨叶的效用因子为 130。螺旋桨总效用因子计算公式:

$$T_{af} = B \times A_f \quad (5)$$

其中 B 为桨叶数量。螺旋桨总效用因子计算结果为 780。

该型螺旋桨 0.7 半径处的零升迎角为 4.8° , 零升迎角修正关系如下:

$$\theta_{0.7} = (\theta_{0.7})_{350} + 3.1 - \varepsilon_x \quad (6)$$

螺旋桨通过总效用因子(T_{af})进行修正, 公式如下:

$$C_P = C_{P350} \times \frac{T_{af}}{350} \quad (7)$$

$$C_T = C_{T350} \times \frac{T_{af}}{350} \quad (8)$$

桨叶角通过标准螺旋桨的桨叶角修正, 在图 5 和图 6 中插值计算可以获得功率系数和阻力系数。由式(7)、式(8)对阻力系数进行修正, 得到所需的螺旋桨的功率系数和阻力系数。根据系数的定义式进而获得螺旋桨的功率和负拉力(即风车阻力)。

该型发动机采用全权限数字式控制系统将发动机与螺旋桨系统耦合控制, 发动机在空中慢车及以上状态采用恒转速控制。空中飞行时, 为避免桨叶角过小, 产生较大负拉力, 将螺旋桨的限动设定为 14° 。根据发动机台架试验获取发动机冷态特性, 在平衡转速为 $15\,000\text{ r/min}$ 时轴功率为 $-2\,160\text{ kW}$ 。发动机轴功率和转子转速立方成正比, 建立发动机冷态特性公式:

$$P_n = K \cdot N^3 \quad (9)$$

其中 K 为发动机功率相关系数, N 为发动机转速。

该发动机的风车状态可以分为高速风车和低速风车两种。高速风车: 由于飞行真速较大, 气流做功使螺旋桨及发动机系统达到平衡转速, 螺旋桨桨叶角随着来流速度自动变距。高速风车计算流程如图 7 所示。

计算步骤如步骤 1~步骤 8:

步骤 1 发动机转速平衡, 根据台架试验获取冷态特性, 结合大气条件、螺旋桨转速和直径、

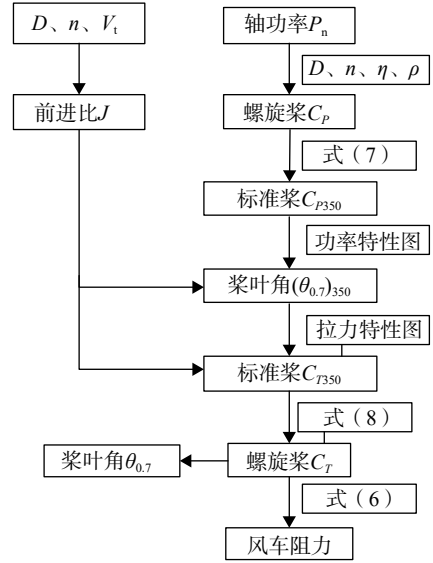


图 7 高速风车计算流程

Fig. 7 Calculation process of high-speed windmill

减速器效率, 获取螺旋桨功率系数 C_P ;

步骤 2 通过式(4), 计算标准桨对应的 C_{P350} ;

步骤 3 通过减速比 B , 发动机转速 N , 飞行真空速 V_i , 计算螺旋桨前进比 J ;

步骤 4 由步骤 2 和步骤 3 的结果, 在图 7 中进行插值, 获得标准桨对应的桨叶角 $(\theta_{0.7})_{350}$;

步骤 5 根据 J 和 $(\theta_{0.7})_{350}$ 在标准桨的拉力特性曲线中插值找出螺旋桨的拉力系数 C_{T350} ;

步骤 6 对标准桨进行性效用因子修正, 计算当前螺旋桨的风车阻力; 对标准桨的零升迎角进行修正, 计算当前桨的桨叶角 $\theta_{0.7}$;

步骤 7 根据 $\theta_{0.7}$ 、 V_i 、 n 、 ρ 和仿真模型, 进行该状态数值计算, 计算当前桨风车阻力;

步骤 8 对仿真结果和风洞试验修正结果利用最小二乘法拟合, 给出风车阻力最优解。

低速风车: 由于飞行真速低, 来流对螺旋桨所做的功无法维持发动机额定($15\,000\text{ r/min}$)转速需要吸收的能量, 桨叶角维持在空中最小桨叶角(中距限动角 14°); 只能通过降低转速来维持螺旋桨输入功率与发动机吸收功率的平衡, 故低速风车转速随飞行速度而变化, 其流程如图 8 所示, 计算步骤 1~步骤 9:

步骤 1 由中距限动角 $(\theta_{0.7})_{14}$ 和零升迎角 ε_x , 根据式(7)计算得到 $(\theta_{0.7})_{350}$;

步骤 2 设置发动机转速初值 N_0 ;

步骤 3 由 B 、 N_0 、 V_i 和 D , 计算前进比 J_0 ;

步骤 4 由 J 和步骤 3 的结果, 在标准桨功率

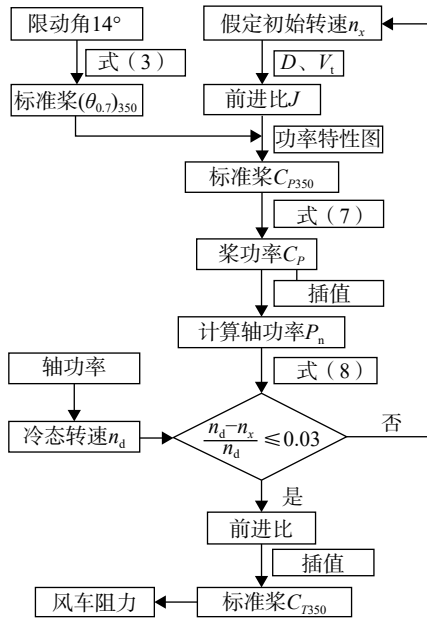


图 8 低速风车计算流程

Fig. 8 Calculation process of low-speed windmill

特性中插值功率系数, 扣除减速器效率, 计算输入到发动机轴功率, 计算发动机转速 N_1 ;

步骤 5 设定 N_0 和 N_1 的误差阈值 ($e = \frac{n_d - n_x}{n_d} \leq 0.03$), 进行步骤 2~步骤 4 迭代计算, 直到 N_0 和 N_1 误差在阈值内;

步骤 6 由 B 、 V_i 、 D 和迭代后的 N_1 , 计算前进比 J_1 ; 结合 $(\theta_{0.7})_{350}$ 在标准桨阻力系数特性中插值得到 C_{T350} ;

步骤 7 对标准螺旋桨的效用因子进行修正, 得到当前螺旋桨的阻力系数 C_T ; 计算螺旋桨风车阻力;

步骤 8 根据 $(\theta_{0.7})_{14}$ 、 V_i 、 n 、 ρ 和 N_1 , 对螺旋桨模型进行仿真计算, 得到风车阻力;

步骤 9 对两种方法进行对比, 利用最小二乘法拟合, 给出螺旋桨风车阻力最优解。

2.2 瞬态风车阻力评估

涡桨发动机空中停车后通常利用风车起动, 空起包线为高度 3~8 km, 表速为 300~330 km/h, 对应真速如表 3 所示。

空起过程是将螺旋桨由顺桨状态(顺桨角 83°)恢复至正常飞行状态(桨叶角 30°~45°)范围。起动过程中螺旋桨在来流作用下, 转速上升、桨叶角减小。通过飞行参数, 计算螺旋桨起动过程如瞬态风车阻力步骤 1~步骤 7 所示, 流程图如图 9 所示。

步骤 1 由螺旋桨转速 n_x , 计算发动机轴

表 3 指示空速与真速

Table 3 Indicate speed compared to true speed

H_p/m	$V_i/(km/h)$	$V_t/(km/h)$
3 000	300~330	330~363
4 000	300~330	365~401
6 000	300~330	405~445
8 000	300~330	452~496

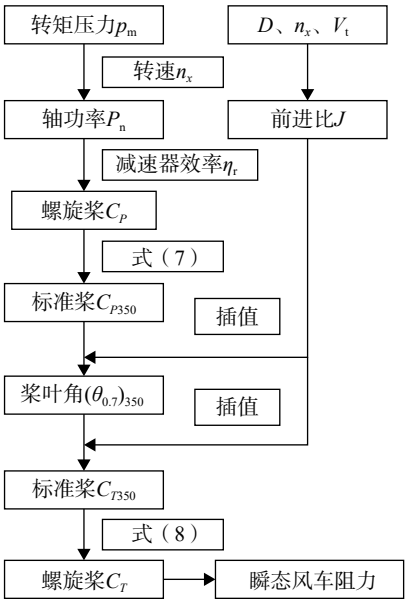


图 9 瞬态风车计算流程

Fig. 9 Calculation process of transient windmill

功率;

步骤 2 通过减速器效率, 计算螺旋桨功率;

步骤 3 通过飞行真速 V_i 、螺旋桨转速 n_x , 计算前进比、螺旋桨功率系数;

步骤 4 结合式(7)计算标准桨功率系数 C_{P350} , 插值得到标准桨 $(\theta_{0.7})_{350}$;

步骤 5 在标准桨阻力系数曲线图中插值, 得到标准桨 C_{T350} ;

步骤 6 结合式(8)计算当前螺旋桨风车阻力系数 C_T ;

步骤 7 根据 n 、 ρ 、 D , 计算当前将瞬态风车阻力和桨叶角 $\theta_{0.7}$ 。

3 结果分析

3.1 稳态风车阻力计算结果

由于螺旋桨前进比计算中通过来流真速度计算, 因此风车特性图中横坐标为来流真速。在低速风车状态下, 分别对高度为 0~8 km, 速度为 150~400 km/h 进行计算。通过气动程序计算, 当速度等于 380 km/h 时, 发动机转速已经达到平衡

转速。实际计算过程中将低速风车计算中的最大速度调整到 380 km/h, 如图 10 所示。低速风车状态下, 随着来流速度增大、飞行高度降低, 螺旋桨风车阻力逐渐增大。高速风车状态, 分别对高度为 0~8 km, 真空速为 380~600 km/h 进行计算, 如图 11 所示; 高速风车状态下, 随着来流速度减小、高度降低, 螺旋桨风车阻力逐渐增大。

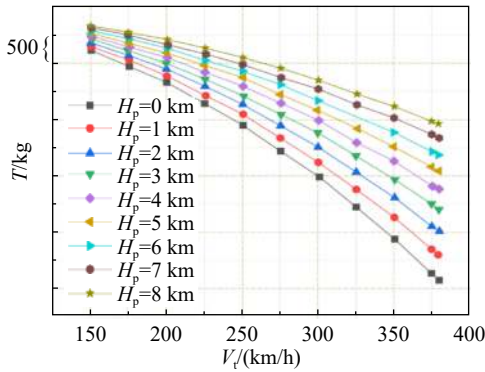


图 10 低速风车计算结果

Fig. 10 Result of low-speed windmill

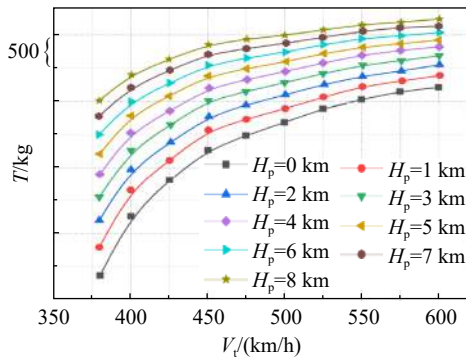


图 11 高速风车计算结果

Fig. 11 Result of high-speed windmill

由图 10 和图 11 可以看出, 低速风车时, 相同高度下风车阻力随着飞行真速的增加而增大; 高速风车时, 相同高度下风车阻力随着速度增加而减小, 因此, 螺旋桨稳态风车极大值出现在低速风车发动机转速等于平衡转速时出现。相同飞行真速下, 随着高度增加, 低速风车和高速风车的阻力均减小。桨叶角和螺旋桨转速随飞行速度的变化如图 12 所示。

将螺旋桨风车拉力计算公式引入可以得到不同高度下螺旋桨的风车阻力随飞行速度的变化曲线, 如图 13 和图 14 所示。

从图 12 和图 13 可以看出, 不论是高速风车还是低速风车, 螺旋桨风车阻力系数在不同高度下计算值最大误差小于 2%, 因此螺旋桨的风车阻

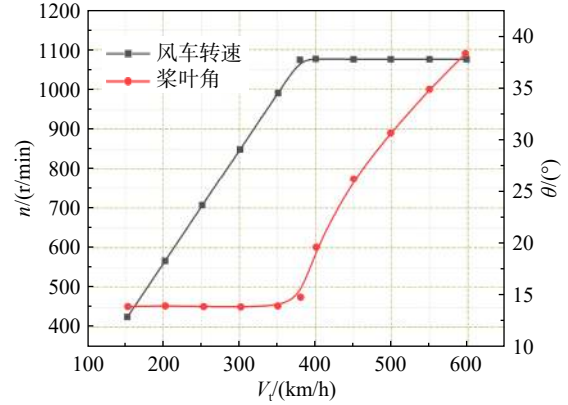


图 12 转速和桨叶角随飞行真速的变化

Fig. 12 Changes of speed and blade angle with true speed

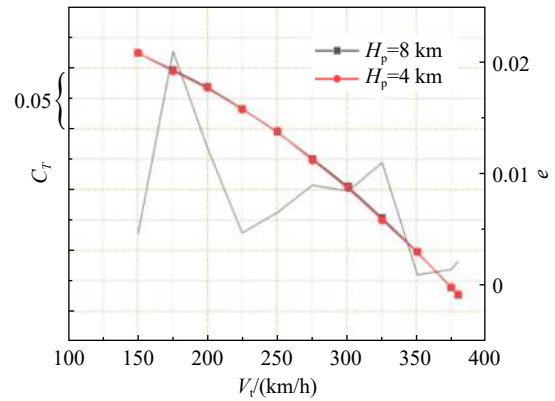


图 13 不同高度时低速风车拉力系数对比

Fig. 13 Comparison of thrust coefficient of low-speed windmill at different heights

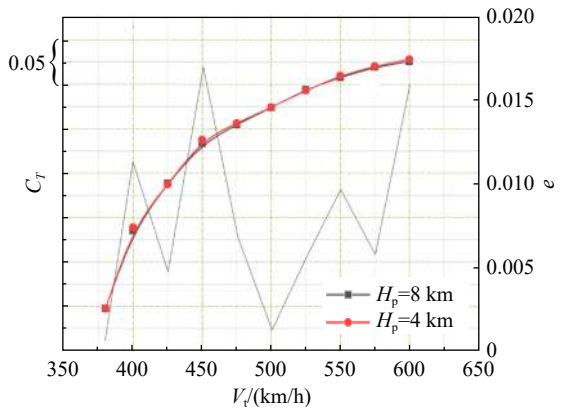


图 14 不同高度时高速风车拉力系数对比

Fig. 14 Comparison of thrust coefficient of high-speed windmill at different heights

力系数在飞行高度范围内基本不随高度变化而变化。

3.2 瞬态风车阻力计算结果

起动过程中螺旋桨桨叶角从顺桨角(83°)回桨至正常飞行角度(30°~45°)范围, 转速从顺桨

转速(17 r/min)增大至平衡转速(1 078 r/min)。数控系统按照闭环控制规律控制桨叶角,在转速达到 60% 和 90% 额定转速时,自动接通顺桨泵顺桨 0.5 s,桨叶角增大 $2^{\circ} \sim 4^{\circ}$ 。

在回桨初始阶段螺旋桨特征截面(0.7R)半径与来流基本平行,有效受力面积小,根据速度三角形分析,螺旋桨气动载荷小;当桨叶角减小至 25° ,转速达到平衡转速 60%,风车阻力为 $-1\ 150\text{ kg}$;当桨叶角减小至 14° 时,转速达到平衡转速 90%,风车阻力达到最大 $-2\ 150\text{ kg}$ 。此外,桨叶角减小至 25° 、 14° 时,达到顺桨泵工作条件,在顺桨泵作用下使桨叶角增大风车阻力减小。当转速持续增大至 1 078 r/min 时,桨叶角回复至 30° ,螺旋桨变为正常飞行状态,特性参数如图 15 和图 16 所示。

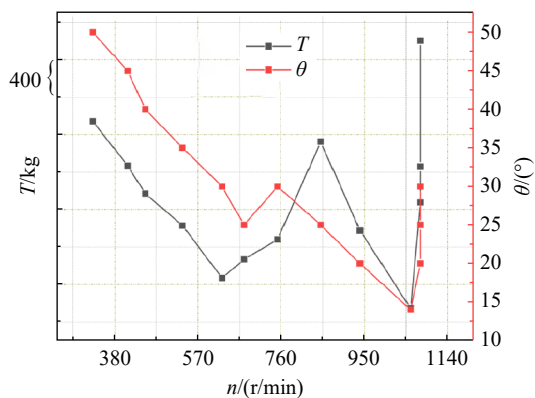


图 15 起动过程中风车阻力、桨叶角随转速变化曲线

Fig. 15 Curve of thrust and blade angle with rotating speed in re-start

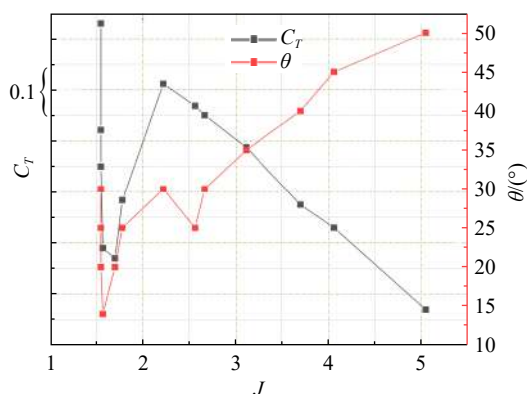


图 16 起动过程中阻力系数和桨叶角随前进比变化曲线

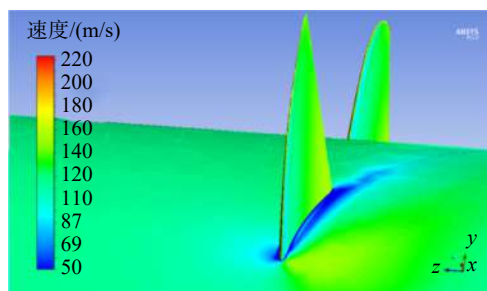
Fig. 16 Curve of thrust coefficient and blade angle with advance ratio in re-start

3.3 流场分析

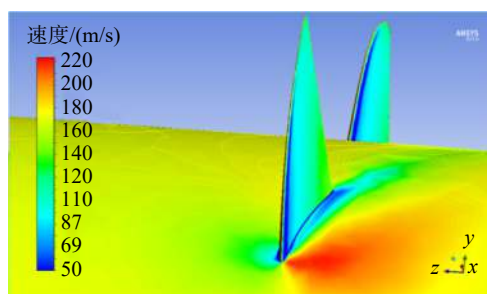
图 17 给出了低速风车 2 种不同来流速度下螺旋桨流场截面云图分布,低速风车螺旋桨桨叶角在限动位(14°),转速随来流速度增大而增加。

在来流真速为 250 km/h 时,桨叶转速为 710 r/min;在来流真速为 350 km/h 时,转速为 990 r/min。从图中可以看出,叶背出压力高于叶盆出压力,且随着速度的增大叶背与叶盆处的压力差扩大,导致速度越大螺旋桨负拉力越大。通过理论分析发动机轴功率与转速的三次方成正比,因此随着转速增大,所需输入螺旋桨的功率增大,因此螺旋桨产生的风车阻力越大,流场图像结果与理论分析一致。

图 18 给出了高速风车 2 种不同来流速度下螺旋桨流场的截面云图分析,高速风车下螺旋桨转速限制在平衡转速(1 078 r/min)下,随着来流速度的增大螺旋桨桨叶角随着增大;来流真速从 380 km/h 增大至 550 km/h,桨叶角从 14° 增大至 40° 。通过理论分析由于转速不变,因此螺旋桨速度叶尖周向速度不变,而周向速度增大,速度三角形发生变化,螺旋桨迎角增大使风车阻力降低。



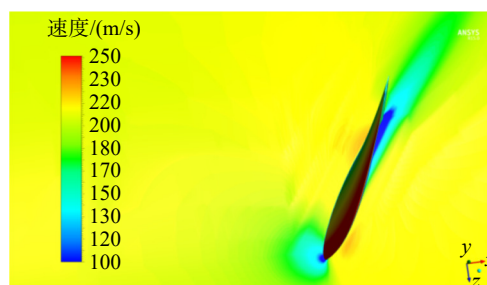
(a) $V_t=250\text{ km/h}$, $n=710\text{ r/min}$



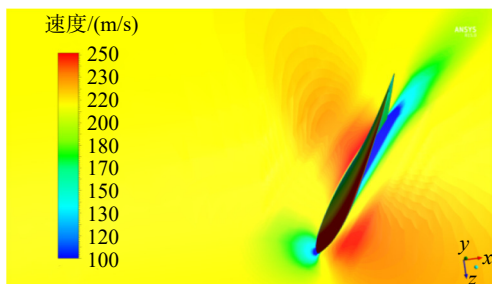
(b) $V_t=350\text{ km/h}$, $n=990\text{ r/min}$

图 17 低速风车时 $r=1.4\text{ m}$ 截面速度云图

Fig. 17 Velocity field of $r=1.4\text{ m}$ section at low-speed windmill

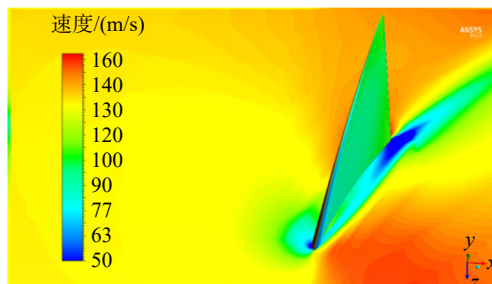


(a) $V_t=480\text{ km/h}$, $\theta_{0.7}=30^{\circ}$

(b) $V_i=550$ km/h, $\theta_{0.7}=35^\circ$ 图 18 高速风车时 $r=1.4$ m 截面速度云图Fig. 18 Velocity field of $r=1.4$ m section at high-speed windmill

图中 r 为螺旋桨径向尺寸。

图 19 给出了瞬态风车不同桨叶角、转速下螺旋桨特征截面云图分布, 瞬态风车状态下, 螺旋桨桨叶角、转速同时发生变化。涡桨发动机起动速度包线较窄, 高度 4 km 对应真速范围 370~400 km/h。选择真速 380 km/h 进行流场分析, 桨叶角回桨至 45° , 转速为 410 r/min; 桨叶角回转至 30° 时, 转速为 625 r/min; 从螺旋桨特征界面流场云图可以看出, 气流经过叶片前缘时形成滞止区,

(d) $n=625$ r/min, $\theta_{0.7}=30^\circ$ 图 19 瞬态风车时 $r=1.4$ m 截面速度云图Fig. 19 Velocity field of $r=1.4$ m section at transient windmill

且随转速增大而增大; 在叶盆区域的低速区域随着转速增大而减小, 表明叶盆处的压力随之减小, 螺旋桨在回桨至 30° 过程中风车阻力增大。流场分析结果与计算结果一致。

4 结 论

本文以某型螺旋桨为研究对象, 分别采用标准桨修正和仿真建模方法对螺旋桨风车特性进行计算。通过 UG 建立了三维实体模型, 利用 CFD 进行数值计算, 并开展风洞试验验证; 参考国外标准螺旋桨特性进行修正, 得到某型螺旋桨的风车特性理论计算值。对标准桨修正和仿真建模方法采用数据融合方法计算风车特性最优解, 总结了螺旋桨高速风车特性、低速风车特性和瞬态风车特性, 结果表明:

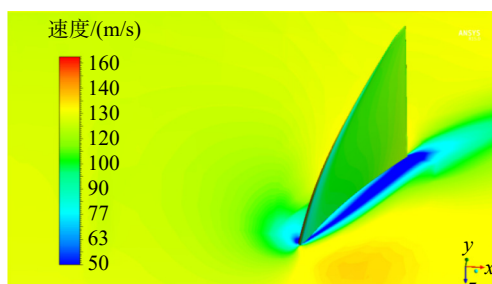
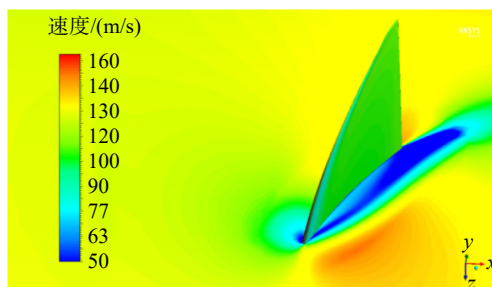
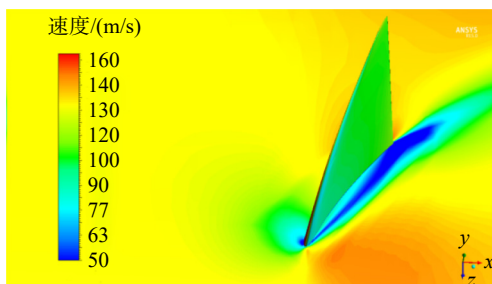
1) 在飞行包线范围内, 不同高度计算拉力系数最大误差小于 2%, 故风车状态螺旋桨拉力系数与飞行高度基本无关。

2) 高速风车状态下, 螺旋桨转速达到最大值 (1 078 r/min), 桨叶角随飞行速度的增大而增大。在真速为 480 km/h 时, 螺旋桨桨叶角为 30° , 此时对应的螺旋桨拉力系数为 -0.36; 高度 4 km 下, 对应风车阻力为 -1 330 kg。

3) 低速风车状态下, 螺旋桨桨叶角在空中最小限动角为 14° , 螺旋桨转速随飞行速度的变化而改变, 在真速为 350 km/h 时, 螺旋桨转速为 990 r/min, 此时对应的螺旋桨拉力系数为 -0.47; 高度 4 km 下, 对应的风车阻力为 -1 840 kg。

4) 涡桨发动机空中起动过程中, 螺旋桨桨叶角由顺桨角 (83°) 减小 14° , 转速由 17 r/min 增大至 970 r/min, 螺旋桨的风车阻力达到最大值, 高度 4 km 下, 对应的瞬态风车阻力为 -2 150 kg。

5) 涡桨发动机在飞行中出现空中停车, 应及

(a) $n=410$ r/min, $\theta_{0.7}=45^\circ$ (b) $n=450$ r/min, $\theta_{0.7}=40^\circ$ (c) $n=535$ r/min, $\theta_{0.7}=35^\circ$

时对螺旋桨进行顺桨操作(人工顺桨或应急顺桨);若无法顺桨,根据飞行速度判断螺旋桨所处风车区域;当飞行真速大于 380 km/h,则应增加飞行速度,使螺旋桨高速风车的桨叶角变大,减小风车阻力;当飞行真速小于 380 km/h,则应该降低飞行速度,以减小风车阻力。

螺旋桨风车阻力与桨叶角度、转速和高度相关,风车阻力计算相对于正常状态受到更多变量影响。本文限于篇幅,只针对孤立螺旋桨的风车阻力进行分析计算,后续可在本文基础上开展螺旋桨装机后风车阻力计算,评估装机后风车阻力特性及不同飞行工况点下风车阻力对飞机力矩特性的影响。

参考文献:

- [1] 王占学,王永杰,乔渭阳,等.涡扇发动机低转速部件特性扩展和风车状态性能模拟[J]. *推进技术*, 2006, 27(2): 146-149, 181.
WANG Zhanxue, WANG Yongjie, QIAO Weiyang, et al. Extrapolating component maps into the low speed and simulation of windmilling performance of turbofan engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2): 146-149, 181. (in Chinese)
- [2] 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: 59-66.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006: 59-66. (in Chinese)
- [3] 周辉华.国外涡桨发动机的发展[J]. *航空科学技术*, 2013, 24(1): 18-22.
ZHOU Huihua. The development prospect of turbo-propeller engines[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2013, 24(1): 18-22. (in Chinese)
- [4] 范洁川.风洞试验手册[M].北京:航空工业出版社,2002.
FAN Jiechuan. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [5] BRAIG W, SCHULTE H, RIEGLER C. Comparative analysis of the windmilling performance of turbojet and turbofan engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(2): 326-333.
- [6] SU Y I, JIN S S, SHIK L J. Windmilling characteristics of centrifugal-flow turbojets[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2004, 18(11): 2021-2031.
- [7] ABERBETHY R B, ROBERT J. In-flight thrust determination[R]. SAE-AIR-1703, 1985.
- [8] LIM S K, ROH T S, HONG Y S, et al. Study of windmilling characteristics of twin-spool turbo-fan engines[R]. AIAA-2002-0376, 2002.
- [9] ZACHOS P K. Modelling and analysis of turbofan engines under windmilling conditions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2013, 29(4): 882-890.
- [10] TOMS C F, BROWN D G, COLLINGBOURNE J R. Approximate estimation of drag of windmilling propellers[R]. Paris: The Royal Aeronautical Society: 2010.
- [11] 刘志友,侯敏杰,文刚.航空发动机风车阻力的试验确定[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 391-395.
LIU Zhiyou, HOU Minjie, WEN Gang. Experimental determination of aero-engine windmilling drag[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 391-395. (in Chinese)
- [12] 高扬,李密,高磊.基于相似原理的风车状态进口空气流量和内阻力估算方法[J]. *航空发动机*, 2018, 44(2): 98-102.
GAO Yang, LI Mi, GAO Lei. Estimation method of windmilling inlet air flow and internal drag based on similarity principle[J]. *Aeroengine*, 2018, 44(2): 98-102. (in Chinese)
- [13] 王占学,刘增文.某型燃气涡轮发动机风车状态内阻力的计算[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2006, 19(3): 8-10, 52.
WANG Zhanxue, LIU Zengwen. The calculation of windmilling characteristics of a gas turbine engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2006, 19(3): 8-10, 52. (in Chinese)
- [14] 张绍基.涡扇发动机空中风车起动特性分析[J]. *航空发动机*, 2004, 30(4): 1-3, 9.
ZHANG Shaoji. Analysis of windmilling start characteristics for a typical turbofan engine[J]. *Aeroengine*, 2004, 30(4): 1-3, 9. (in Chinese)
- [15] 万照云.微型涡轮喷气发动机风车起动特性研究[J]. *航空发动机*, 2016, 42(6): 30-35.
WAN Zhaoyun. Study on micro turboengine windmill starting characteristics[J]. *Aeroengine*, 2016, 42(6): 30-35. (in Chinese)
- [16] 王定奇,屈霁云,李密.基于拼接网格的孤立螺旋桨特性研究[J]. *飞行力学*, 2019, 37(3): 87-92.
WANG Dingqi, QU Jiyun, LI Mi. Research on the isolated propeller characteristics based on patched-grid[J]. *Flight Dynamics*, 2019, 37(3): 87-92. (in Chinese)
- [17] 王定奇,屈霁云,刘雨.基于CFD的螺旋桨拉力确定方法[J]. *航空发动机*, 2020, 46(3): 20-24.
WANG Dingqi, QU Jiyun, LIU Yu. Determination method of propeller thrust based on CFD[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(3): 20-24. (in Chinese)
- [18] 乔宇航,马东立,李陟.螺旋桨/机翼相互干扰的非定常数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(6): 1366-1373.
QIAO Yuhang, MA Dongli, LI Zhi. Unsteady numerical simulation of propeller/wing interaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(6): 1366-1373. (in Chinese)
- [19] 许和勇,叶正寅.螺旋桨非定常滑流数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(1): 148-153.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of unsteady propeller slipstream[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(1): 148-153. (in Chinese)
- [20] 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 Computing Technique*, 2016, 46(1): 27-30. (in Chinese)
- [21] ROBERT A, GERRY A. Propeller/propfan in-flight thrust determination[R]. SAE AIR 4065A, 2012.

(编辑:张 雪)