

一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法

陈怀荣, 王 曦
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过缩比法,利用螺旋桨通用部件特性获得期望研究的螺旋桨部件特性,提出了飞行速度不为零条件下的螺旋桨数学模型建模算法,同时,借鉴缩比后螺旋桨部件特性、螺旋桨定桨叶角工作性能曲线以及螺旋桨空气动力学原理,分析了静拉力状态下的螺旋桨功率系数、拉力系数、桨叶角、螺旋桨静态推力进距比阈值以及螺旋桨几何设计参数的相互作用关系,提出了静拉力状态下的螺旋桨数学模型建模算法。所述算法与 Gas Turbine Simulation Program (GSP)软件仿真数据进行了数字仿真对比验证。结果表明:所提出的螺旋桨建模算法具有有效性,在前进状态下,螺旋桨拉力相对误差最大不超过 6.6059×10^{-6} ,需求功率相对误差最大不超过 5.5098×10^{-6} ,效率相对误差最大不超过 6.6955×10^{-6} 。

关 键 词: 螺旋桨数学模型; 螺旋桨部件特性; 静拉力状态; 缩比; 数字仿真

中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

A modeling method of propeller based on the propeller component characteristic

CHEN Huairong, WANG Xi
(School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The studied propeller components characteristic was obtained by use of the general components characteristic of the propeller by scaling method. Under the condition of the none-zone flight speed, the algorithm on the propeller mathematical model was presented. At the same time, by use of the scaled characteristics of propeller, the working performance curve of the fixed blade angle and the aerodynamic principle of propeller, the interaction relationships of propeller power coefficient, force coefficient, blade angle, static thrust advance ratio threshold and the designed geometric parameters of propeller were analyzed, and the algorithm on the propeller mathematical model under the state of the static force was proposed. The simulation data of the above algorithms by digital simulation was verified with the comparison of the simulation data of Gas Turbine Simulation Program (GSP) software. The results show that the proposed algorithm on the propeller model was valid. When the propeller was in the advanced state, the maximum relative error of propeller force was no more than 6.6059×10^{-6} , the maximum relative error of propeller power demanded did not exceed 5.5098×10^{-6} , the maximum relative error of propeller efficiency was not more than 6.6955×10^{-6} .

收稿日期: 2016-03-21
作者简介: 陈怀荣(1990—),男,硕士生,主要从事航空发动机建模、控制系统设计和传感器故障诊断方面研究。

引用格式: 陈怀荣,王曦. 一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2526-2535. CHEN Huairong, WANG Xi. A modeling method of propeller based on the propeller component characteristic[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2526-2535.

Key words: propeller mathematical model; propeller component characteristic; state of static force; scale factor; digital simulation

涡轮螺旋桨(简称涡桨)发动机是一种主要依靠螺旋桨产生的拉力或推力驱动飞机的航空动力装置,具有耗油率低,起飞推力大,推进效率高等优点,其巡航速度与涡扇运输机相当,而质量可减少 15%,燃油可节省 20%,对机场跑道要求低、起飞着陆性能好,有助于空投和进行陡角度下降^[1],适合装配各种类型的军民用运输机及其改型的预警机、电子战飞机、空中加油机等。欧洲螺旋桨国际有限公司(EPI)生产的涡桨三轴发动机 TP400-D6^[2],桨叶直径达到 5.18m,总增压比为 25、涡轮前温度为 1500K、起飞功率为 7979kW、耗油率为 0.21 kg/(kW·h)^[3],装配于设计巡航马赫数为 0.68~0.72 的空客军用运输机 A400M,代表了目前四代涡桨发动机的先进水平。TP400-D6 涡桨发动机首次将螺旋桨控制系统综合到双通道全权限数字电子发动机控制系统中,综合考虑螺旋桨与发动机之间的匹配关系,使得涡桨发动机整体推进效率和性能达到最优,代表了未来涡桨发动机控制系统发展趋势。

螺旋桨的需求功率与拉力特性对涡桨发动机和飞机及其控制系统性能影响较大^[4],因此,在涡桨发动机动态特性数字仿真研究中,需要一个精确的螺旋桨实时数学模型,来计算在不同的飞行高度、马赫数、转速和桨叶角的条件下的螺旋桨的需求功率、效率和拉力。有关螺旋桨数学建模方法的公开发表文献十分有限,20 世纪 30 年代 National Advisory Committee for Aeronautics(NACA)最早发表了无量纲参数法螺旋桨部件特性数学模型^[5-8],定义了螺旋桨进距比、功率系数、推力系数、扭矩系数和效率等主要设计参数的计算方法。1948 年,Heidmann 和 Novik 以某型单轴涡桨发动机为研究对象,总结出计算涡桨发动机性能的方法,探讨涡桨发动机最佳功率分配问题^[9],但只能用于稳态点计算。随着螺旋桨理论发展,提出了各种计算螺旋桨性能的方法,如螺旋桨涡流理论(片条理论)^[10-11]、涡格法^[12]、面元法^[13]和升力面法^[14]等,Kong 等人^[15-16]以 PT6A-62 涡桨发动机为研究对象,基于 Matlab/Simulink 环境建立了双轴涡桨发动机数学模型,但未公开螺旋桨数学模型的建模方法,邓志伟等人基于片条理论建立了螺旋桨实时模型^[17-18],并验证其有效性。黄家勤等人分别以片条理论和升力面法为基础建

立了螺旋桨数学模型^[19],并与试验数据(源自 FLUENT 软件仿真数据)进行了对比,验证了两种方法的有效性,得出如下结论:稳态时,基于升力面法所建立的螺旋桨数学模型精度高于基于片条理论所建立的螺旋桨数学模型,但前者不满足模型实时性条件。时培燕等人利用试车数据,基于辨识原理建立螺旋桨实时模型^[20]。上述这些方法有的需要详细的螺旋桨设计参数和大量的迭代过程,算法复杂,还有的需要试车数据,花费代价较高,使得难于应用于工程实际。另外,为了获取螺旋桨部件特性,工程中需要进行大量的部件试验,花费代价十分巨大。

针对上述螺旋桨的工程化问题,本文提出一种基于螺旋桨通用部件特性的工程上简单实用的插值建模方法,建立螺旋桨实时数学模型,为螺旋桨发动机的整体建模和机载化,避免进行昂贵的螺旋桨部件试验,以及后续的半物理仿真、故障诊断等研究工作建立了基础。

1 螺旋桨特性和工作状态

螺旋桨特性由螺旋桨桨叶角(β_p)、进距比(λ)、功率系数(C_p)和效率(η_{prop})来表示。根据荷兰国家航空航天实验室(National Aerospace Laboratory)商业 Gas Turbine Simulation Program (GSP)软件,螺旋桨特性由图 1 所示的螺旋桨桨叶角(β_p)、进距比和效率特性图和图 2 所示的螺旋桨桨叶角、进距比和功率系数特性图表示。

对于某一螺旋桨,在给定桨叶角情况下,通过实验测量,螺旋桨拉力系数(C_L)、功率系数和效率与进距比的关系曲线如图 3 所示^[11]。

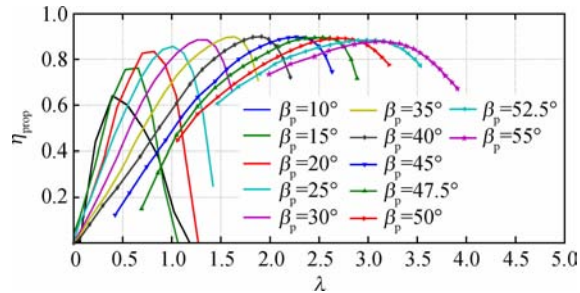


图 1 螺旋桨桨叶角、进距比和效率特性图
Fig. 1 Figure of the propeller blade angle, advance ratio and efficiency

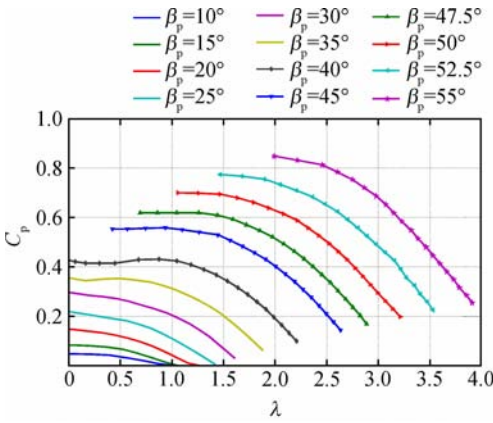


图 2 螺旋桨桨叶角、进距比和功率系数特性图
Fig. 2 Figure of the propeller blade angle, advance ratio and power coefficient

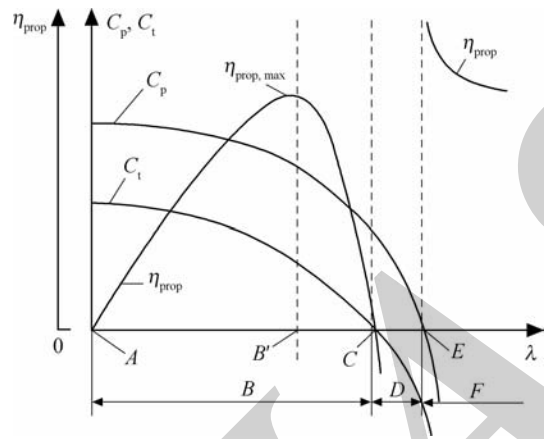


图 3 螺旋桨定桨叶角工作性能曲线
Fig. 3 Working performance curves of the fixed blade angle of propeller

图 3 中 A、C、E 三个工作点分别表示静拉力工作状态、零拉力工作状态、自转工作状态, B、D、F 三个工作段分别表示前进工作状态、制动工作状态、风车工作状态^[11]。

2 螺旋桨数学模型建模方法

根据螺旋桨通用特性数据,通过设计点参数的对比,可获得缩比系数,以缩比系数对通用部件特性进行缩比得到期望研究的螺旋桨特性,设计的螺旋桨数学模型的输入参数和输出参数如图 4 所示。

2.1 飞行速度不为零条件下的螺旋桨建模算法

大气密度 ρ (单位: kg/m^3) 与飞行高度 H (单位: m) 的单值函数 ρ_H 为

$$\rho = \rho_H(H) \quad (1)$$

螺旋桨进距比 λ 与飞行速度 V_0 (单位: m/s)、

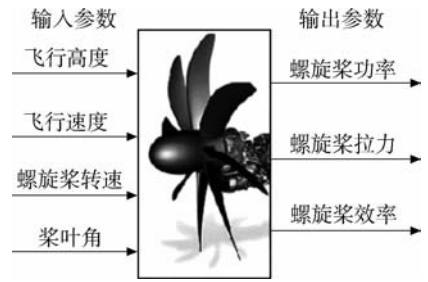


图 4 螺旋桨数学模型的输入、输出接口参数
Fig. 4 Input and output interface parameters of propeller mathematical model

螺旋桨转速 n_{prop} (单位: r/min)、螺旋桨直径 D (单位: m) 的关系为

$$\lambda = \frac{V_0 \times 60}{n_{\text{prop}} D} \quad (2)$$

根据螺旋桨特性,在给定的桨叶角、进距比条件下,通过二维插值得螺旋桨功率系数 C_p

$$C_p = f_1(\beta_p, \lambda) \quad (3)$$

同理,根据螺旋桨特性,在给定的桨叶角、进距比条件下,通过二维插值得螺旋桨效率如下:

$$\eta_{\text{prop}} = f_2(\beta_p, \lambda) \quad (4)$$

由此,可求出螺旋桨拉力系数

$$C_t = \frac{\eta_{\text{prop}} C_p}{\lambda} \quad (5)$$

从而,可计算出螺旋桨需求功率 P (单位: kW) 和螺旋桨拉力 F_{prop} (单位: kN)

$$P = C_p \rho \left(\frac{n_{\text{prop}}}{60} \right)^3 D^5 \times 10^{-3} \quad (6)$$

$$F_{\text{prop}} = C_t \rho \left(\frac{n_{\text{prop}}}{60} \right)^2 D^4 \times 10^{-3} \quad (7)$$

2.2 飞行速度为零条件下的螺旋桨建模算法

当飞行速度 $V_0 = 0 \text{ m}/\text{s}$ 时,进距比 $\lambda = 0$,螺旋桨处于静拉力状态,其效率 $\eta_{\text{prop}} = 0$,此时,显然不能用式(5)计算螺旋桨拉力系数,存在如何求解螺旋桨需求功率系数和拉力系数的问题。

由图 2 可知,当螺旋桨进距比 $\lambda = 0$ 时,在某些桨叶角下,螺旋桨功率系数 C_p 不为零,因此,利用插值的方法,可求解出在飞行速度为零条件下,某一桨叶角下的螺旋桨功率系数 C_p 。定义一个螺旋桨静态推力进距比设计值 λ_{static} 参数来等效处理 $\lambda = 0$ 的特殊情况。对不同螺旋桨,其 λ_{static} 是不同的。对给定的螺旋桨,根据其设计点相关数据可以确定螺旋桨 λ_{static} ,即根据设计点飞行条件和螺旋桨功率,运用式(1)和式(8)可求解出 C_p ,结合设计点的桨叶角和期望的螺旋桨特性,运用式(3),可反求得 λ_{static} 。

$$C_p = \frac{P \times 1000}{\rho \left(\frac{n_{\text{prop}}}{60} \right)^3 D^5} \quad (8)$$

由图 3 可知,对于某一螺旋桨,当处于静拉力状态,即 $\lambda=0$ 时,螺旋桨拉力系数与功率系数并不为零,且在给定桨叶角的条件下,两者比值 σ 应是恒值。在不同桨叶角下,可以得到图 3 所示的螺旋桨定桨叶角工作性能关系曲线,进而可得到一系列 σ 值。

在静拉力状态下,通过设计不同的螺旋桨静态推力进距比设计值,并在 GSP 软件上进行仿真,分析输入输出数据,可找出在螺旋桨处于静拉力状态,拉力系数对功率系数的比值是与螺旋桨静态推力进距比设计值和桨叶角之间存在固定的二元函数关系,即

$$\sigma = f_3(\beta_p, \lambda_{\text{static}}) \quad (9)$$

再经过其他测试点的数据对其验证,佐证了这一结论。

因此,当螺旋桨处于静拉力状态下,其算法如下:

螺旋桨功率系数

$$C_p = f_1(\beta_p, \lambda_{\text{static}}) \quad (10)$$

螺旋桨拉力系数与功率系数比值 σ 按式(9)计算。则,螺旋桨拉力系数

$$C_t = \sigma C_p \quad (11)$$

在螺旋桨处于静拉力状态下的其余参数,大气密度、螺旋桨需求功率、螺旋桨拉力的计算方法与式(1)、式(6)和式(7)相同。

3 仿真实验

某螺旋桨设计点状态下主要参数为:桨叶角 $\beta_p=44^\circ$,功率系数 $C_p=0.6773$,效率 $\eta_{\text{prop}}=0.8$,进距比 $\lambda=2.449721$,静态推力进距比设计值 $\lambda_{\text{static}}=0.35$,特性数据设计点参数为: $\beta_p=44^\circ$ 。

根据通用特性数据设计点参数为: $\beta_p=44^\circ$, $\lambda=1.620143$,效率 $\eta_{\text{prop}}=0.791820$,功率系数 $C_p=0.461202$ 。经缩比计算得到:螺旋桨桨叶角缩比系数 $S_\beta=1$,进距比缩比系数 $S_\lambda=1.512040$,效率缩比系数 $S_\eta=1.010331$,功率系数缩比系数 $S_c=1.468553$ 。

在 Matlab/Simulink 环境下建立螺旋桨数学模型 Propeller Model.mdl,分别在前进状态下的 4 个工况点和螺旋桨静拉力状态下的 1 个工况点对本文算法进行验证。

为了取得相同输入条件下不同模型的对比结

果,首先,根据 GSP 软件涡桨发动机整机模型,对该模型输入飞行高度、飞行速度、燃油流量计算出螺旋桨桨叶角、功率、拉力和效率;其次,以相同的飞行高度、飞行速度和 GSP 计算出的螺旋桨桨叶角作为 Simulink 螺旋桨数学模型 Propeller Model.mdl 的输入,运行该模型,并记录螺旋桨桨叶角对应的功率、拉力和效率。

不同飞行高度和不同飞行速度下与 GSP 软件上仿真结果对比曲线如图 5~图 23 所示。

3.1 前进状态下的螺旋桨数学模型对比

3.1.1 飞行高度为 0 m,飞行速度为 100 m/s

由 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角如图 5 所示。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨拉力对比曲线如图 6(a)所示,图 6(b)为两种模型输出结果的相对误差(e_F)对比曲线,其最大误差为 2.9536×10^{-6} 。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨需求功率对比曲线如图 7(a)所示,图 7(b)为两种模型输出结果的功率相对误差(e_P)对比曲线,其最大误差为 2.7066×10^{-6} 。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨效率对比曲线如图 8(a)所示,图 8(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 6.6955×10^{-6} 。

3.1.2 飞行高度为 1000 m,飞行速度为 150 m/s

由 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角如图 9 所示。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨拉力对比曲线如图 10(a)所示,图 10(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 4.5387×10^{-6} 。

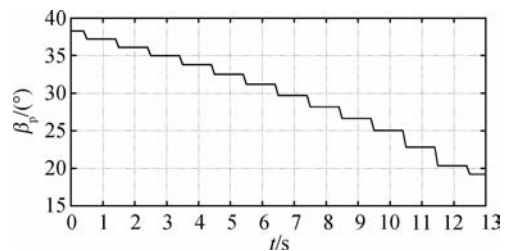
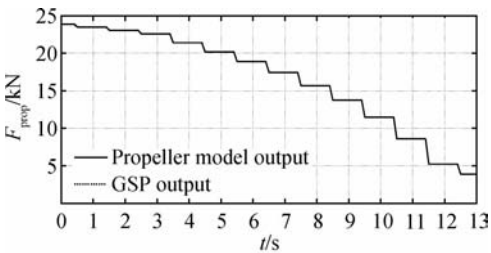
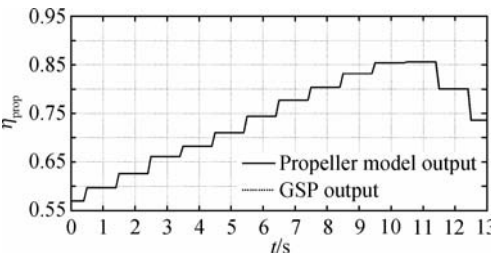


图 5 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角
($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)

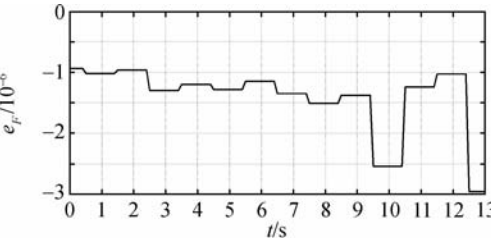
Fig. 5 Output blade angle of GSP propeller model
($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)



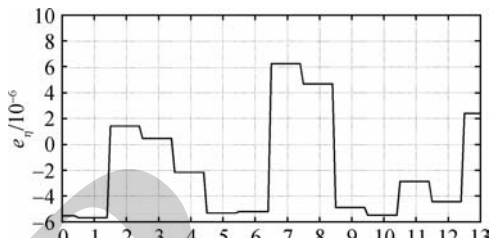
(a) 两种螺旋桨模型输出拉力对比曲线



(a) 两种螺旋桨模型输出效率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出拉力的相对误差曲线



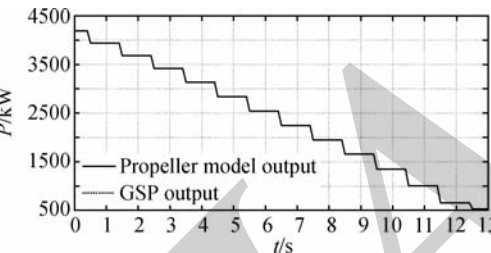
(b) 两种螺旋桨模型输出效率的相对误差曲线

图 6 两种螺旋桨模型输出拉力对比情况
($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)

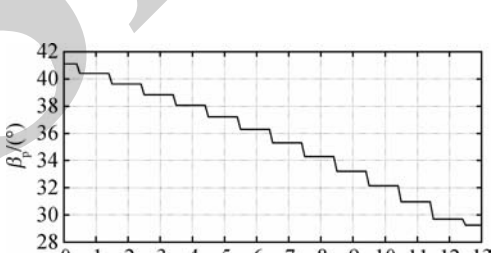
图 8 两种螺旋桨模型输出效率对比情况
($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)

Fig. 6 Comparison of output force of two propeller models ($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)

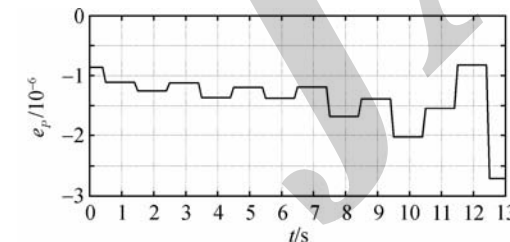
Fig. 8 Comparison of output efficiency of two propeller models ($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)



(a) 两种螺旋桨模型输出功率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线

图 7 两种螺旋桨模型输出功率对比情况
($H=0\text{ m}, V_0=100\text{ m/s}$)

图 9 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角
($H=1000\text{ m}, V_0=150\text{ m/s}$)

Fig. 9 Output blade angle of GSP propeller model
($H=1000\text{ m}, V_0=150\text{ m/s}$)

出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 6.1838×10^{-6} 。

3.1.3 飞行高度为 8000 m,飞行速度为 175 m/s

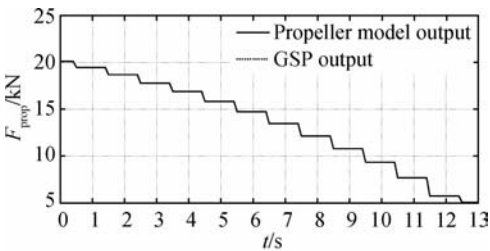
由 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角如图 13 所示。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨拉力对比曲线如图 14(a)所示,图 14(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 6.6059×10^{-6} 。

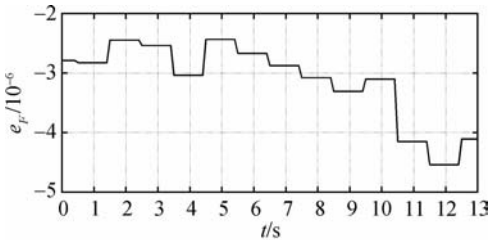
在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨需求功率对比曲线如图 15(a)所示,图 15(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 5.5098×10^{-6} 。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨需求功率对比曲线如图 11(a)所示,图 11(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 4.4207×10^{-6} 。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨效率对比曲线如图 12(a)所示,图 12(b)为两种模型输



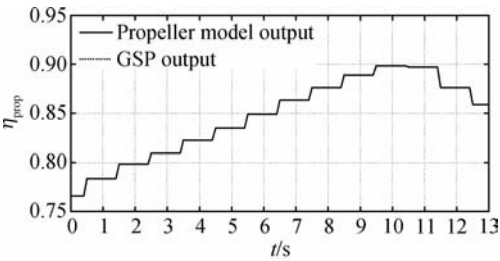
(a) 两种螺旋桨模型输出拉力对比曲线



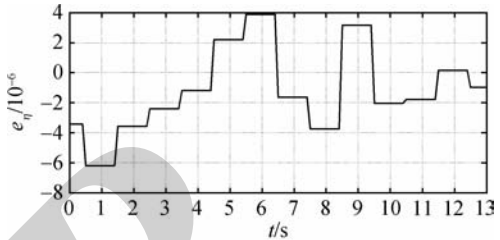
(b) 两种螺旋桨模型输出拉力的相对误差曲线

图 10 两种螺旋桨模型输出拉力对比情况
($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)

Fig. 10 Comparison of output force of two propeller models ($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)



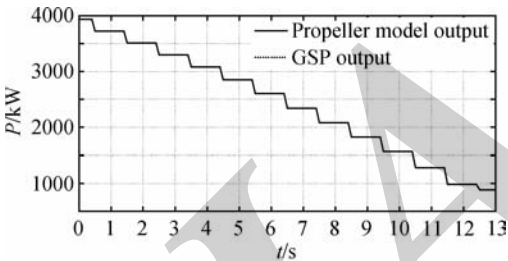
(a) 两种螺旋桨模型输出效率对比曲线



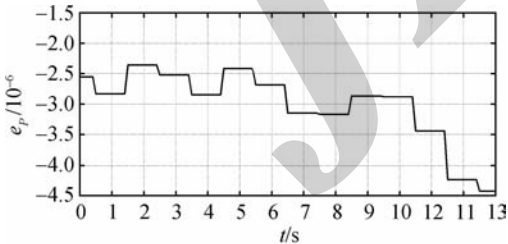
(b) 两种螺旋桨模型输出效率的相对误差曲线

图 12 两种螺旋桨模型输出效率对比情况
($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)

Fig. 12 Comparison of output efficiency of two propeller models ($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)



(a) 两种螺旋桨模型输出功率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线

图 11 两种螺旋桨模型输出功率对比情况
($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)

Fig. 11 Comparison of output power of two propeller models ($H=1\,000\text{ m}$, $V_0=150\text{ m/s}$)

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨效率对比曲线如图 16(a)所示,图 16(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 4.7205×10^{-6} 。

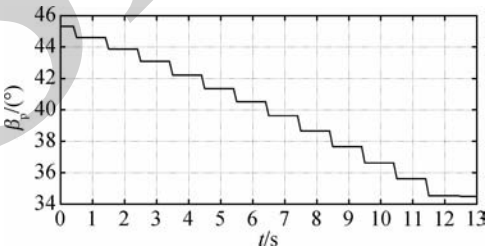
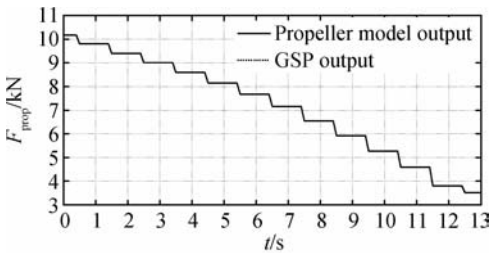


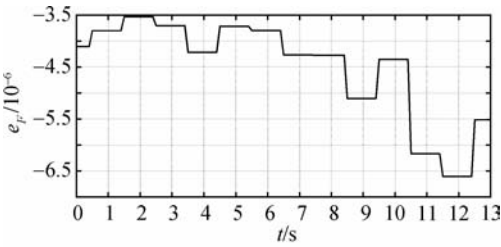
图 13 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角
($H=8\,000\text{ m}$, $V_0=175\text{ m/s}$)
Fig. 13 Output blade angle of GSP propeller model
($H=8\,000\text{ m}$, $V_0=175\text{ m/s}$)

3.1.4 飞行高度为 10 000 m,飞行速度为 200 m/s
由 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角如图 17 所示。

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨拉力对比曲线如图 18(a)所示,图 18(b)为两种模型输

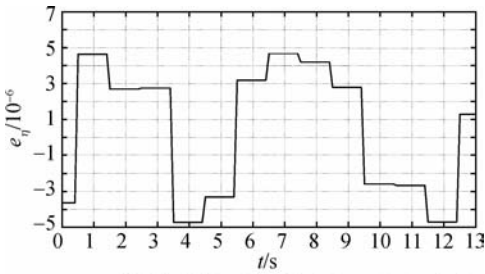


(a) 两种螺旋桨模型输出拉力对比曲线



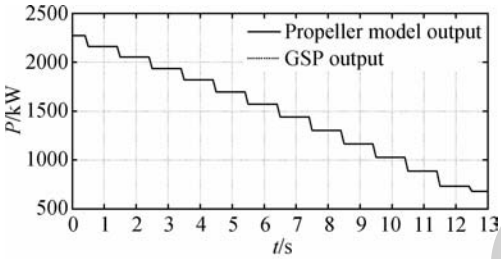
(b) 两种螺旋桨模型输出拉力的相对误差曲线

图 14 两种螺旋桨模型输出拉力对比情况
($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)
Fig. 14 Comparison of output force of two propeller models ($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)

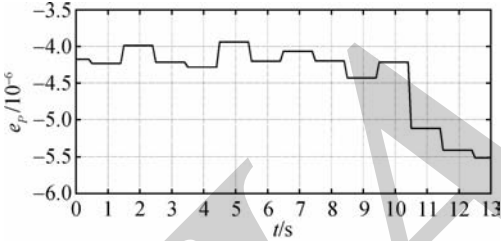


(b) 两种螺旋桨模型输出效率的相对误差曲线

图 16 两种螺旋桨模型输出效率对比情况
($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)
Fig. 16 Comparison of output efficiency of two propeller models ($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)



(a) 两种螺旋桨模型输出功率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线

图 15 两种螺旋桨模型输出功率对比情况
($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)
Fig. 15 Comparison of output power of two propeller models ($H=8000\text{ m}, V_0=175\text{ m/s}$)

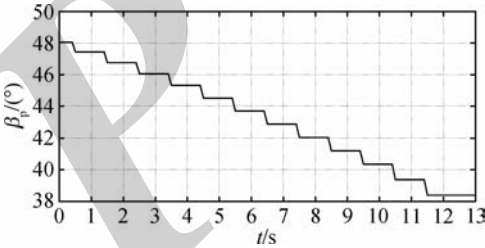
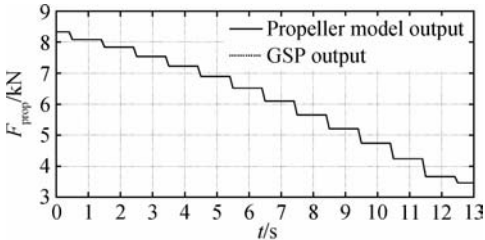
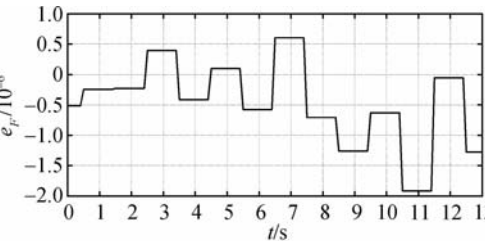


图 17 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角
($H=10000\text{ m}, V_0=200\text{ m/s}$)
Fig. 17 Output blade angle of GSP propeller model
($H=10000\text{ m}, V_0=200\text{ m/s}$)

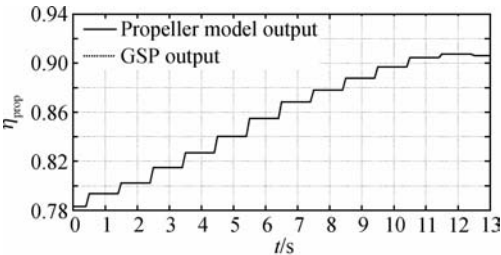


(a) 两种螺旋桨模型输出拉力对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出拉力的相对误差曲线

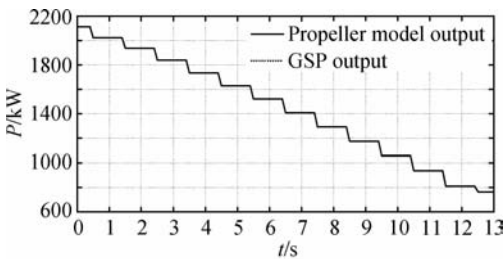
图 18 两种螺旋桨模型输出拉力对比情况
($H=10000\text{ m}, V_0=200\text{ m/s}$)
Fig. 18 Comparison of output force of two propeller models ($H=10000\text{ m}, V_0=200\text{ m/s}$)



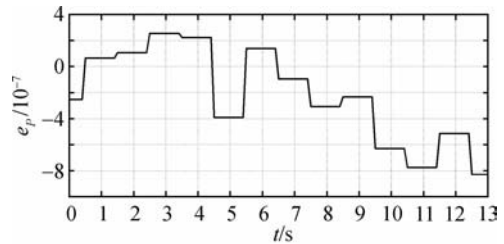
(a) 两种螺旋桨模型输出效率对比曲线

在相同的输入条件下,两种模型螺旋桨效率对比曲线如图 20(a)所示,图 20(b)为两种模型输

出结果的相对误差对比曲线,其最大误差为 5.842×10^{-6} 。

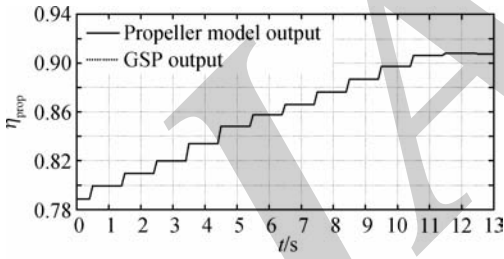


(a) 两种螺旋桨模型输出功率对比曲线

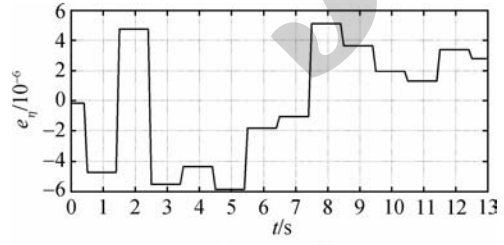


(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线

图 19 两种螺旋桨模型输出功率对比情况
($H=10\,000\text{ m}$, $V_0=200\text{ m/s}$)
Fig. 19 Comparison of output power of two propeller models ($H=10\,000\text{ m}$, $V_0=200\text{ m/s}$)



(a) 两种螺旋桨模型输出效率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出效率的相对误差曲线

图 20 两种螺旋桨模型输出效率对比情况
($H=10\,000\text{ m}$, $V_0=200\text{ m/s}$)
Fig. 20 Comparison of output efficiency of two propeller models ($H=10\,000\text{ m}$, $V_0=200\text{ m/s}$)

3.2 静拉力状态下的螺旋桨数学模型对比

在飞行高度为 0 m , 飞行速度为 0 m/s 的条件

下, GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角如图 21 所示。

在相同的输入条件下, 两种模型螺旋桨拉力对比曲线如图 22(a)所示, 图 22(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线, 其最大误差为 2.5504% 。

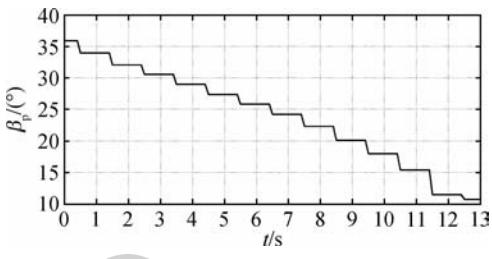
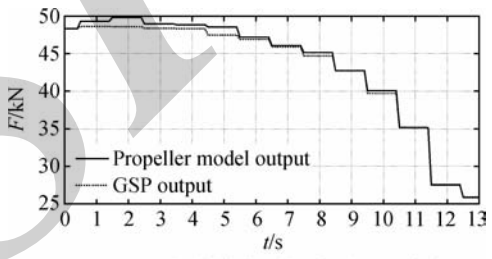
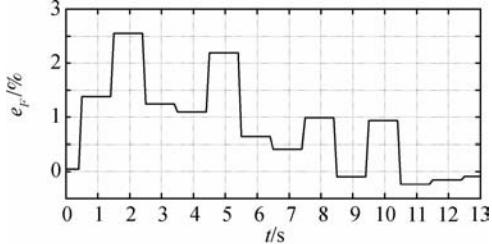


图 21 GSP 螺旋桨模型输出的桨叶角
($H=0\text{ m}$, $V_0=0\text{ m/s}$)
Fig. 21 Output blade angle of GSP propeller model
($H=0\text{ m}$, $V_0=0\text{ m/s}$)



(a) 两种螺旋桨模型输出拉力对比曲线



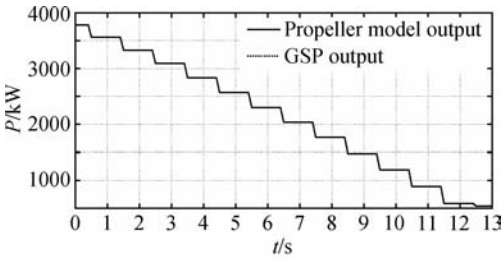
(b) 两种螺旋桨模型输出拉力的相对误差曲线

图 22 两种螺旋桨模型输出拉力对比情况
($H=0\text{ m}$, $V_0=0\text{ m/s}$)
Fig. 22 Comparison of output force of two propeller models ($H=0\text{ m}$, $V_0=0\text{ m/s}$)

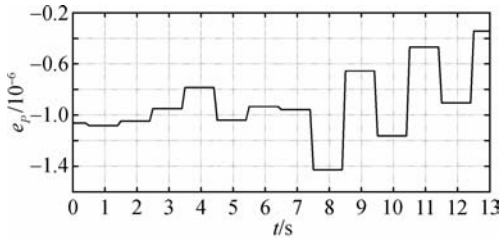
在相同的输入条件下, 两种模型螺旋桨需求功率对比曲线如图 23(a)所示, 图 23(b)为两种模型输出结果的相对误差对比曲线, 其最大误差为 1.4261×10^{-6} 。

从上述仿真对比结果可知, 当飞行速度不为零时, 本文建立的螺旋桨数学模型输出结果与 GSP 模型的拉力相对误差最大不超过 6.6059×10^{-6} , 需求功率相对误差最大不超过 5.5098×10^{-6} , 效率相对误差最大不超过 6.6955×10^{-6} ;

当飞行速度为零时,螺旋桨数学模型输出结果与 GSP 模型的拉力相对误差最大不超过 2.5504%,功率相对误差最大不超过 1.4261×10^{-6} 。



(a) 两种螺旋桨模型输出功率对比曲线



(b) 两种螺旋桨模型输出功率的相对误差曲线

图 23 两种螺旋桨模型输出功率对比情况

($H=0\text{ m}, V_0=0\text{ m/s}$)

Fig. 23 Comparison of output power of two propeller models ($H=0\text{ m}, V_0=0\text{ m/s}$)

4 结 论

借鉴螺旋桨通用部件特性,提出了一种基于螺旋桨部件特性的螺旋桨建模方法,包括飞行速度不为零条件下和静拉力状态下的螺旋桨数学模型,结果如下:

1) 与 GSP 模型输出结果进行了对比,在飞行速度不为零时,需求功率相对误差最大不超过 5.5098×10^{-6} ,在静拉力状态下,需求功率相对误差最大不超过 1.4261×10^{-6} ;

2) 该方法只用了线性插值避免了复杂的迭代计算,算法简单、计算速度快、具有实时性。

验证结果表明,本文所提出的螺旋桨建模算法具有有效性,良好的精度,为螺旋桨模型的工程应用提供了参考理论依据。

参考文献:

[1] 张子东. A400M 战术运输机简介及设计特点分析[J]. 航空科学技术, 2006, 17(2): 16-19.
ZHANG Zidong. Brief introduction and design features analysis of A400M tactical transport aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2006, 17(2): 16-19. (in Chinese)

[2] 吴涛. 欧罗巴之鹰 A400M 大型运输机全解析[J]. 现代兵器, 2008(10): 19-30.
WU Tao. Complete analysis of A400M (nickname Europa Eagle) large transport aircraft [J]. Modern Weaponry, 2008(10): 19-30. (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. Development of the abroad turbine propeller engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2013, 24(1): 18-22. (in Chinese)
[4] KOCH L D. Design and performance calculations of a propeller for very high altitude flight[R]. NASA TM-1998-206637, 1998.
[5] WEICK F E. Working charts for the selection of aluminum alloy propellers of a standard form to operate with various aircraft engines and bodies[R]. NACA-TN-350, 1930.
[6] HARTMAN E P. Working charts for the determination of propeller thrust at various air speeds[R]. NACA-TN-481, 1934.
[7] HARTMAN E P. A method of calculating the performance of controllable propellers with sample computations[R]. NACA-TN-484, 1934.
[8] BIEMANN D, CONWAY R N. Propeller charts for the determination of the rotational speed for the maximum ratio of the propulsive efficiency to the special fuel consumption [R]. NACA-TN-749, 1940.
[9] HEIDMANN M F, NOVIK D. Control considerations for optimum power proportionment in turbine-propeller engines[R]. NACA-TN-17, 1948.
[10] 周盛, 顾高坪, 潘元杰, 等. 航空螺旋桨与桨扇[M]. 北京: 国防工业出版社, 1994.
[11] 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.
[12] BURGER C, HARTFIED R, BURKHALTER J. Performance and noise optimization of a propeller using the vortex-lattice method and a genetic algorithm[R]. AIAA-2007-1883, 2007.
[13] HESS J L, VALAREZOT W O. Calculation of steady flow about propellers using a surface panel method[J]. Journal of Propulsion and Power, 1985, 1(6): 470-476.
[14] SCHULTEN J B H M. Advanced propeller performance-calculation by a lifting surface method[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 477-485.
[15] KONG C, ROH H. Steady-state performance simulation of pt6a-62 turboprop engine using SIMULINK[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2003, 20(2): 183-194.
[16] KONG C, ROH H, LIM K. Steady-state and transient simulation of turboprop engine using Simulink model[R]. ASME Paper GT2003-38181, 2003.
[17] 邓志伟, 黄向华, 田超. 涡桨发动机螺旋桨实时建模技术[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 434-440.
DENG Zhiwei, HUANG Xianghua, TIAN Chao. Turbo-

prop engine propeller real-time modeling techniques[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (2): 434-440. (in Chinese)

[18] 田超. 航空涡桨发动机建模与控制的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

TIAN Chao. Simulation study of aeronautical turboprop engine modeling and control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[19] HUANG Jiaqin, HUANG Xianghua, ZHANG Tianhong. Research on modeling of propeller in a turboprop engine [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2015, 32(2):223-232.

[20] 时培燕,毛宁,杨恒辉,等. 涡桨发动机螺旋桨建模与控制系统设计研究[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(5):103-105.

SHI Peiyan, MAO Ning, YANG Henghui, et al. Research on modeling and control system designing of turboprop engine propeller[J]. Computer Measurement and Control, 2016, 24(5):103-105. (in Chinese)

(编辑:陈 越)