

基于Open VSP非定常/准定常涡格法的螺旋桨快速气动评估

杜一鸣¹, 刘泽皓¹, 李志浩¹, 吴江²

(1. 沈阳航空航天大学航空宇航学院, 沈阳110136; 2. 辽宁通用航空研究院设计部, 沈阳110136)

摘要: 针对螺旋桨飞行器概念设计阶段的快速迭代需求, 涡格法等低可信度气动评估方法是较为合适的选择。为获得合适的计算参数及定量误差, 基于螺旋桨标模研究了NASA开源飞行器设计工具(Open vehicle sketch pad, OpenVSP)非定常涡格法(unsteady vortex lattice method, UVLM), 并首次给出了多重参考系准定常涡格法(multiple reference frame quasi-steady vortex lattice method, MRF-VLM)的计算特性。采用APC电动螺旋桨标模分析了计算收敛性和误差特性, 获得了兼顾计算稳定性和效率的网格/迭代参数设置。与试验数据对比表明, 在合适的网格和迭代参数下, 上述两种方法在低桨距角和中等前进比工况下推进效率计算误差分别在6.1%和3.6%以内, 精度满足概念设计阶段要求, 且4线程并行的MRF-VLM计算仅需4 min, 效率更高。NACA 5868-9螺旋桨标模算例进一步验证了MRF-VLM方法的计算可信度。以上研究结果能够为OpenVSP涡格法可靠工程应用提供参考。但由于涡格法的线性化势流理论局限性, 上述两种方法在高桨距角和高低前进比下无法准确模拟较强的流动非线性, 计算精度有待改善。

关键词: 螺旋桨标模; OpenVSP; 涡格法; 非定常方法; 多重参考系方法

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2025.06.004

Propeller rapid aerodynamic evaluation based on openVSP unsteady/quasi-steady vortex lattice method

DU Yiming¹, LIU Zehao¹, LI Zhihao¹, WU Jiang²

(1. College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 2. Design Department, Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China)

Abstract: In response to the need for rapid iteration in the conceptual design stage of propeller aircraft, low-fidelity aerodynamic evaluation methods, such as the vortex lattice method was a more suitable choice. In order to obtain suitable computation parameters and quantitative errors, the NASA OpenVSP unsteady vortex lattice method (UVLM) was studied using the propeller standard model, and the computation characteristics of the multiple reference frame quasi-steady vortex lattice method (MRF-VLM) were presented for the first time. The computational convergence and error

收稿日期: 2025-03-27 修回日期: 2025-06-12 接受日期: 2025-06-16

基金项目: 国家自然科学基金(项目编号: 12202284); 沈阳航空航天大学引进人才科研启动基金(项目编号: 22YB11)。

作者简介: 杜一鸣(1990—), 男, 辽宁沈阳人, 副教授, 博士, 主要研究方向为气动/多学科仿真计算及优化设计, E-mail: duyiming@sau.edu.cn。

characteristics were analyzed using the APC electric-propeller standard model, and the grid/iterative parameter settings that take into account both computational stability and efficiency were obtained. The comparison with experimental data shows that with appropriate grid and iterative parameters, the computation errors for the propulsion efficiency of the above two methods are within 6.1% and 3.6% respectively, under conditions of low pitch angle and medium advance ratio. The accuracy meets the requirements of the conceptual design stage, and the MRF-VLM computation with 4-thread parallel processing takes only 4 minutes, which is more efficient. The case of NACA 5868-9 propeller standard model further verify the computational reliability of the MRF-VLM method. The above research results can provide a reference for the reliable engineering application of OpenVSP VLM. However, due to the limitations of the linearized potential flow theory of the VLM, the above two methods can not accurately simulate the strong flow nonlinearity under high pitch angle and high/low advance ratio, and the computation accuracy needs to be improved.

Key words: propeller standard model; OpenVSP; vortex lattice method; unsteady method; multiple-reference-frame method

与涡轮喷气发动机相比,螺旋桨推进系统具有成本、能耗较低,以及工作效率较高的优势,尤其适用于低速轻型飞机及无人机。在概念设计阶段,螺旋桨的选型与设计至关重要,而基于雷诺平均纳维尔-斯托克斯(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)方程的高可行度计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)模拟是目前常用的气动特性评估方法(如拼接网格、嵌套网格等求解技术)。Bryant等^[1]采用Ansys Fluent中基于压力的RANS求解器进行了小型螺旋桨的推力性能评估,每个前进比计算都需要14~15 h(160线程,主频2.60 GHz)。Liu等^[2]利用基于多重参考系(multiple reference frame, MRF)的RANS方法和低可信度的叶素动量理论(blade-element momentum theory, BEMT)对多旋翼小型无人机进行了气动性能预测,虽然RANS方法精度高于BEMT方法,但每个前进比计算均需消耗900个CPU小时(CPU hour,即3600秒内1GFLOP的机器所完成的浮点运算)左右的计算资源。可见,可信度(精度)和效率是相互矛盾的指标,基于RANS的高可信度螺旋桨气动特性计算方法效率普遍较低。

针对飞行器概念设计阶段的快速迭代需

求,低可信度方法是较为合适的选择,但需要对误差特性给出定量评估。开源飞行器建模分析工具NASA OpenVSP包括涡格法、面元法等多种低可信度气动特性评估方法,在国内外研究机构和飞机设计部门均有应用。Zhao等^[3]使用OpenVSP基于激励盘理论(actuator disk theory, ADT)的定常涡格法与Ansys Fluent软件基于 $k-\omega$ SST湍流模型的定常RANS方法,分析了分布式螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响,这两种方法得出的升力系数之间存在20%的差异,该值在可接受范围。Wu等^[4]同样使用OpenVSP基于ADT的定常涡格法及Simcenter STAR-CCM+软件基于 $k-\omega$ SST湍流模型的定常RANS方法,计算了机翼螺旋桨滑流,对比试验数据,涡格法升、阻力计算误差分别为3.6%和4.7%,而RANS计算误差分别为1.2%和5.9%。孙宗燕等^[5]采用OpenVSP非定常涡格法和面元法对比分析了分布式螺旋桨-机翼模型与原型机翼的升阻特性,计算误差范围为5%~13%。尽管以上研究基本验证了OpenVSP低可信度计算方法的合理性,但是缺乏标模验证及对网格规模、计算步长、方法参数等影响的精细化分析。其次,对多重参考系准定常涡格法的计算特性研究尚属空白。

本文面向飞行器概念设计需求,研究了基于 OpenVSP 涡格法的螺旋桨气动分析方法。从兼顾计算效率和精度的角度出发,对网格收敛性和计算参数影响进行了基于标模试验数据的对比研究,并在公开文献中首次对基于多重参考系的准定常涡格法进行了验证,形成了若干螺旋桨快速气动分析应用指南,对低可信度气动评估方法工程应用具有一定参考价值。

1 NASA OpenVSP 简介

NASA OpenVSP 是开源的飞行器参数化设计与分析工具,依靠典型部件参数化建模快速生成飞行器外形,较传统 CAD (computer-aided design) 建模方法更高效、更直观,适合开展概念设计。同时,OpenVSP 还包含多种气动和结构分析工具,其中的气动求解模块 VSP Kinney 由 David Kinney 开发^[6],可以采用涡格法、面元法和激励盘等低可信度方法开展气动特性计算,并提供了 C++、AngelScript、MATLAB 和 Python 的应用程序编程接口。本文工作均基于 OpenVSP-3.35.3-win64-Python3 版本开展^[6-7]。

2 OpenVSP 非定常/准定常涡格法

2.1 涡格法基本原理

升力面理论是对普朗特经典升力线理论的进一步延伸,涡格法则是针对升力面理论的数值解法^[8],其数学本质为定常线性化小扰动假设下均匀流与三维涡线两种简单势流的叠加。经典涡格法是在满足亥姆霍兹定理的条件下,将机翼近似为一个薄升力面,沿展向和弦向离散为若干个四边形面元,在每个面元上布置一个强度为 Γ 的马蹄涡。与经典涡格法不同,VSPAERO 在机翼的每个面元上布置一个涡环,如图 1 所示。与经典涡格法不同,VSP 机翼每个面元上布置一个涡环,涡环的中心点为奇点(类似马蹄涡的控制点),强度决定了其

对奇点的诱导速度,方向与升力面相切。 i, j 分别为一系列奇点和涡环的序号。尾涡由机翼后缘尾迹点构成的涡线表示。

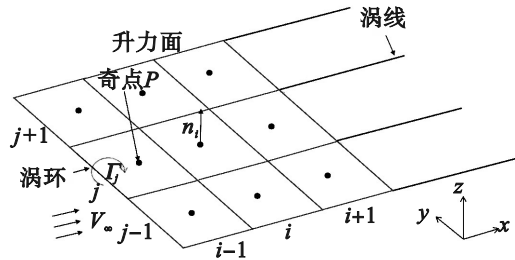


图1 OpenVSP 涡格法示意图

一旦定义了涡环和涡线,就可采用广义 Biot-Savart 定律^[8]求得诱导速度。

$$\vec{V}_p = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_a^b \frac{d\vec{l} \times [\vec{r} - \vec{r}']}{r_p^3} \quad (1)$$

式中: ab 为涡强(环量)为 Γ 的涡段; $d\vec{l}$ 为 ab 涡段上一点 (x', y', z') 处的微元长度向量; $\vec{r} - \vec{r}'$ 为点 (x', y', z') 指向控制点 $P(x, y, z)$ 的向量。三维直涡段的诱导速度如图 2 所示。

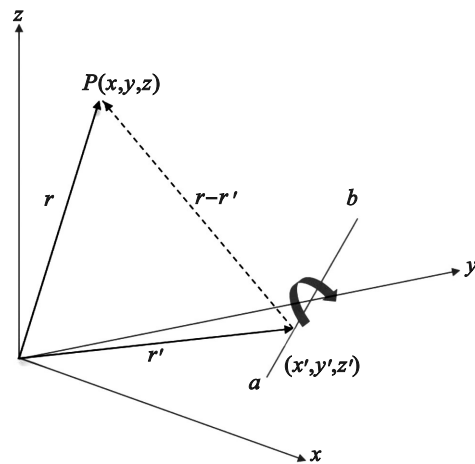


图2 三维直涡段的诱导速度

经典势流理论未考虑可压缩性效应,为此 VSPAERO 进行了修正^[9], $\vec{r} - \vec{r}'$ 长度 r_p 的平方为

$$r_p^2 = \frac{(x-x')^2}{\beta^2} + (y-y')^2 + (z-z')^2 \quad (2)$$

式中: $\beta = (1 - M_\infty^2)^{1/2}$ (其中 $M_\infty < 1$)为 Prandtl - Glauert 修正因子。如果自由流平行于 x 轴,则 x 坐标随着马赫数的增加而延长,而 y 和 z 坐标保

持不变,因此等效不可压缩速度势 $\Phi_{M_{\infty=0}}=0$ 可以定义为

$$\Phi_{M_{\infty=0}}=0=\Phi_{M_{\infty}}\left(\frac{x}{\beta},y,z\right) \quad (3)$$

则涡环对奇点 P 的诱导速度可表示为

$$\vec{V}_P = \frac{-\Gamma}{2\pi K} \int_a^b \frac{d\vec{l} \times [\vec{r} - \vec{r}']}{r_p^3} = \frac{-\beta}{2\pi K} \int_a^b \frac{\vec{\Gamma} \times [\vec{\Gamma} - \vec{\Gamma}']}{r_\beta^3} dl \quad (4)$$

式中: Γ 为涡环的强度; K 为考虑可压缩性对计算影响的因子,如果 $M_{\infty} < 1$, 则 $K=2$, 否则 $K=1$ 。 r_β 由式(5)定义。

$$r_\beta^2 = (x-x')^2 + \beta^2[(y-y')^2 + (z-z')^2] \quad (5)$$

将诱导速度 \vec{V}_P 代入 Neumann 边界条件方程式^[10], 此方程要求奇点处总速度在法向上的分量为零, 从而确保流体不穿过升力面。

$$\nabla(\Phi_{\infty} + \Phi') \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (6)$$

式中: ∇ 为哈密顿算子; Φ_{∞} 为自由流速度势; Φ' 为扰动速度势; \mathbf{n} 为升力面法向量。式(5)变形后可得到线性方程组

$$\mathbf{A} \cdot \mathbf{\Gamma} = \mathbf{b} \quad (7)$$

式中: \mathbf{A} 为系数矩阵, 其元素 $a_{ij} = \mathbf{v}_j \cdot \mathbf{n}_i$ 为涡环 j 在奇点 i 处诱导速度的法向分量 (\mathbf{v}_j 为诱导速度, \mathbf{n}_i 为垂直于奇点 i 的法向量); $\mathbf{\Gamma}$ 是由每个涡环强度组成的列向量。

$$\mathbf{b}_i = -\mathbf{V}_{\infty} \cdot \mathbf{n}_i \quad (8)$$

式中: \mathbf{V}_{∞} 为自由流速度。得到每个涡环强度后, 根据 Kutta-Joukowski 定理计算气动载荷^[8]。可见, VLM 在 VSPAERO 中的实现是一种改进后的涡格法^[11]。

2.2 非定常涡格法

VSPAERO“旋转叶片”模式 (Advanced/Rotating Blades 参数) 采用非定常涡格法 (unsteady vortex lattice method, UVLM) 求解螺旋桨流动。控制方程为拉普拉斯方程。

$$\nabla^2 \Phi^* = 0 \quad (9)$$

式中: ∇^2 为拉普拉斯算子; Φ^* 为流场中任意位置的速度势函数。

涡环在每个奇点的诱导速度、升力面速度

和自由流速度的总和需要满足每个奇点的壁面不可穿透边界条件

$$\sum_{j=1}^{n_h} a_{ij} \mathbf{\Gamma}_j = (\mathbf{V}_{s,i} - \mathbf{V}_{w,i} - \mathbf{V}_{\infty}) \cdot \mathbf{n}_i \quad (10)$$

式中: 等号左侧为涡环的诱导速度; n_h 为涡环数量; $\mathbf{V}_{s,i}$ 为奇点 i 处的表面涡诱导速度; $\mathbf{V}_{w,i}$ 为尾涡对奇点 i 的诱导速度; \mathbf{V}_{∞} 为自由来流速度。在 VSPAERO 中, 默认尾涡是不固定的, 尾涡的位置用速度场迭代求解, 因此尾涡也将表示流线。为了使每个时间步皆满足库塔条件, 后缘的涡环切向脱落到尾涡, 但其环量强度沿涡线保持恒定^[11]。对所有表面涡和尾涡, 尾迹的拉格朗日点 \mathbf{r} 随着自由流速度和诱导速度移动, 表达式为

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{r}, t) \quad (11)$$

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_{\infty} + \mathbf{V}_{\text{Blade}} + \mathbf{V}_{\text{Wake}} \quad (12)$$

式中: \mathbf{V} 为自由流速度 \mathbf{V}_{∞} 、桨叶 (表面涡) 诱导速度 $\mathbf{V}_{\text{Blade}}$ 及尾涡诱导速度 \mathbf{V}_{Wake} 的矢量和。在 VSPAERO 中, 每个涡点位置和速度更新公式为

$$\bar{\mathbf{r}}_{t_n+1} = \mathbf{r}_{t_n} + \mathbf{V}(\mathbf{r}_{t_n}) \Delta t \quad (13)$$

$$\mathbf{r}_{t_n+1} = \mathbf{r}_{t_n} + \mathbf{V}(\bar{\mathbf{r}}_{t_n+1}) \Delta t \quad (14)$$

式中: t_n 为当前时间步; t_n+1 为下一时间步, 以此类推。

2.3 基于MRF的准定常涡格法

本文采用了一种基于 MRF 的准定常涡格法简称 MRF-VLM, 该方法将 MRF 与 VLM 在 OpenVSP 平台中进行耦合实现, 在目前已发表的文献或其他公开资料中尚未发现相关研究。通过与 NASA OpenVSP 研发团队交流, 本文对该方法进行了应用与验证。MRF 基本原理是将旋翼周围的流场包含在一个圆柱形旋转区域内, 从而与飞机所在的流场区分开来, 在该旋转流场内建立固连于旋翼的旋转坐标系, 因此旋转区域与旋翼保持相对静止, 进而将旋转区域内的流场转化为旋翼在某一相位角下的瞬态流场进行定常求解^[12]。

与非定常方法不同的是, MRF 方法只可采

用命令行形式执行,计算工况等参数则通过图形用户界面进行设置^[13]。

3 网格收敛性与参数影响分析

3.1 APC Electric螺旋桨标模

OpenVSP采用以典型部件为基本单位的参数化建模思想提高外形生成效率,各部件的参数定义方式符合飞机设计的专业习惯。本节以APC Electric 11×8螺旋桨标模为例,开展网格收敛性和迭代参数影响研究,其试验模型^[14]和OpenVSP建模外形如图3所示。其中,“11”代表桨盘直径为0.279 4 m,“8”代表螺距为0.203 2 m,建模外形忽略了桨毂部分,截取 $r/R=0.2$ 处作为翼根。设置螺旋桨转速为3 016 r/min,前进速度为9.915 m/s(对应马赫数0.029),雷诺数为 6.741×10^4 ,螺旋桨表面积为 $4.63 \times 10^{-3} \text{ m}^2$,平均气动弦长为1.657 m,其余状态量均为海平面大气参数。

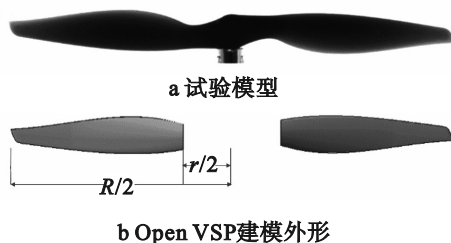


图3 APC Electric 11×8电动螺旋桨试验模型和OpenVSP建模外形

3.2 网格收敛性

网格收敛性研究是为了找到OpenVSP求解某一类问题适当的网格规模,既能保证由网格引入的不确定性尽可能小,又能控制网格量避免过度的计算开销。OpenVSP涡格法计算时,翼面网格数量可通过周向节点数 Num_W (即机翼或螺旋桨上下表面)和展向节点数 Num_U 进行调整。展向网格量为 Num_U-1 ,对于涡格法,弦向的网格量为 $(\text{Num}_W-1)/2$,两者相乘为表面网格量。但对于机翼,由于OpenVSP以 $X-Z$ 平面进行对称建模,因此总的

表面网格量实际为上述单侧网格量的2倍。为避免不整除的情况,OpenVSP规定机翼应满足 $\text{Num}_W=4n+1$,螺旋桨应满足 $\text{Num}_W=8n+1$ (n 为正整数)。

针对APC Electric 11×8螺旋桨标模,采用周向与展向节点数基本相等并逐级递增(点数由30递增至120,步长为10)的方式生成网格序列,总网格量从464递增至7 140。此时各向为均匀布点(图4a),加密参数均为默认值1。此外,再生成一组考虑前缘和桨尖等关键流动区域加密的网格序列,设置桨尖加密为0.1(均匀布点间距的10%,该值越小网格密度越高),前缘加密为0.25,网格如图4b所示。

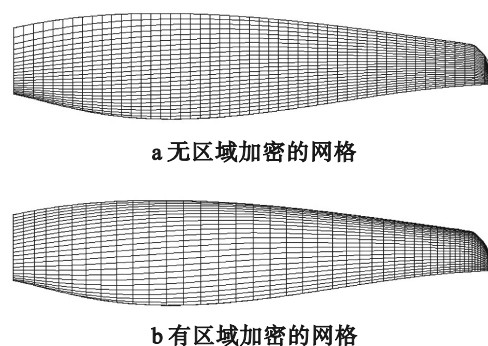


图4 不同网格加密情况对比(总网格量1 176)

采用UVLM方法对各网格功率系数 C_p 和拉力系数 C_T 进行计算。

$$C_p = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (15)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (16)$$

式中: P 和 T 分别为计算出的功率和拉力值; ρ 为密度; n 为螺旋桨转速; D 为桨盘直径。网格收敛性计算结果如图5所示。

从图5可以看出,经过前缘和桨尖加密处理的网格表现出更平稳的网格收敛特性,而无区域加密的网格则在中等网格规模时存在较大波动。综合考虑计算效率,选择总网格量为4 752($\text{Num}_W=97$, $\text{Num}_U=100$)及加密的网格参数用于下文螺旋桨的计算分析。

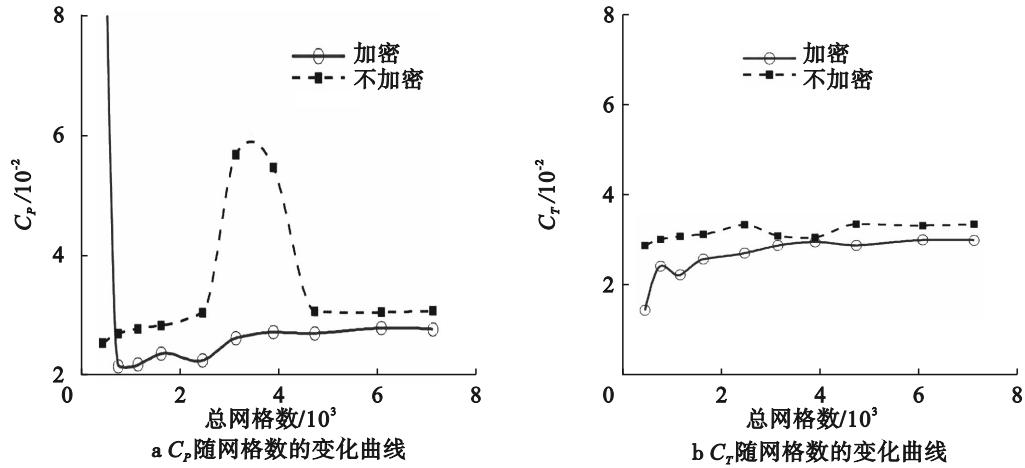


图 5 网格收敛性计算结果

3.3 迭代参数影响

采用 VSPAERO 进行 UVLM 和 MRF-VLM 计算时需设置迭代参数,其直接影响计算的稳定性、收敛性和效率。其中,UVLM 方法需设置“螺旋桨旋转圈数”(Propeller/Num Revs 参数),由于 MRF-VLM 方法是准定常方法,需设

置“尾迹迭代步数”(Advanced/Num It 参数)。采用不同迭代参数对 APC Electric 11×8 螺旋桨不同前进比状态进行计算。图 6、7 分别为不同前进比下 UVLM 和 MRF-VLM 计算的 Cp、Ct 收敛曲线。由图 6、7 可知,最低前进比(J=0.171)状态下两种方法计算均收敛较慢,

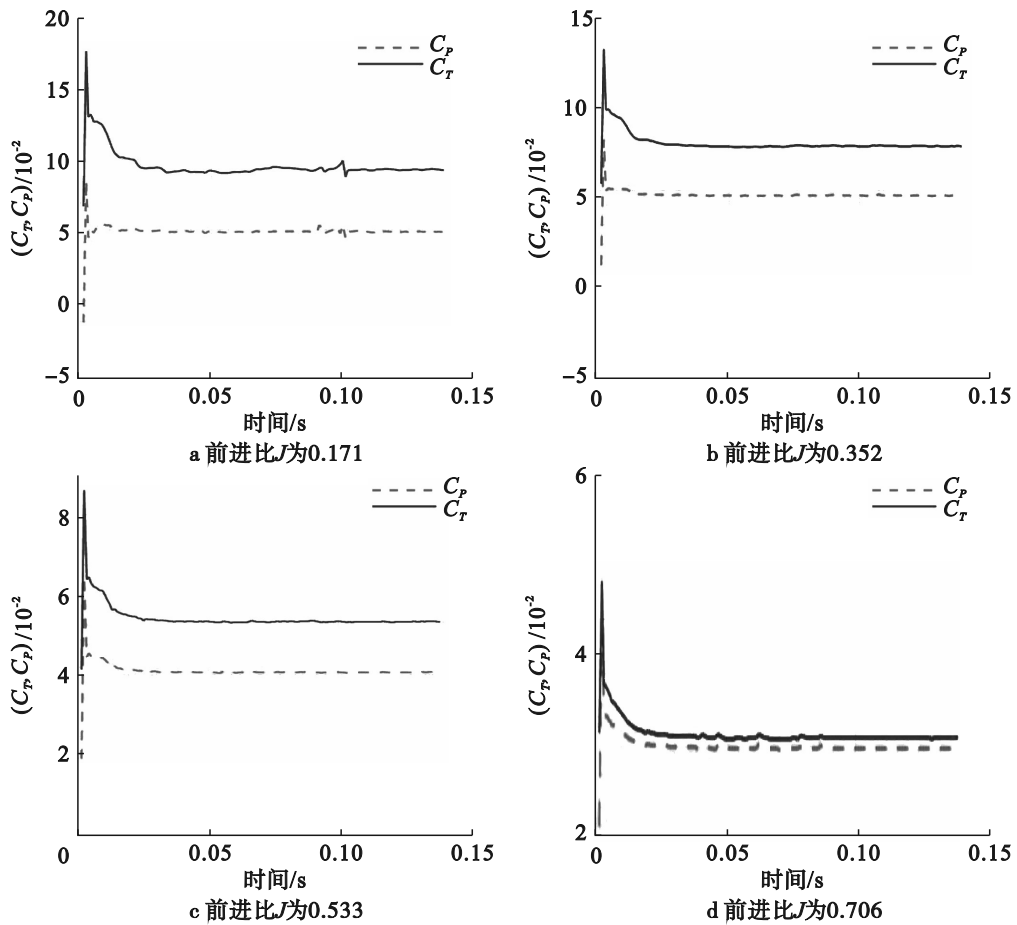


图 6 不同前进比下 UVLM 计算的 Cp, Ct 收敛曲线

UVLM 和 MRF-VLM 方法分别需要至少约 6

圈旋转和 30 步迭代结果才趋于稳定收敛。

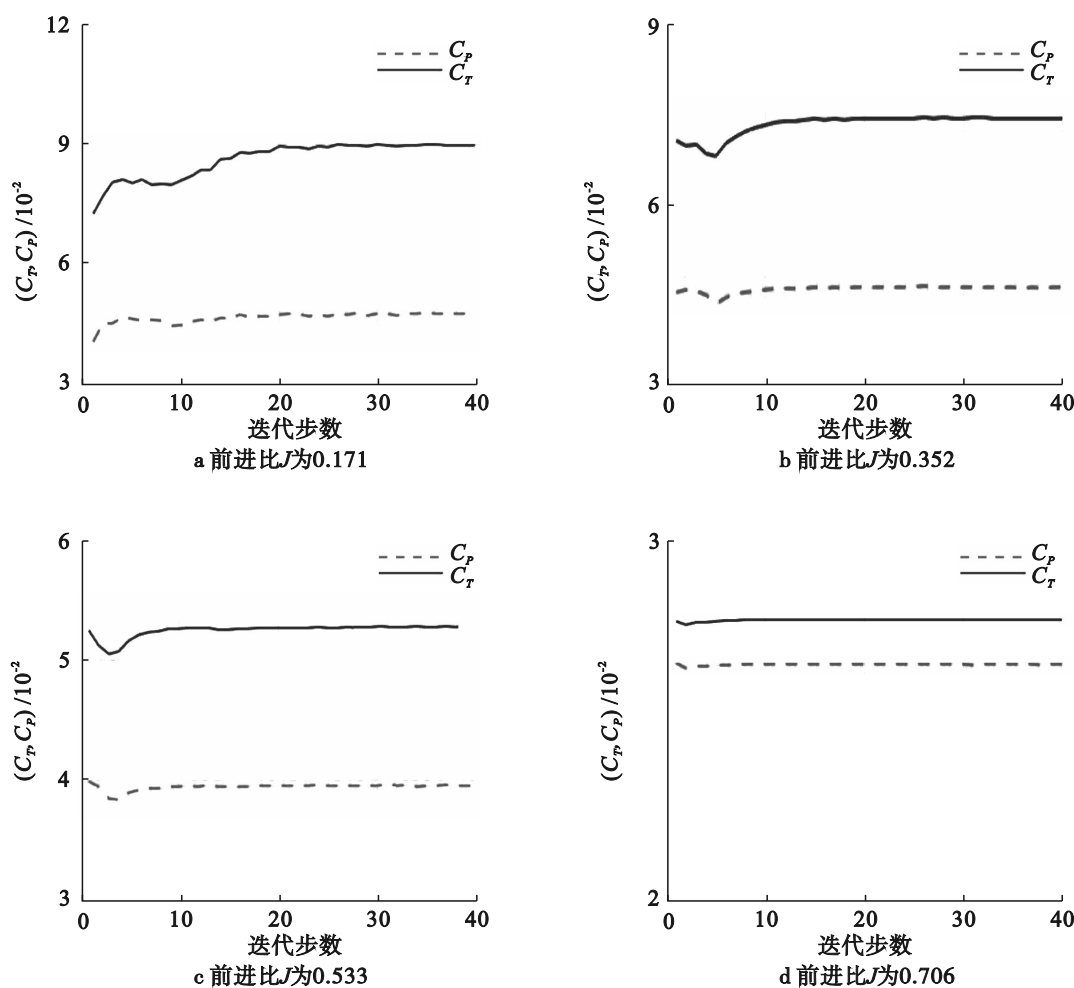


图 7 不同前进比下 MRF-VLM 计算的 C_p, C_r 收敛曲线

UVLM 基于势流理论而不考虑黏性效应, 流动分离对计算影响较小, 在高前进比下表现出了较好的数值稳定性和收敛性。同时, 由于非定常性减弱, 采用准定常假设的 MRF 法也能够快速达到收敛。综上, 对于 UVLM 和 MRF-VLM 方法, 分别采用 7 圈旋转和 40 步迭代对于各前进比计算状态是较为合适的设置。表 1 进一步给出了在上述迭代参数设置下不同数值方法的计算时间对比。本文使用 Intel Xeon E5-2698v3 处理器, 主频为 2.30 GHz, 16 核 32 线程。可以发现, 作为准定常方法的 MRF-VLM 计算效率更高。

图 8 为前进比为 0.610 条件下 UVLM 和 MRF 方法计算的 APC 11×8 螺旋桨叶片表面压

差分布云图。从图 8 中可以看出, 叶片大部分区域存在负的压差, 该压力差产生向前的拉力, 且两种方法的压差云图基本相同, 也可进一步证明计算的合理性。

表 1 不同数值方法的计算时间对比
(并行线程数均为 4)

数值方法	圈数/迭代步数	计算时间/min
UVLM	7	20
MRF-VLM	40	4

3.4 计算精度和误差分析

采用 UVLM 和 MRF-VLM 方法及上述研究获得合适的网格参数和迭代参数对不同螺距的 APC Electric 11×8 和 11×10 螺旋桨进行计

算,并与试验^[14]拉力系数 C_T 、功率系数 C_P 和推进效率 η 。

$$\eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (17)$$

式中: J 为前进比。APC电动螺旋桨UVLM和MRF-VLM计算与试验结果对比如图9所示。由图9可以看出,两种方法的气动特性计算结果较为接近,整体来看,在低螺距条件下(图9a)计算结果与试验数据的吻合度更高。此外,虽然计算结果随前进比的变化趋势与试验数据一致,但计算结果基本呈线性变化,并未准确模拟出试验结果中较高和较低前进比下

表现出的较强非线性特征,这是由涡格法的理论基础决定的。

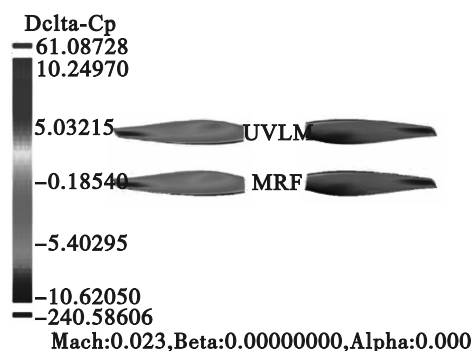


图8 UVLM和MRF方法计算的APC 11×8螺旋桨叶片表面压差分布云图

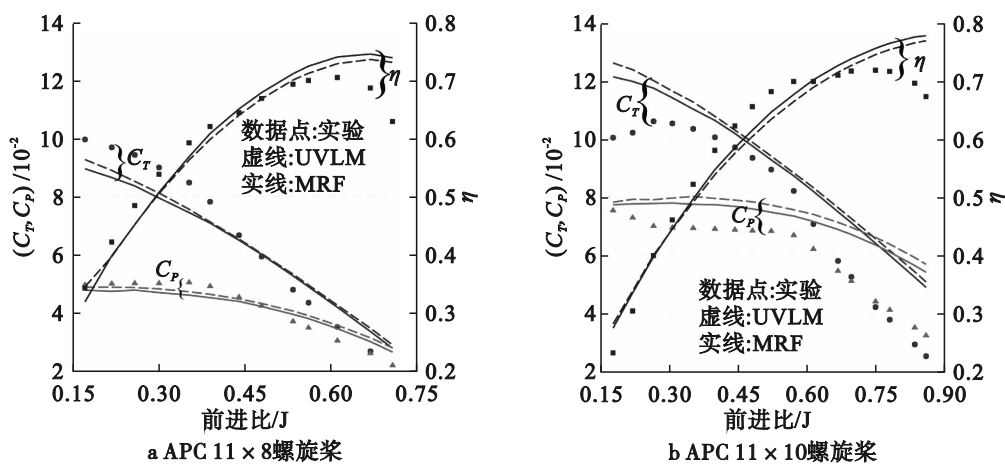


图9 APC电动螺旋桨UVLM和MRF-VLM计算与试验结果对比

从图9中还可以发现,在螺距为8、前进比为0.3~0.61的中等前进比范围内,计算结果误差较小,UVLM方法和MRF-VLM方法计算误差分别在6.1%和3.6%以内,可知在合适的网格和迭代参数下,计算精度满足概念设计阶段的要求。在较低和较高前进比下,误差有所增大。然而在螺距为10时,UVLM方法的误差普遍大于MRF-VLM方法,尤其在较低和较高前进比下误差波动较大。相比之下,MRF-VLM方法表现更加稳定,除最低前进比($J=0.175$)外,其余误差控制在10.43%以内。结合前一小节对计算时间的分析,也基本证明了MRF-VLM方法具有较高的计算效率和精度。

4 MRF-VLM方法计算验证

4.1 NACA 5868-9螺旋桨标模

NACA 5868-9螺旋桨是一种桨叶直径为3.048m,截面为Clark Y翼型的螺旋桨。“58”表示翼型的最大厚度位置位于弦长58%处,“68”表示最大弯度位置位于弦长68%处,“9”表示第9种类型的后缘设计或修型。此模型可从OpenVSP官方数据库中获得^[15]。图10为5868-9螺旋桨Open VSP建模外形和网格。桨叶翼根位于 $r/R=0.2$ 处,分别给定桨距角 $\beta=15^\circ$ 、 25° 和 35° ,根据桨距角和螺距 H 的关系

$$H = 2\pi r \tan \beta \quad (18)$$

可得到螺距 H 分别为2.56、4.47、6.72 m。采

用海平面大气参数,网格和迭代参数与上文APC螺旋桨的设置相同。

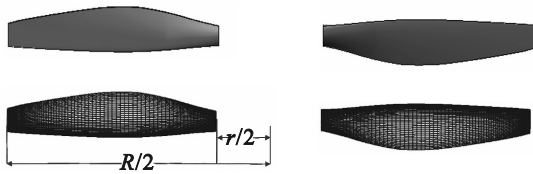


图10 5868-9螺旋桨OpenVSP建模外形和网格

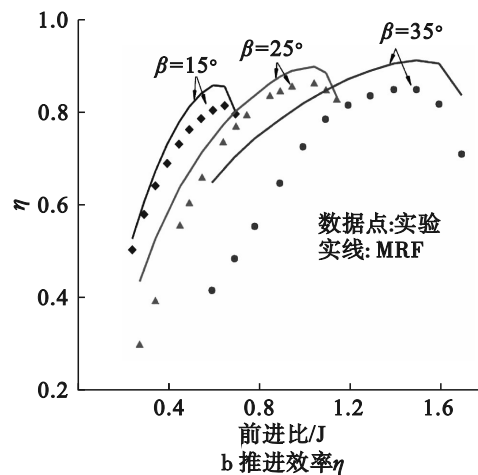
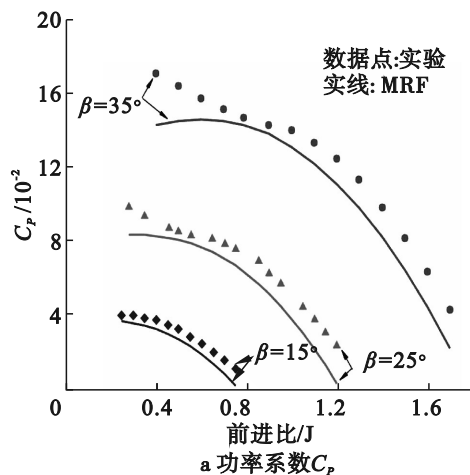


图11 5868-9螺旋桨MRF-VLM计算与试验结果对比

表2 不同桨距角下MRF-VLM方法推进效率 η 平均误差

桨距角 $\beta/(^\circ)$	平均误差/%
15	5.2
25	7.9
35	19.4

由于螺旋桨推力主要取决于升力,而功率主要取决于阻力,因此升阻力将影响螺旋桨的效率。当前进比较低,尤其是在高桨距角操作时,螺旋桨的叶片可能会进入失速状态,导致升力突然下降,阻力增加。结合上文对APC螺旋桨的计算可知,涡格法对于非线性失速阶段的预测并不准确。

5 结论

本文研究了OpenVSP非定常和准定常(多重参考系)涡格法两种计算方法在螺旋桨高效

4.2 计算精度和误差分析

5868-9螺旋桨MRF-VLM计算与试验结果^[16]对比如图11所示,不同桨距角下MRF-VLM方法推进效率 η 平均误差如表2所示。在桨距角 β 分别为 15° 和 25° 条件下,OpenVSP的计算结果和试验结果吻合较好,而高桨距角下的推进效率 η 计算误差较大,特别是在低前进比下。

气动评估中的计算特性,通过标模算例分析了网格和迭代参数对收敛性的影响,给出了此类低可信度计算方法的计算精度和效率。主要结论如下:

1)对于单个螺旋桨计算,推荐单个叶片周向和展向布置100个左右节点,同时进行前缘和桨尖区域加密,迭代参数为7圈(对于UVLM方法)或40步(对于MRF-VLM方法),能够确保在不同工况下的计算稳定性和收敛性。

2)UVLM和MRF-VLM方法在低桨距角、中等前进比条件下的计算结果与实验数据较为吻合,但在高桨距角和较低、较高前进比下UVLM方法的误差较大(超过10%),而MRF-VLM方法表现更为稳定,且计算效率较高,符合概念设计阶段的精度和效率要求。

3)除计算模型与试验螺旋桨之间存在一定的几何差异外,涡格法基于势流理论的局限性使得UVLM和MRF-VLM方法无法准确模

拟较强的流动非线性。针对这一问题,可提出适当的非线性修正方法,以提高涡格法在高桨距角、高低前进比下的预测精度。

参考文献(References):

- [1] Bryant A H, Walters D K. Developing a small-scale propeller thrust model using experimentation and CFD [C]//AIAA Scitech 2021 Forum Exposition. Orlando.: AIAA, 2021: 2717-2733.
- [2] Liu X R, Zhao D, Oo N L. Comparison studies on aerodynamic performances of a rotating propeller for small-size UAVs [J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 133: 108148.
- [3] Zhao S W, Xu D J. Effects of distributed propellers slipstream on aerodynamic characteristics of wing [C]//The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Singapore: Springer, 2019: 255-267.
- [4] Wu J, Gao F, Li S W, et al. Conceptual design and optimization of distributed electric propulsion general aviation aircraft [J]. Aerospace, 2023, 10(5): 387.
- [5] 孙宗燕, 王强, 乔伟, 等. 电动飞机分布式螺旋桨-机翼设计分析方法研究 [J]. 航空科学技术, 2024, 35(1): 53-64.
- [6] Kinney D. VSPAERO theory, validation, and features [EB/OL]. (2023-08-01) [2024-03-12]. https://openvsp.org/wiki/lib/exe/fetch.php?media=workshop23:2023_workshop_theory.pdf, 2020.
- [7] McDonald R. OpenVSP Download Main Page [EB/OL]. (2023-07-24) [2024-03-12]. <https://openvsp.org/download.php>, 2024.
- [8] Anderson J D. Fundamentals of Aerodynamics [M]. New York: McGraw Hill, 2016.
- [9] Drela M. Flight Vehicle Aerodynamics [M]. Cambridge: MIT Press, 2014.
- [10] 成志勇, 杨佑绪, 张兴翠, 等. 分布式电推进飞机概念方案气动特性快速评估方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(11): 3047-3058.
- [11] Resende G J, Malatesta V, Savio M C, et al. Wing's aerodynamic characteristics due to distributed propulsion over the wingspan [J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2023, 45(9): 495.
- [12] 杨康, 项松, 刘远强, 等. 基于MRF模型的旋翼桨叶气动特性分析与试验 [J]. 实验力学, 2017, 32(6): 859-864.
- [13] Litherand B. VSPAERO Tutorial [EB/OL]. (2015-07-01) [2024-04-08]. <https://openvsp.org/wiki/doku.php?id=vspaerotutorial>, 2015.
- [14] Brandt J B, Deters R W, Ananda G K, et al. UIUC Propeller Database [EB/OL]. (2015-03-02) [2024-03-13]. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>, 2015.
- [15] McDonald R. OpenVSP Hangar [EB/OL]. (2022-11-30) [2024-06-26]. <https://hangar.openvsp.org>, 2023.
- [16] Hartman E P, Biermann D. The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 Blades of Clark Y and R.A.F. 6 airfoil sections [R]. Springfield: National Technical Information Service, 2013.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)