

电推进涵道风扇气动快速求解方法及性能分析研究*

刘乾¹, 刘汉儒^{1,2}, 尚珣¹, 王掩刚¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 中国空气动力研究与发展中心 气动噪声控制重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要: 随着绿色航空发展, 为了能在设计阶段快速获得涵道风扇气动性能参数和非定常流场特征, 有必要开发一种高效的数值求解方法。基于小型电推进风扇内流弱可压和尾迹耗散特性, 本文将转子和涵道的面元与尾迹涡粒子耦合, 使用面元法求解固壁流场, 使用涡量输运方程求解远场尾迹传播特征, 克服了有限体积法尾迹耗散快的问题。研究表明, 本文发展的面元-涡粒子耦合方法对涵道风扇叶表压力与有限体积法趋势一致, 整体推力误差为7.83%, 能满足工程快速预测需求。本文发展的高效非定常计算方法的尾迹计算数值耗散低, 能揭示更为复杂的非定常流动现象, 仿真结果显示风扇涵道对尾迹发展有明显约束, 而当尾迹传播至外部时, 涡量呈现出明显的收缩和对称分布特征。在计算效率方面, 本文发展的耦合方法非定常计算效率高, 计算相同非定常时间步耗时仅为有限体积法的1/6, 具有潜在的涵道动力非定常设计应用价值。

关键词: 电推进系统; 涵道风扇; 面元-涡粒子法; 非定常气动计算; 快速预测方法

中图分类号: V211.45 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 03-2209009-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209009

1 引言

全球航空飞行器数量的日益增长对飞行器高效低噪声设计的要求越来越高, 美国航空航天局和欧盟分别在飞机的高效、节能、低噪声等方面提出了更高的要求^[1]。电推进系统对电能的利用率超过70%^[2], 其高气动效率可以满足节能和降噪的需求, 但电推进新概念气动布局对动力装置的仿真也带来了新的挑战, 如飞行器中多个涵道风扇推进单元及动力-机身耦合作用。对于此类非定常问题, 优化设计的计算成本更大^[3]。因此, 在新概念飞行器推进系统非定常性能设计中, 发展高效快速而非经验模型的数值计算方法具有重要意义。

面元法使用 Green 函数将势函数拉普拉斯方程求解转化为有固壁影响的空间势流场求解, 是目前计算精度最高的势流方法^[4]。刘业宝^[5]使用面元法对水下螺旋桨的流动和声学特性进行评估, 证实使用面元法能实现流动性能的快速预测, 但预设几何

形状的尾迹面元与叶尖涡实际发展状态有差别。Kinnas 等^[6]发展出自适应尾迹面元算法, 进一步提高了面元法预测精度, 但同时也提高了计算成本。

为了避免使用耗时较长的自适应面元尾迹模型, 王红波等^[7]使用涡粒子法模拟螺旋桨尾迹, 并分析旋转的涡粒子尾迹与机翼的干涉作用, 结果表明使用涡粒子模型可以准确模拟出尾迹滑流作用。谭剑锋等^[8]使用面元-涡粒子法对直升机悬停和前飞工况中的非定常气动特性进行模拟, 获得了明显的叶梢、叶根涡, 证实使用涡粒子法能获得准确的尾迹发展规律。胡昊等^[9]使用面元-涡粒子法对风力机气动特性进行计算, 并将不同叶高处的压力分布、推力、扭矩和实验测试结果对比, 结果表明使用面元-涡粒子法可以实现对螺旋桨气动性能的高效预测。

国外研究方面, Baltazar 等^[10]曾使用面元-涡粒子法预测导管螺旋桨性能, 发现尾迹仿真准确与否对性能的预测精度极为重要, 其研究表明有厚度的尾迹模型比无厚度尾迹模型更接近真实尾迹。Willis

* 收稿日期: 2022-09-05; 修订日期: 2023-01-28。

基金项目: 中国空气动力研究发展中心气动噪声控制重点实验室开放课题资助 (ANCL20210203)。

作者简介: 刘乾, 博士生, 研究领域为叶轮机械降维计算方法。

通讯作者: 刘汉儒, 博士, 副教授, 研究领域为叶轮机械气动噪声及气动不稳定流动控制。E-mail: hrliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘乾, 刘汉儒, 尚珣, 等. 电推进涵道风扇气动快速求解方法及性能分析研究[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 2209009. (LIU Q, LIU H R, SHANG X, et al. Fast aerodynamic prediction method and performance of electrically driven duct fan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2209009.)

等^[11]使用面元-涡粒子混合方法对翼身振动问题进行求解并获得准确结果,并对不规则形状面元的坐标变换和基于八叉树的涡粒子加速算法进行详细论述。Chatelain 等^[12]使用 10^{10} 量级的涡粒子对翼尖涡进行模拟,发现涡粒子能准确模拟叶尖涡结构,但是涡粒子计算量随粒子数量以平方数量级增长,消耗大量计算资源。

除此之外,Opoku 等^[13]开发非定常面元-涡粒子仿真平台 GENUVP,将该平台分别与 FW-H 方法结合实现空气螺旋桨气动噪声的高效预测,与结构强度组件结合实现机翼的气动弹性问题求解。王超等^[14]使用面元法和叶尖涡流噪声模型,分别预测 3 叶、4 叶、5 叶螺旋桨的水动力特性和噪声,结果证实预测结果与实验结果符合良好。上述工作证明面元-涡粒子法可以为声学 and 气动弹性问题快速提供非定常气动参数输入,其工程应用效益值得进一步研究。

在过去工作中,面元-涡粒子法被广泛用于飞翼、开式螺旋桨的气动性能预测,将其用于内流仿真时,涡粒子与面元干涉问题会引起求解不稳定或计算误差,有必要探究对该方法在涵道风扇仿真中的适用性。

本文将边界单元法与涡粒子法耦合,以某型涵道风扇为研究对象,评估使用该混合方法进行非定常气动计算方面的效能,并结合该风扇的气动仿真结果分析涵道风扇流场特征和该方法的工程实用价值。

2 理论方法

在理论方法部分将论述面元法和涡粒子法的原理,详细讨论面元法和涡粒子法的耦合过程。除此之外,该部分也对面元离散方法、面元-面元、面元-涡粒子、涡粒子-涡粒子间诱导作用的处理方法作出阐释。

2.1 面元法

面元法以流体连续性假设和空间势函数为基础,使用格林函数求解三维速度势函数的拉普拉斯方程,将三维空间流场求解降为二维面元势流强度求解。其中,速度势函数的拉普拉斯方程为

$$\nabla^2 \varphi = 0 \quad (1)$$

引入 Green 函数求解方程(1),对固壁上 P, Q 两点间有势函数方程为

$$-4\pi E\phi(P) = \iint_s \left[\phi(Q) \frac{\partial}{\partial n_Q} \left(\frac{1}{R_{PQ}} \right) - \frac{\partial \phi(Q)}{\partial n_Q} \frac{1}{R_{PQ}} \right] dS \quad (2)$$

边界条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial \phi}{\partial n_Q} + \mathbf{V}_0 \cdot \mathbf{n}_Q = 0 & \text{on } S_B \\ \nabla \phi \rightarrow 0 & \text{when } S_\infty \rightarrow \infty \\ \frac{\partial \phi}{\partial n_{Q_{wu}}} + \frac{\partial \phi}{\partial n_{Q_{wl}}} = 0 & \text{on } S_w \end{cases} \quad (3)$$

使用偶极子和源等势流单元表示速度势,从式(2)得到式(4),其中 ϕ 代表速度势函数, \mathbf{n} 为曲面法向量, w 代表尾迹, u 和 l 分别代表尾迹的上、下表面,即

$$4\pi E\phi(P) = \iint_{S_b} \left[\phi(Q) \frac{\partial}{\partial n_Q} \left(\frac{1}{R_{PQ}} \right) + (\mathbf{V}_0 \cdot \mathbf{n}_Q) \frac{1}{R_{PQ}} \right] dS + \Delta\phi(Q_w) \frac{\partial}{\partial n_{Q_w}} \left(\frac{1}{R_{PQ}} \right) dS \quad (4)$$

$$\Delta\phi(Q_w) = \varphi(Q_{wu}) - \varphi(Q_{wl}) \quad (5)$$

势流单元间距较小时,诱导速度计算容易出现奇异,导致计算不准确甚至发散。在涵道风扇中,叶片和涵道风扇的面元、叶尖、叶根脱落涡粒子与涵道风扇面元之间极易产生面元-面元、涡粒子-面元的穿透,这种奇异单元穿透带来的数值计算不稳定是面元-涡粒子法用于内流仿真的问题之一。

为了平衡诱导速度的计算精度和计算稳定性,如图 1 所示,在式(6)中引入涡丝半径 r , r 比 h 低 1 个数量级,能改善数值计算奇异性,并且不影响诱导速度计算精度。

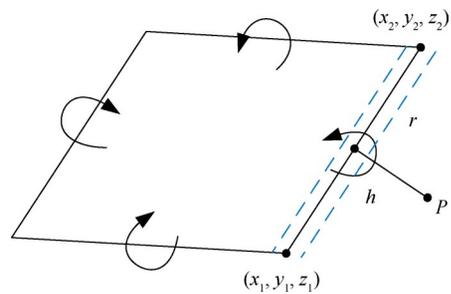


Fig. 1 Panel and equivalent vortex filament

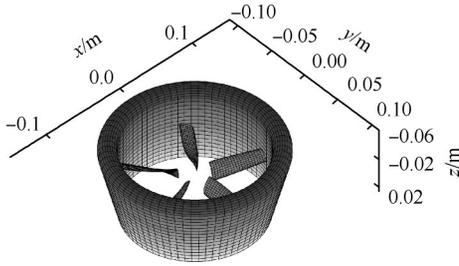
$$\mathbf{V} = \frac{\gamma}{4\pi} \left(\frac{1}{1 + \left(\frac{r}{h} \right)^4} \right) \frac{\mathbf{R}_1 \times \mathbf{R}_2}{|\mathbf{R}_1 \times \mathbf{R}_2|^2} \mathbf{R}_0 \cdot \left(\frac{\mathbf{R}_1}{|\mathbf{R}_2|} - \frac{\mathbf{R}_2}{|\mathbf{R}_1|} \right) \quad (6)$$

如式(6)所示, \mathbf{R}_1 是涡线段起点和场点之间的空间向量, \mathbf{R}_2 是涡线段终点和场点之间的空间向量, \mathbf{R}_0 是涡线段起点和终点间的空间向量, h 是场点和涡线段之间的垂直距离。

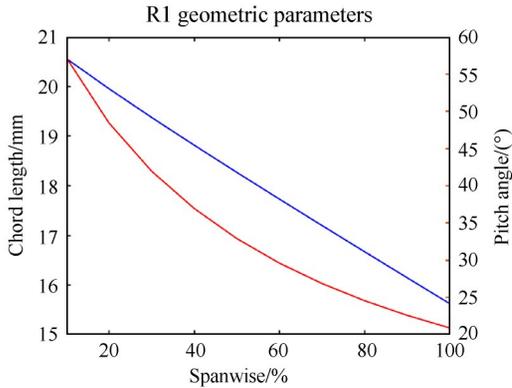
某型涵道风扇的设计参数如表1所示,几何示意图如图2所示。

Table 1 Geometry parameters of duct fan

Parameter	Value
Blade number	5
Outer diameter radius/mm	77
Inner diameter radius/mm	19
Blade tip/mm	0.5
Design rotating speed/(r/min)	8000



(a) Panel elements of duct and fan blade



(b) Chord length and pitch angle distributions of fan blade

Fig. 2 Panel discretization and geometry properties of duct fan

在将叶片几何离散为面元时,把尾缘处理成尖尾缘,并适当增大前尾缘面元密度和涵道风扇唇口处面元密度。在处理叶顶间隙时,由于转子叶片与涵道的间隙为0.5 mm,选择叶尖面元与涵道面元间隙为0.5 mm。

2.2 涡粒子法

涡粒子法是一种无网格的涡方法,基于不可压 Navier-Stokes 方程,对速度取散度后可以得到涡量输运方程,其中 \mathbf{v} 和 $\boldsymbol{\omega}$ 分别代表速度和涡量,即

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} = \boldsymbol{\omega} \cdot \nabla \mathbf{v} + \mathbf{v} \cdot \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (7)$$

将空间中的涡量使用涡粒子离散,设第 i 个涡粒子的强度和位置分别为 α_i 和 \mathbf{x}_i ,则涡量场可以离散为

$$\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) = \sum_{i=1}^{N_p} \xi_\sigma(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) \alpha_i \quad (8)$$

式中涡粒子强度 α 用涡量和体积代替,这里的 ξ_σ 是使涡量光滑分布的磨光算子,也可以称作涡粒子的光滑核函数,在目前的计算中大多使用高斯形式的核函数^[15]为

$$\xi_\sigma = \frac{1}{\sigma^3 (2\pi)^{3/2}} e^{-\frac{\rho^2}{2\sigma^2}} \quad (9)$$

涡粒子法把粒子发展和旋涡拉伸、粘性耗散求解过程分成位置变化和涡强变化两部分迭代进行, N_p 代表粒子数量,即

$$\frac{d\mathbf{x}_j}{dt} = \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq j}}^{N_p} \mathbf{K}(\rho) (\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) \times \alpha_i(t) \quad (10)$$

$$\frac{d\alpha_j}{dt} = \alpha_j \cdot \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq j}}^{N_p} \nabla \mathbf{K}(\rho) (\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) \times \alpha_i(t) +$$

$$\frac{2V}{\sigma^2} \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq j}}^{N_p} (v_j \alpha_i - v_i \alpha_j) \xi_\sigma(\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) \quad (11)$$

式(10)中 $\rho = |\mathbf{x} - \mathbf{x}_j|/\sigma$ 是无量纲长度参数, $\mathbf{K}(\rho)$ 是用于计算诱导速度的核函数,并且有

$$G(\rho) = \frac{1}{4\pi\rho} \operatorname{erf}\left(\frac{\rho}{\sqrt{2}}\right) \quad (12)$$

其中

$$\operatorname{erf}(s) = 2 \int_0^s e^{-v^2} \frac{dv}{\sqrt{\pi}} \quad (13)$$

本文中使用时四阶 Runge-Kutta 算法求解式(10)和式(11)。求解涡量输运方程时,为了保证求解收敛,需要满足的充分条件之一是重叠条件^[16],让任意两个相邻涡粒子半径间有交叉。这里使用不变涡核半径,设置重叠系数 C_σ 为1.2,保证涡粒子传播过程中不会因为涡量传递计算奇异而导致求解发散。

使用光滑核函数能确定空间中涡量的分布情况,所以核函数的类型会显著影响数值计算精度。根据矩特性判断光滑核函数的精度,如图3所示,找到满足精度的核函数,表2中 r 代表核函数精度, R 代表涡诱导距离。 r 阶精度的光滑核函数有如图3所示特征^[17]。

如前所述,这里使用具有二阶精度的高斯分布函数 ξ_σ 保证数值计算的准确性,该函数可以实现涡量集中并且降低计算成本。

为了比较面元-涡粒子法(Panel-Vortex Particle Method, PVM)和面元法的计算精度,接下来结合不同攻角下 NACA0012 标准翼型试验数据做分析。

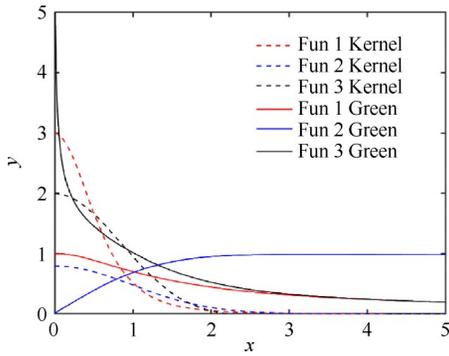


Fig. 3 Kernel and Green functions

Table 2 Commonly used smooth function and corresponding Green function

Type	$4\pi\xi(R)$	$4\pi G(R)$
Fun1 $r=0$	$\frac{3}{(R^2 + 1)^{5/2}}$	$\frac{1}{(R^2 + 1)^{1/2}}$
Fun2 $r=2$	$\left(\frac{2}{\pi}\right)^{1/2} e^{-R^2/2}$	$\frac{1}{R} \operatorname{erf}\left(\frac{R}{2^{1/2}}\right)$
Fun3 $r=4$	$\left(\frac{2}{\pi}\right)^{1/2} \left(\frac{5}{2} - \frac{R^2}{2}\right) e^{-R^2/2}$	$\frac{1}{R} \left(\operatorname{erf}\left(\frac{R}{2^{1/2}}\right) + \frac{R}{(2\pi)^{1/2}} e^{-R^2/2} \right)$

如图 4, 对比不同攻角下面元法、面元-涡粒子法、试验的压力系数, 可以发现:

(1) 来流攻角小于等于 10° 时, 面元-涡粒子法和面元法的计算结果均能与试验数据符合良好。

(2) 来流攻角为 15° 时, 在吸力面前缘位置, 面元法求出的压力系数突降至 -10 , 而面元-涡粒子法的压力系数与实验结果符合更好, 最大误差不超过 8%。

与试验数据对比, 证实当来流攻角小于 10° 时, 面元-涡粒子法和面元法均能准确预测标准翼型表面压力系数; 当来流攻角增至 15° 时, 面元-涡粒子法比面元法的计算误差更小。说明本文开发的面元-涡粒子法能用于较大攻角下叶片气动性能的快速预测。

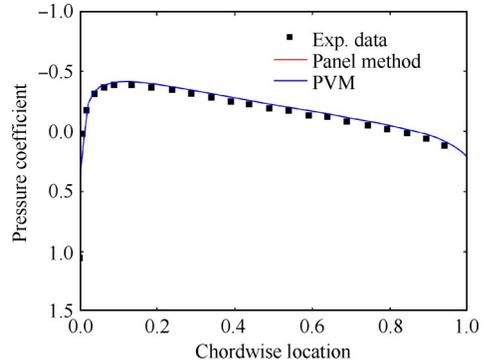
2.3 面元法和涡粒子法耦合过程

为了获得准确的尾迹传播过程, 使用自由发展的涡粒子尾迹模型, 模拟涡量的自由传播过程^[17], 即

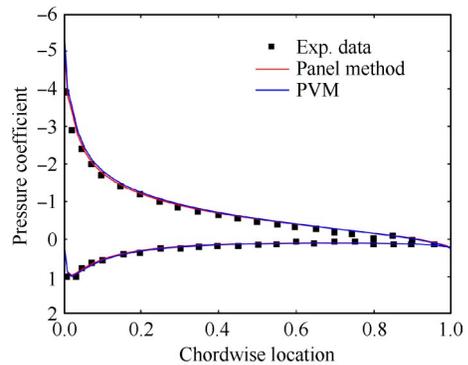
$$\nabla \cdot \iint_s \mu \frac{\partial G}{\partial \mathbf{n}} dS = -\nabla \cdot \iint_s G \gamma dS - \nabla \cdot \oint_c G \gamma d\mathbf{x} \quad (14)$$

式(14)中 μ 和 γ 分别代表面元偶极子强度和涡强分布密度, \mathbf{n} 为曲面法向量。根据式(14)方法, 把尾迹面元的四条边转化为涡丝, 将涡丝中点等效为涡粒子的空间位置, 涡丝的强度等效为涡粒子强度。为了更好地满足 Kutta 条件, 添加一系列缓冲尾迹面元, 作为面元法和涡粒子法的过渡。将第一列面元外侧的边等效为涡线 (红色线段), 其余三条边转化为涡粒子,

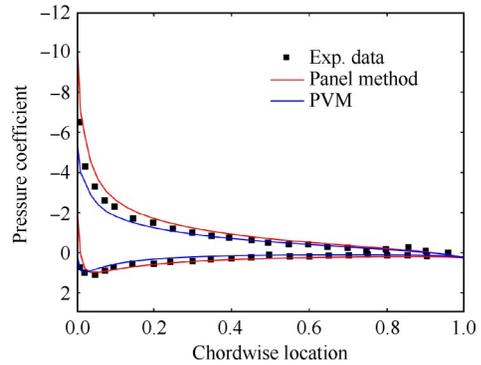
使之同时满足固壁面元和尾迹涡粒子的涡量守恒, 转化过程如图 5。



(a) Attack angle of 0°



(b) Attack angle of 10°



(c) Attack angle of 15°

Fig. 4 Comparison of pressure coefficient under situations with different attack angle^[18]

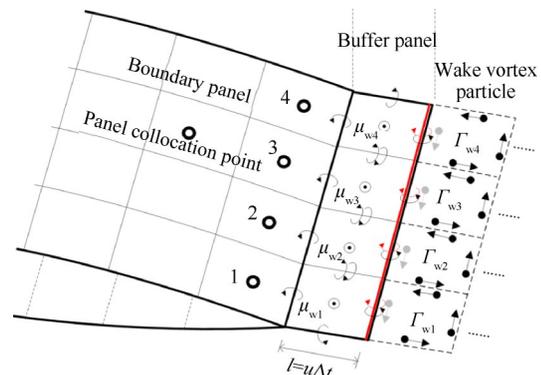


Fig. 5 Wake panels change into vortex particles

在面元法和涡粒子法的耦合求解过程中,涡粒子产生的诱导速度叠加入面元自由来流速度,直接影响面元的源汇分布情况;面元在各涡粒子处产生诱导速度,该速度被作为涡粒子的自由来流速度,用于求解涡粒子的输运过程。具体迭代过程见图6。

3 结果与讨论

为了保证涵道风扇数值仿真的准确性,需要合理划分网格,网格如图7所示。叶片拓扑结构采用H-O-H型结构化网格,在壁面附近划分边界层网格,保证壁面第1层网格满足 $y^+ \approx 1$,网格数量为154万。

使用有限体积法针对涵道风扇数值仿真时,求解基本控制方程为非定常雷诺时均Navier-Stokes方程,湍流模型选择 $k-\omega$ SST模型。进口边界条件设置为进口速度20 m/s,进口静温为300 K,出口边界条件设置为出口平均静压101 325 Pa。采用定常计算收敛后的流场作为初场做非定常求解,在非定常计算周期性振荡后开始采集计算结果。

3.1 压力分布

对涵道风扇进行流量、压比实验,换算后获得风扇推力。分别使用有限体积法和面元-涡粒子法进行涵道风扇气动性能数值仿真,并将推力换算为拉力系数,该试验中的定义如下^[19]

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (15)$$

式(15)中 T 是涵道风扇的推力, ρ 是来流密度, n 是风

扇转速, D 是风扇直径。

由表3可知,有限体积法和面元-涡粒子法计算结果与试验结果的相对误差均低于10%,其中面元-涡粒子法相对误差为7.83%,证实面元-涡粒子法能够实现风扇推力的准确预测。

图8中展示了使用面元-涡粒子法获得的涵道风扇静压分布规律。图9展示了50%叶高处的转子静压分布对比,图例中PVM和FVM分别代表面元-涡粒子法和有限体积法的计算结果。

从图9发现,使用面元-涡粒子法与有限体积法解出的压力分布趋势基本一致,在叶片吸力面前缘处和叶片压力面尾缘处面元法解出的结果稍有误差;尾缘处面元法求解误差偏大,说明从尾迹面元到涡粒子的转化需要优化,面元-涡粒子法求出的推力略小于有限体积法,能满足仿真精度要求。

3.2 尾迹流场

使用涡粒子法可以看到涵道风扇下游的尾迹涡量传播和分布形态。从图10中看出,涵道风扇叶片脱落出的涡在下游对称分布形成涡管,并且涡管随着传播逐渐收缩。叶尖涡发展明显受到机匣限制,导致涵道风扇的叶尖涡形态与开式转子有明显不同。

如图11所示 z 轴坐标-0.05 m处的涡量分布,能看到明显的叶根与叶尖脱落涡,每组脱落涡与一个叶片对应。由于叶片具有相位差,脱落涡的形态不一定完全呈现出轴对称特征。除此之外,在涵道风扇非定常流场中,叶根涡强度可能较强,而开式转子流场中叶尖涡强度更高,二者有一定差别。

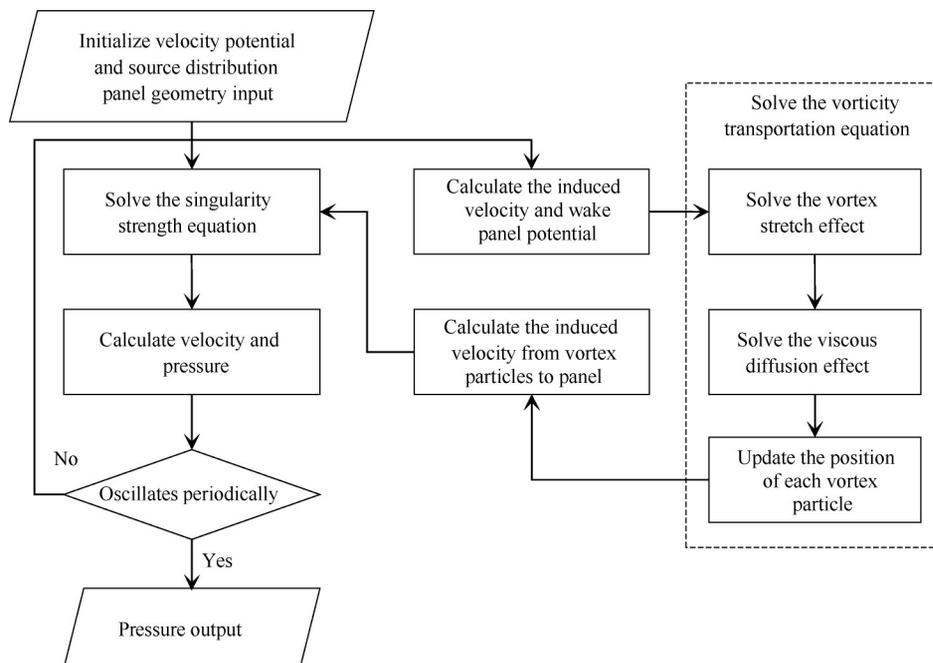


Fig. 6 Coupling of panel method and vortex particle method

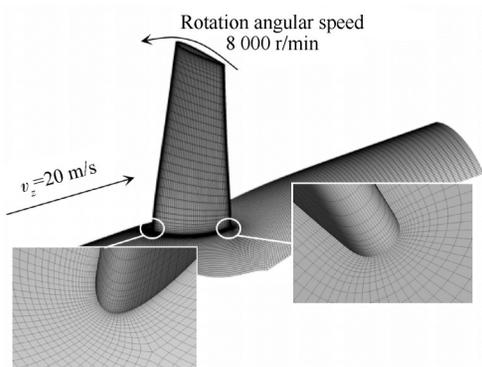


Fig. 7 Mesh for finite volume method

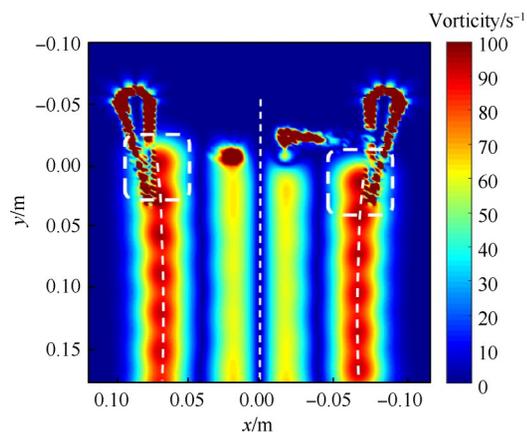


Fig. 10 Vorticity distribution in vertical section

Table 3 Comparison of thrust

Method	C_T	Relative error/%
Experiment	0.332	No
FVM	0.313	6.10
PVM	0.308	7.83

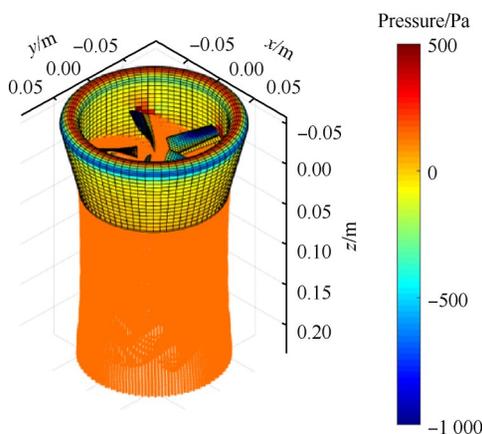


Fig. 8 Static pressure distribution for PVM

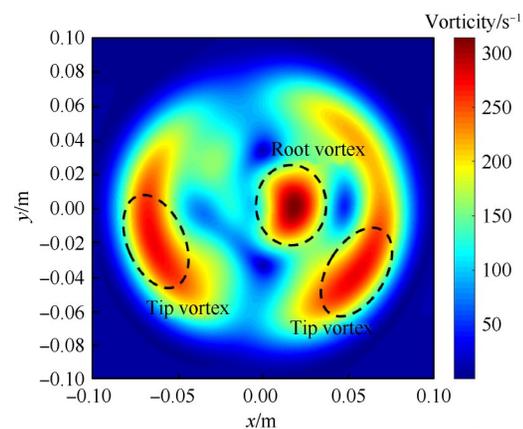


Fig. 11 Vorticity distribution in axial section

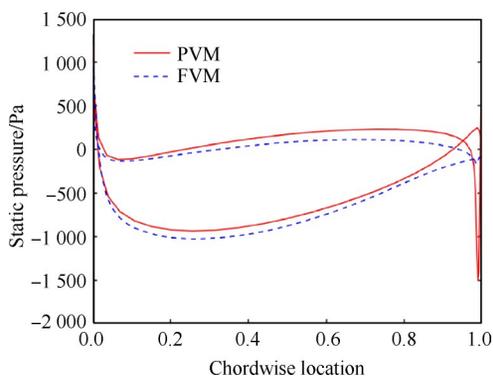


Fig. 9 Static pressure of blade in 50% span

Table 4 Time cost comparison of PVM and FVM

Method	PVM	FVM
Panel-vortex particle/mesh quantity	6 500/7 200	1.54×10^6
CPU quantity for parallelization	8	28
RAM requirement/G	32	16
Time cost per step/s	14	25

3.3 计算资源需求

为了评估面元-涡粒子法的计算效率,对比分别使用有限体积法与面元-涡粒子法计算相同时间步的耗时情况。数值计算在同一台服务器上完成,服务器的CPU型号是Intel(R) Xeon(R) Gold 6132 CPU @ 2.6 GHz,运算性能参数对比如表4所示。

在面元-涡粒子方法中,使用矢量化数组求解方法可以有效提高速度势方程求解速度,通过对多行面元和涡粒子分块编号,可以单次获得多个势流单元计算结果。

如表4所示,相比于面元-涡粒子法的单个时间步计算核时,使用有限体积法求解需要耗费6.25倍的时间。在计算内存方面,使用面元-涡粒子法需要耗费更多的内存储存面元和涡粒子信息,并且储存空间直接受到面元离散密度、计算时间步长和涡粒子尾迹长度影响。

在面元-涡粒子法中,计算量与势流单元数量的倍数呈现出二次方倍数关系。当时间步长缩小时,为了保证涡粒子尾迹长度诱导作用足够强,需要适当增加涡粒子排数,此时计算量和内存占用会明显增长。

4 结 论

在本文中使用了面元-涡粒子法求解涵道风扇非定常气动特征,根据面元-涡粒子法仿真结果,获得结论如下:

(1)面元-涡粒子法适用于风扇叶尖马赫数小于0.3、与设计工况偏差不大的工况,对于强压缩性和大攻角条件适用性需要谨慎对待。

(2)使用面元-涡粒子法能获得与有限体积法结果相符的叶表静压、叶片推力等气动性能参数。与试验结果对比,推力相对误差为7.83%,能满足工程需要。除此之外,使用涡粒子尾迹模型可以获得精细清晰的尾迹涡量分布形态。

(3)尾迹在涵道内传播过程中,涵道对叶尖涡的形成和发展有明显的抑制作用。当尾迹传播至风扇下游时,叶尖涡半径随之减小收缩。

(4)面元-涡粒子法的求解效率比有限体积法高。非定常计算中,面元-涡粒子法的CPU单时间单核耗时约为有限体积法的1/6。

综上,本文方法适合用于叶轮机械叶片静压、推力等气动参数的快速预测,指导设计阶段的方案调整,有一定工程应用潜力。后续工作中将考虑把该方法与噪声模型结合开发气动-声学快速预测模型,并融合边界层模型进一步提高预测精度。

致 谢:感谢中国空气动力研究发展中心气动噪声控制重点实验室开放课题的资助。

参考文献

- [1] DAVIES K, NORMAN P, JONES C, et al. A review of turboelectric distributed propulsion technologies for N+3 aircraft electrical systems[C]. Piscataway: 48th International Universities' Power Engineering Conference, 2013.
- [2] HUANG J, YANG F. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68.
- [3] 王年华, 常兴华, 赵 钟, 等. 非结构CFD软件MPI+OpenMP混合并行及超大规模非定常并行计算的应用[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 190-204.
- [4] KINNAS S A, FINE N E. A nonlinear boundary element method for the analysis of unsteady propeller sheet cavitation[C]. Seoul: Proceedings of the 19th Symposium on Naval Hydrodynamics, 1994.
- [5] 刘业宝. 水下航行器泵喷推进器设计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
- [6] KIM S, KINNAS S, DU W. Panel method for ducted propellers with sharp trailing edge duct with fully aligned wake on blade and duct[J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2018, 6(3).
- [7] 王红波, 祝小平, 周 洲, 等. 基于非定常面元/黏性涡粒子法的低雷诺数滑流气动干扰研究[J]. 航空学报, 2017, 38(4): 101-111.
- [8] 谭剑锋, 王浩文, 吴 超, 等. 基于非定常面元/黏性涡粒子混合法的旋翼/平尾非定常气动干扰[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 643-656.
- [9] 胡 昊, 宋小勇, 顾 波, 等. 基于面元-黏性涡粒子混合的风力机风轮气动计算[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1432-1439.
- [10] BALTAZAR J, CAMPOS J, BOSSCHERS J. Open-water thrust and torque predictions of a ducted propeller system with a panel method[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2012, 2012: 1-11.
- [11] WILLIS D J, PERAIRE J, WHITE J K. A combined pfft-multipole tree code, unsteady panel method with vortex particle wakes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2010, 53(8): 1399-1422.
- [12] CHATELAIN P, CURIONI A, BERGDORF M, et al. Billion vortex particle direct numerical simulations of aircraft wakes[J]. Computer Methods in Applied Mechanics & Engineering, 2008, 197(13): 1296-1304.
- [13] OPOKU D G, TRIANTOS D G, NITZSCHE F, et al. Rotorcraft aerodynamic and aeroacoustic modelling using vortex particle methods[C]. Toronto: 23rd International Congress of Aeronautical Sciences, 2002.
- [14] 王 超, 赵雷明, 孙 聪, 等. 基于势流理论的螺旋桨效率-噪声样本分析方法[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 210410. (WANG C, ZHAO L M, SUN C, et al. Efficiency-noise sample analysis method of propeller based on potential flow theory[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 210410.)
- [15] BEALE J T. A convergent 3-D vortex method with grid-free stretching[J]. Mathematics of Computation, 1986, 46(174): 401-424.
- [16] PLOUMHANS P, WINCKELMANS G S, SALMON J K, et al. Vortex methods for direct numerical simulation of three-dimensional bluff body flows: application to the sphere at $Re=300, 500, \text{ and } 1000$ [J]. Journal of Computational Physics, 2002, 178(2): 427-463.
- [17] ANDERSON C, GREENGARD C. On vortex methods[J]. Journal of the Society for Industrial & Applied Mathematics, Series B: Numerical Analysis, 1985, 22(3): 413-440.
- [18] LADSON C L, HILL S A. High Reynolds number transonic tests on a NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel[R]. NASA-TM-100527, 1988.
- [19] 闫文辉, 王雪晨, 周军伟, 等. 旋翼螺旋桨/机翼巡航状态气动干扰规律研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2):

290–297. (YAN W H, WANG X C, ZHOU J W, et al.
Aerodynamic interaction between rotor propeller and

wing in cruise state[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 290–297.)

(编辑:白 鹭)

Fast aerodynamic prediction method and performance of electrically driven duct fan

LIU Qian¹, LIU Hanru^{1,2}, SHANG Xun¹, WANG Yangang¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: With the development of green aviation, it is necessary to develop an efficient numerical solution method for the purpose of obtaining the performance parameters and unsteady aerodynamic flow field characteristics of duct fan quickly in the design stage. Based on the weak compressibility of low speed inner flow and wake dissipation property of small electric propulsion fan, panel elements from rotor and duct are combined with the wake particles in this research. The panel method is used to solve the flow field near the blade solid wall, and the vorticity transport equation is used to solve the far-field wake propagation characteristics, which overcomes the fast wake dissipation problem of the finite volume method. The results show that the relative error of thrust by panel-vortex particle method is 7.83%, and the static pressure from panel-vortex particle method developed in this paper is consistent with finite volume method, which proves this method meets the engineering fast prediction requirements. The method developed has low numerical dissipation in the wake calculation, which can reveal more complex unsteady flow phenomenon of duct fan, indicating that the duct has obvious constraints on the developing of wake. After the wake propagates outside, the vorticity shows contraction and symmetrical distribution characteristics. In terms of calculation efficiency, the panel-vortex particle method is efficient, and the time consumed is nearly 1/6 of that by finite volume method for simulating same unsteady time steps, and this proves panel-vortex particle method is suitable for unsteady aerodynamic design of duct fan.

Key words: Electrical propulsion system; Duct fan; Panel-vortex particle method; Unsteady aerodynamic computation; Fast prediction method

Received: 2022-09-05; Revised: 2023-01-28.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209009

Foundation item: Open Project Funding for the Key Laboratory of Aerodynamic Noise Control at the China Aerodynamics Research and Development Center (ANCL20210203).

Corresponding author: LIU Hanru, E-mail: hrlu@nwpu.edu.cn