# 涵道风扇部件耦合设计方法及初步应用 *

王思维[1]，王掩刚[1]，陈延俊[1]，刘汉儒[1]，和润生[2]

（1. 西北工业大学 动力与能源学院，陕西 西安 710072；
2. 中国航空工业空气动力研究院，黑龙江 哈尔滨 150001）

**摘　要**：涵道风扇是未来绿色航空动力的重要发展方向，快速、准确的涵道风扇设计方法成为工程领域的迫切需求。在传统的涵道风扇设计方法中，部件间的耦合效应需要建立在完善的三维数值计算或试验数据的基础之上。而本文发展了考虑涵道风扇关键部件耦合效应的设计方法，形成了涵道风扇一体化设计手段，并以此为基础开展了涵道风扇的一体化设计及验证工作。结果表明：相比于简单叠加设计方法，耦合设计使叶片推力设计误差由15%减小到3.5%；采用部件耦合方法设计的带有扩张喷管涵道风扇和等直径喷管涵道风扇的转静叶片推力设计误差满足工程需求，确认了部件耦合的设计方法正确传递了部件间的影响关系；通过试验对设计结果进行了推力校验，试验结果与设计点的总推力误差为1.25%，证明了本文发展的耦合设计方法的准确性。

**关键词**：耦合设计；涵道风扇；设计方法；风扇叶片；喷管

**中图分类号**：V211　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：1001-4055（2024）03-2208035-10

**DOI**：10.13675/j.cnki. tjjs. 2208035

## 1　引　言

为了助力国家“双碳”目标的实现，采用低碳排放的新型动力成为未来航空动力系统的发展方向。近些年来，电驱动涵道风扇动力装置吸引着包括航空运输[1-2]、农业、军用领域以及学术界[3]的广泛关注。因此，满足宽速域、高效能的涵道风扇设计方法亟待发展[4]。

传统压气机是基于子午流面理论进行的设计，其理念是追求如何将轴功最大化转化为压缩功，以确保转子系统的压比、效率和裕度的最优[5-6]。涵道风扇本质上也是增压的叶轮机械系统，但由于应用场景的差异，其设计理念变为如何将轴功最大化地转化为推进功的问题，基于子午流面理论的压气机设计手段难以满足这一需求。升力线方法以追求将轴功转换为推进功的最大化[7]，可以弥补子午流面理论在该类型动力单元设计方面的不足。

以无黏不可压假设为基础的势流理论经过近几十年的补充与完善，不失为一种在低速气动领域用于分析流场的绝佳工具[8]。得益于计算机技术的发展，基于算法[9]及硬件[10]的势流仿真提速手段层出不穷，大幅降低的时间成本使得基于势流手段的三维直接优化设计成为可能。势流理论尾迹计算的无网格特性，避免了数值耗散的影响[11]，对空气黏性产生的尾迹真实扩散效果具有极佳的计算精度[12]。从当前研究进展来看，势流理论值得研究人员投入更多精力，进一步审视其在气动设计领域的重要价值。

在势流理论的具体应用中，针对叶片部件设计有势流理论的反问题方——升力线方法[13-14]，针对进、排气部件的曲面绕流问题有势流理论的正问题方法——面元法[15]。从已有的文献上看，势流理论相比于其它方法有更大的潜力实现涵道风扇的一体化设计，是适用于本文研究对象的一种基础理论[16-17]。

关于涵道风扇叶片的设计，郭佳豪等[18]基于叶素动量理论，通过CFD计算对入流角及迎角进行修正并进行迭代设计，发展出了涵道风扇快速设计方法。Wang等[19]研究了镜像涡模型在模拟涵道表面时的数值误差传播特性，验证了基于镜像涡模型的环

* **收稿日期**：2022-08-12；**修订日期**：2023-03-29。
**基金项目**：西北工业大学重大集成创新项目支撑项目（D5000210938）。
**作者简介**：王思维，博士生，研究领域为高性能叶轮机械设计技术。
**通讯作者**：王掩刚，博士，教授，研究领域为高性能叶轮机械设计技术，内流流动控制。E-mail：wyg704@nwpu.edu.cn
**引用格式**：王思维，王掩刚，陈延俊，等. 涵道风扇部件耦合设计方法及初步应用[J]. 推进技术，2024，45(3)：2208035.（WANG S W，WANG Y G，CHEN Y J，et al. Components coupling design method and preliminary application of ducted fan[J]. Journal of Propulsion Technology，2024，45(3)：2208035.）

涡校正方法，并将其应用于涵道风扇叶片的升力线设计方法中，提高了涵道风扇叶片升力线方法的设计精度。

为得到满足工程需求的涵道风扇进、排气几何，叶坤等[20]基于动量源方法对涵道气动力进行快速评估，采用响应面模型及神经网络模型对NASA[21]涵道进行了优化设计，有效提高了涵道推力。王海童等[22]应用面元法结合自适应优化算法，开展了分布式涵道推进系统进气道过渡段的优化设计，将势流理论应用于流道曲面的设计之中。

在涵道风扇的整体设计中，最常采用的是将涵道风扇视作一个无人机，采用飞机的设计方法开展涵道风扇的设计。Ko等[23]建立了涵道和风扇叶片等部件的气动力、力矩模型，通过分析各部件的受力情况确定各部件设计参数，进而对部件进行设计，而各部件间的传递关系模型需要通过试验获得[24]。其设计方法已被美国海军用于Honeywell涵道风扇飞行器控制率的制定，并部署在伊拉克战场[23]。后来，Vasanthakumar等[25]提出了一种涵道风扇的总体设计方法，该方法首先确定涵道风扇的总体参数，随后采用叶素理论完成风扇叶片的设计，而涵道的设计参数的确定则直接根据动量定理进行计算。

从公开的研究中可以发现，涵道风扇的设计方法主要从部件出发，对进、排气和转、静子单独进行设计及优化，完成部件设计后对各部件进行简单叠加。部件间的耦合效应则由试验或者计算仿真获得，使得涵道风扇的设计迭代时间过长，设计效率偏低。在设计过程中，通过参数传递的方法引入部件间的耦合作用，建立高效的涵道风扇一体化设计方法，成为了行业发展的需求。

基于上述问题，本文研究了各部件间关键参数的传递规律，发展了以考虑涵道风扇部件耦合效应的一体化设计方法，形成了满足行业需求的涵道风扇高可靠设计手段。

## 2 部件耦合的一体化设计方法

涵道风扇各部件共同工作中，唇口影响着转静叶片的进气条件，喷管通过影响涵道风扇流量从而使其工作点发生改变，如何将唇口、风扇叶片、喷管这三部分之间的影响关系耦合在一起，实现涵道风扇的一体化设计，是本文要解决的主要问题。

### 2.1 基于动量理论的涵道风扇一维模型及部件耦合规律

涵道风扇的一维模型采用无黏不可压假设。从受力分析角度看，假设存在如图1(a)所示的控制体，其进口位于上游未受扰动的自由来流处，出口位于模型的出口截面。总推力为

$$F_t = \rho A_r \left( \frac{1}{R_A} v_2^2 - v_0 v_2 \right) \tag{1}$$

$$R_A = \frac{A_e}{A_r} \tag{2}$$

式中$\rho$为大气密度，$A_r$为叶片所在流道的截面积，$v_0$为来流速度，$R_A$为喷管面积比。

由式(1)得叶片流道内的轴向速度$v_2$为

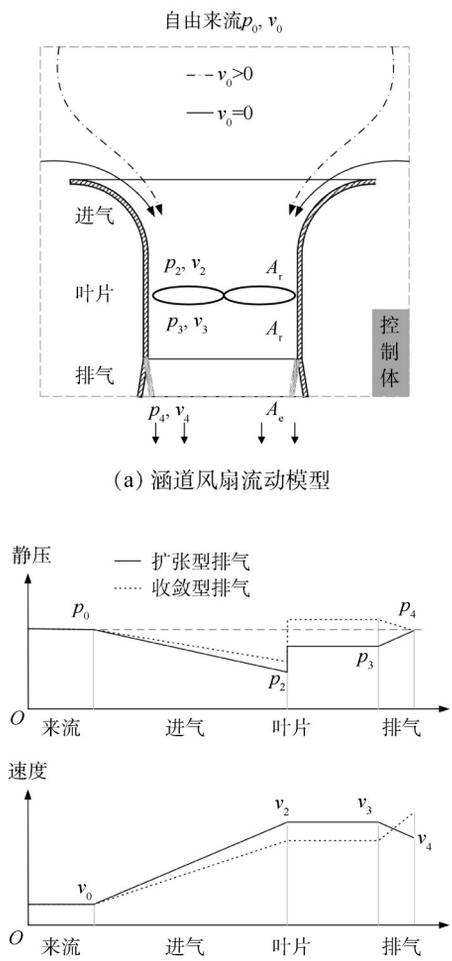
$$v_2 = \frac{1}{2} R_A v_0 + \sqrt{\frac{{R_A}^2}{4} v_0^2 + \frac{R_A}{\rho A_r} F_t} \tag{3}$$

根据动量定理，得到进气推力$F_I$，叶片推力$F_R$以及排气推力$F_O$分别为

$$F_I = \frac{1}{2} \rho A_r (v_2 - v_0)^2 \tag{4}$$

$$F_R = \frac{1}{2} \rho A_r \left( \frac{1}{{R_A}^2} v_2^2 - v_0^2 \right) \tag{5}$$

$$F_O = -\frac{1}{2} \rho A_r \left( \frac{1}{R_A} - 1 \right)^2 v_2^2 \tag{6}$$




(a) 涵道风扇流动模型

(b) 气动参数变化

**图1 涵道风扇一维模型参数变化**

明确涵道风扇部件间的耦合规律，有助于通过调整某一部件的参数，从而改变整个涵道风扇内的流动结构，进而改变涵道风扇部件推力、功率及力效等性能参数。

当总推力需求$F_t$，流道面积$A_r$，飞行速度$v_0$及环境参数$\rho$给定后，假设叶片无损失，结合式(1)~式(6)及图2可以得到，叶片流道内的轴向速度$v_2$与喷管面积比$R_A$成正相关关系，并且随着$R_A$的增大，唇口推力占比将会随之增大，风扇推力占比随之减小，而对于喷管，当$R_A$不等于1时，喷管都将产生负推力。研究涵道风扇部件推力随喷管面积比的变化规律，有助于在设计阶段通过调节喷管面积比改变涵道风扇部件的推力分配。研究叶片流道内的轴向速度随喷管面积比的变化规律，有助于在设计阶段通过调节喷管面积比确定进气、叶片和排气的压力、速度进出口边界条件，结合推力分配确定部件的设计点参数。

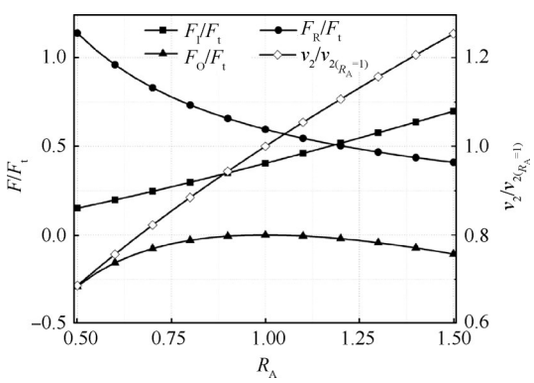



**图2　部件推力/轴向速度随喷管面积比变化曲线**

联立式(1)，式(5)得到叶片所需理想功率$P_R$及涵道风扇的功率载荷$P_L$为

$$P_R = F_R v_2 = \frac{1}{2}\rho A_r\left(\frac{1}{R_A{}^2}v_2^3 - v_0^2 v_2\right) \tag{7}$$

$$P_L = \frac{F_t}{P_R} = \frac{2(R_A v_2 - R_A{}^2 v_0)}{v_2^2 - R_A{}^2 v_0^2} \tag{8}$$

式(7)，式(8)以及图3表明，在特定推力需求$F_t$给定时，随着喷管面积比的增大，总功率需求将会下降，与之对应的，此时功率载荷将随着喷管面积比的增大而提高，即同样的功率可产生更高的推力，这也正是涵道风扇通常使用扩张喷管的重要原因。

综合以上分析可以得出，涵道风扇排气面积越大越有利于功率的降低及功率载荷的提高，但在实际中受到逆压梯度及喷管壁面黏性的影响，喷管面积比不可能无限制地提高，过大的面积比将会使气流在喷管处产生分离流动进而堵塞出口面积，从而

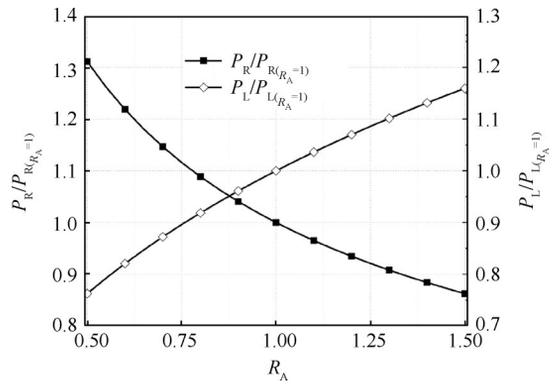



**图3　叶片功率/功率载荷随喷管面积比变化曲线**

降低了实际喷管面积比。因此，在涵道风扇设计过程中，需要采用涵道风扇部件耦合的设计方法，通过迭代求解，确定准确的面积比，进而通过叶片流道内的轴向速度$v_2$求解流量和压力参数，确定各部件的设计点参数。

## 2.2　涵道风扇部件耦合的设计方法

一般采用部件叠加的方法设计某个完整动力装置时。首先，通过建立各部件及总体的一维性能评估模型，确定各部件的设计点。其次，以各部件的既定参数为目标进行优化及设计。这一方法所使用的一维模型，是根据各部件所遵循的气动热力学规律，通过部件间的输入、输出关系和气动约束关系而建立的。然而这一关系的建立往往依赖可靠的三维数值计算或试验结果，从而将三维效应与黏性效应引入一维模型。因此采用部件叠加的方法对动力装置进行设计，需要建立在完善的三维数值计算或试验数据的基础之上，这些数据的获取需要消耗大量的时间、经济成本。

为降低涵道风扇的设计成本，本文发展了如图4所示的考虑部件耦合的涵道风扇设计方法。在设计过程中，首先通过部件间耦合关系的一维设计方法，考虑喷管面积变化对部件推力贡献及功率的影响关系，从而在进行各部件的三维设计之初确定较为准确的设计点参数。其次分别通过升力线方法完成叶片设计，通过面元-涡粒子方法完成唇口和喷管设计，在完成部件设计之后，通过面元-涡粒子这一势流方法完成一体化的气动性能快速评估。最终通过迭代设计实现设计工况下各部件的参数匹配。

部件耦合的设计方法与部件叠加方法的不同在于，部件间的参数传递将不在由试验或三维数值仿真数据给出，而是在三维设计过程中，通过对各部件进行迭代设计，使各部件的三维评估结果满足该工况下的边界条件，从而通过迭代设计完成风扇叶片

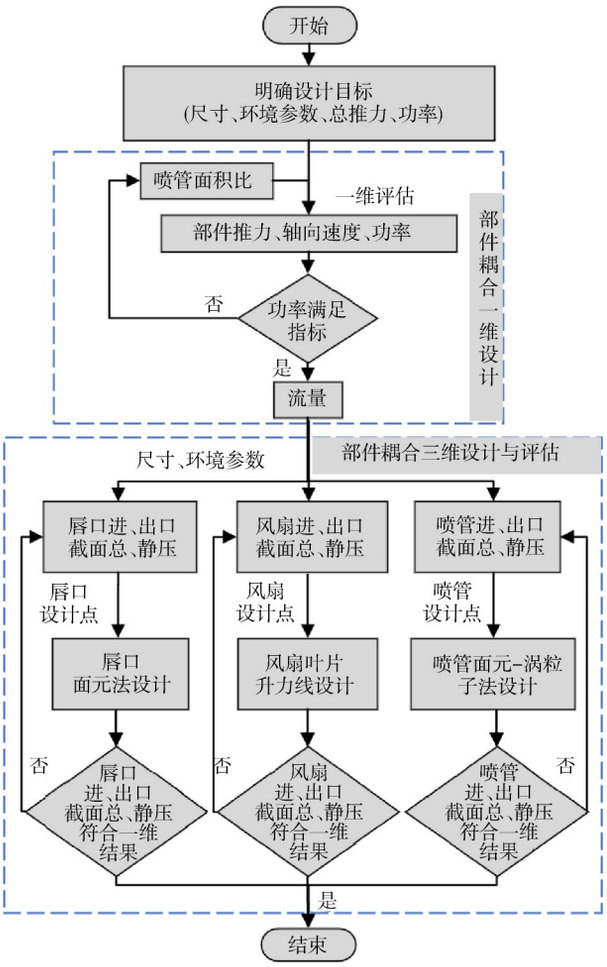



图4　涵道风扇部件耦合的设计方法

与唇口、喷管的相互耦合作用。

## 3　涵道风扇部件设计

涵道风扇主要气动部件包括唇口、叶片及喷管，下面将分别介绍叶片设计所采用的升力线方法、唇口和喷管设计所采用的面元-涡粒子方法。

### 3.1　叶片设计

叶片设计可被简要归纳为三个步骤：(1)明确设计目标，给出推力分布；(2)基于目标，准确预测叶片所在平面速度分布；(3)基于设计目标和速度分布确定截面翼型及扭转规律。其中升力线方法则是被用于第2步，在设计过程中起着承上启下的重要作用。

在尚无明确叶片几何的第2步，升力线方法采用如图5所示方法对问题进行抽象描述。空间中绕轴线旋转的各叶片首先被用数段具有特定环量强度的附着涡$\Gamma$代替。由于涡守恒的约束，从各附着涡两端随着自由来流向下游无限远处泄出螺旋形尾迹涡，即π型马蹄涡势流结构。最后将各马蹄涡在空间位置上重叠的部分进行合并，形成了仅由升力线及其尾迹涡系形成的经典抽象模型。

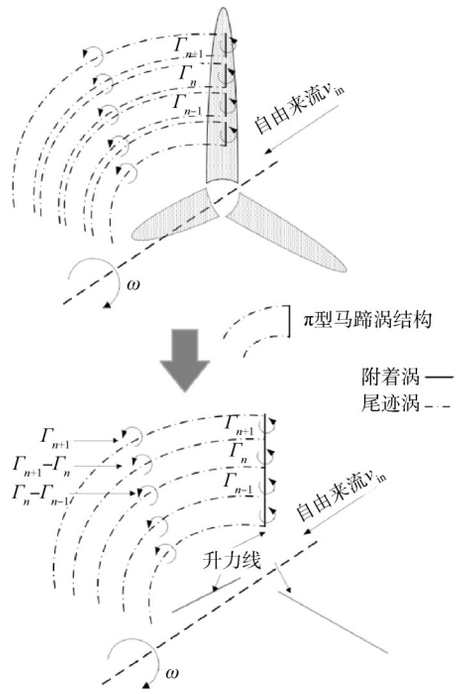



图5　经典升力线方法对叶片的抽象过程

对于图6的升力风扇叶型，自由来流速度$v_{in}=0$，轴向吸气效果完全由转子诱导作用产生。轴向诱导速度$u_a$在速度三角形的轴向分量权重将达到100%，升力线方法对其计算精度将完全决定速度三角形的形状，对后续的叶片几何造型将产生直接影响。这一精度问题对速度三角形的传递过程，关键在于分析构成速度三角形的轴向分量以及周向分量与各相对诱导速度之间的联系。

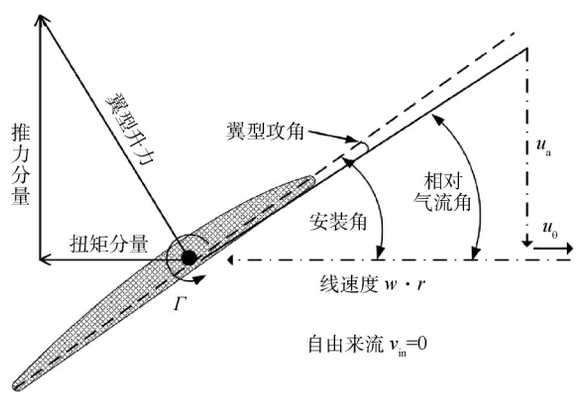



图6　升力风扇叶型速度三角形

针对附着涡系和尾迹涡系的诱导速度，采用周向平均以及刚性螺旋型尾迹假设，使用Lerbs[26]的方法即式(9)~式(17)计算轴向诱导速度$u_a$与周向诱导

速度$u_\theta$，以涵道半径$R$为参考，将空间中任意点半径$r_c$和各螺旋形尾迹的半径$r_v$无量纲化处理，式中$z$为当前级转子叶片数，$\Gamma$为涡系强度，$\beta$为螺旋尾迹的螺距角。

当$r_c < r_v$时

$$u_a = \frac{\Gamma}{2\pi R}\frac{z}{2r_c}\left(y - 2zyy_0F_1\right) \tag{9}$$

$$u_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi R}\frac{z^2}{r_c}y_0F_1 \tag{10}$$

当$r_c = r_v$时

$$u_{a1} = 0 \tag{11}$$

$$u_\theta = 0 \tag{12}$$

当$r_c > r_v$时

$$u_a = -\frac{\Gamma}{2\pi R}\frac{z^2}{r_c}yy_0F_2 \tag{13}$$

$$u_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi R}\frac{z}{2r_c}\left(1 + 2zy_0F_2\right) \tag{14}$$

其中

$$y = \frac{r_c}{r_v\tan\beta} \tag{15}$$

$$F_1 = -\frac{1}{2zy_0}\left(\frac{1+y_0^2}{1+y^2}\right)^{0.25}\cdot\left\{\frac{1}{u^{-1}-1} + \frac{\ln\left(1+\frac{1}{u^{-1}-1}\right)}{24z}\left[\frac{9y_0^2+2}{\left(1+y_0^2\right)^{1.5}} + \frac{3y^2-2}{\left(1+y^2\right)^{1.5}}\right]\right\} \tag{16}$$

$$F_2 = -\frac{1}{2zy_0}\left(\frac{1+y_0^2}{1+y^2}\right)^{0.25}\cdot\left\{\frac{1}{u-1} - \frac{\ln\left(1+\frac{1}{u-1}\right)}{24z}\left[\frac{9y_0^2+2}{\left(1+y_0^2\right)^{1.5}} + \frac{3y^2-2}{\left(1+y^2\right)^{1.5}}\right]\right\} \tag{17}$$

### 3.2　进/排气部件设计

在进、排气的正问题设计中，需要提前给定进、排气的初始几何，同时使用势流方法完成流动分析及流场预测，在流场结果的基础上选用合适的优化算法完成进、排气的优化。

关于涵道唇口的优化设计问题，假设流场分布沿周向均匀，仅在涵道风扇的轴向存在流动参数的沿程变化。这意味着唇口几何离散后，尾缘控制点的偶极子强度在周向上一致，即在定常状态下尾缘节点处拖出的涡粒子强度为零，因此无需尾迹模型[27]。Wang等[27]依据这一假设，基于面元法完成了涵道唇口的优化设计，本文关于唇口的优化设计采用了同样的方法。

而对于涵道喷管，需要施加库塔条件使其符合客观现实、避免喷管尾缘处存在径向的高曲率流动现象。所以计算中需要在喷管尾缘处设置一层由偶极子构成的缓冲面元，随后生成涡粒子并以模拟尾迹流动。本文将以排气部件为例，介绍基于面元-涡粒子法的排气部件设计方法。

喷管的面元-涡粒子设计方法如图7所示，采用一层包含偶极子和源汇的面元模拟叶片旋转产生的喷气效果。为提高计算效率，仅对整流尾锥以及喷管内壁曲面进行计算，这些壁面由包含偶极子和源汇的面元离散。计算中在喷管尾缘处增加一层由偶极子构成的缓冲面元，随后采用面元-涡粒子耦合方法生成涡粒子并以非定常的方式模拟尾迹流动。

在面元法中，对几何进行前处理不仅需要完成表面的离散，还需要提前给出尾迹几何。虽然可根据经验粗略地给出尾迹几何，或使用自适应面元尾迹通过反复迭代获得收敛的尾迹形状，但这类方法对尾迹黏性扩散效应的计算难以准确实现，且受具有连续性质的尾迹离散形式的影响，在涉及上下游部件干涉问题的求解中有所受限[28]。因此使用黏性涡粒子法作为尾迹计算方法取代面元尾迹。

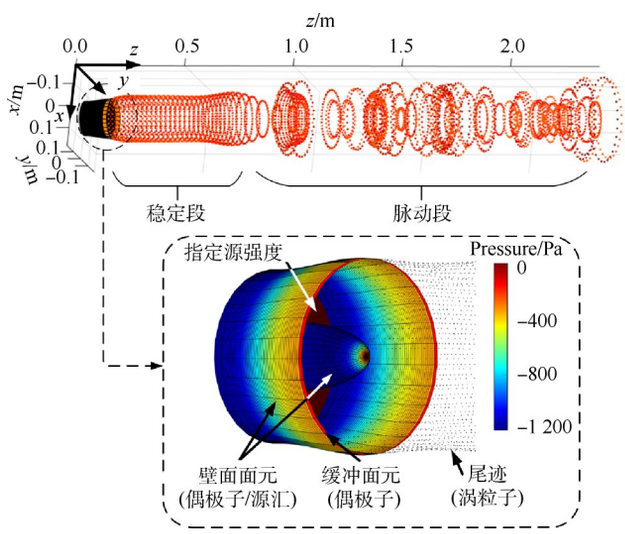



**图7　涵道风扇喷管的势流计算方法**

以面元法模拟物面边界、涡粒子模拟尾迹发展的面元-涡粒子方法，主要考虑两个过程：(1)壁面面元到尾迹涡粒子的转化；(2)尾迹涡粒子对壁面面元的速度势影响。

#### 3.2.1　面元到涡粒子的转化

在完全使用传统面元法求解典型流动问题时，

尾迹曲面由偶极子面元离散，因此若想实现与面元法的结合，其关键在于如何使用涡粒子等效代替原有的偶极子面元尾迹。根据Hess等效原则，对于一个面积为$S$的偶极子面元，它在空间中任意点的诱导速度与周长为$C$的同等形状涡环对该点的诱导速度相同，其条件为$\mu = -\Gamma$，即公式为

$$-\frac{\mu}{4\pi}\int_S \nabla\frac{z}{r^3}\mathrm{d}S = \frac{\Gamma}{4\pi}\int_C \frac{\mathrm{d}\boldsymbol{l}\times\boldsymbol{r}}{r^3} \tag{18}$$

该式同样以面元或涡环平面为坐标系$xy$平面，以$(x_0, y_0, 0)$所描述的平面区域，以偶极子或涡环的平面的速度流出方向为$z$方向建立坐标系，其中

$$\boldsymbol{r} = \left(x - x_0, y - y_0, z\right) \tag{19}$$

$$\mathrm{d}\boldsymbol{l} = \left(\mathrm{d}x_0, \mathrm{d}y_0\right) \tag{20}$$

若偶极子面元尾迹曲面已知，则可被转化为同等形状、具有同等强度涡环组成的尾迹。

在实际问题求解中，尾迹曲面同样为待求解量，喷管表面存在由源汇和偶极子组成的四边形面元。在尾缘处为了满足库塔条件，为随后的涡粒子生成提供依据，构建一层缓冲面元以承上启下。缓冲面元的起点位于尾缘，终点受空间中的速度场影响及时间步长影响，位于下游某处。缓冲面元上仅包含平面偶极子单元$\mu$，其值可由式(21)获得，即为尾缘上表面偶极子面元的强度($\mu_{\mathrm{U}}$)与下表面偶极子面元的强度($\mu_{\mathrm{L}}$)之差。接下来以缓冲面元为基础，转化为同等强度的四边形涡环$\Gamma$并随着时间步长$\Delta t$移动至下游。

$$\mu = \mu_{\mathrm{U}} - \mu_{\mathrm{L}} \tag{21}$$

3.2.2　涡粒子对面元的作用

考虑Neumann边界条件，通过计算涡粒子、涡线对物面源汇的影响，重新计算源汇的分布，进而影响到偶极子面元的分布。此时，物面上的任意面元的源汇强度应当被定义为

$$\sigma_i = \boldsymbol{n}_i\cdot\left(\boldsymbol{Q}_\infty + \sum_{q=1}^{N_\mu}\boldsymbol{u}_q + \boldsymbol{u}_\Gamma\right) \tag{22}$$

式中$\sigma$为源汇强度，$\boldsymbol{n}$为面元法向量，$\boldsymbol{Q}_\infty$包含自由来流速度与运动引起的相对速度，角标$i$为物面表面面元的索引序列，$\boldsymbol{u}$为由所有尾迹涡粒子在$i$面元控制点处产生的诱导速度之和，$\boldsymbol{u}_\Gamma$为涡线结构在该点产生的诱导速度。

综合涡粒子的生成过程和涡粒子对速度势的影响可以看出，黏性涡粒子尾迹的强度由基于库塔条件得到的壁面面元偶极子强度确定，黏性涡粒子尾迹的发展演化受涡粒子之间的相互影响以及壁面面元对涡粒子的速度诱导作用。而实时演化的尾迹通过影响面元表面控制点的诱导速度，对源汇以及偶极子的分布产生了影响。其相互作用关系如图8所示。

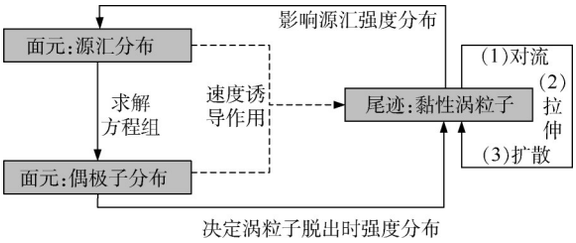



**图8　面元-涡粒子之间的作用**

## 4　涵道风扇设计及校验

### 4.1　涵道风扇设计实例

为了对比分析部件叠加方法和部件耦合方法在涵道风扇一体化设计中所引起的结果差异，分别设置了表1中的前两组设计实例，其全部设计参数完全一致，且喷管均由直径为150 mm圆形扩张到直径为165 mm圆形。

第三组设计实例为等直径喷管的涵道风扇，除喷管出口面积与部件耦合法设计的扩张喷管涵道风扇的面积不同之外，其余几何参数完全一致。该实例与部件耦合法设计的扩张喷管涵道风扇的结果进行对比，用来验证部件耦合方法的设计结果中，部件间的相互作用是否正确实现。

**表1　涵道风扇几何参数**

| 参数 | 扩张喷管涵道风扇（部件叠加） | 扩张喷管涵道风扇（部件耦合） | 等直径喷管涵道风扇（部件耦合） |
|---|---|---|---|
| 喷管出口直径/mm | 165 | 165 | 150 |
| 机匣内径/mm | 150 | 150 | 150 |
| 轮毂直径/mm | 60 | 60 | 60 |
| 转静子叶片数 | 10/6 | 10/6 | 10/6 |
| 设计转速/(r/min) | 11 000 | 11 000 | 11 000 |

由表1给定的几何参数，以及保证三组设计实例的转/静子推力均为20 N，通过前文所建立的一维模型得到各部件及总体的设计推力如表2所示。需要注意的是，一维设计方法未考虑部件间的耦合效应以及部件的三维效应与黏性效应，因此唇口及喷管的推力均为理想推力。

### 4.2　数值计算及试验

以所设计的等直径喷管涵道风扇作为数值计算

表2　涵道风扇设计参数

| 参数 | 扩张喷管涵道风扇（部件叠加） | 扩张喷管涵道风扇（部件耦合） | 等直径喷管涵道风扇（部件耦合） |
|---|---|---|---|
| 转静叶片推力/N | 20 | 20 | 20 |
| 唇口推力/N | 30 | 30 | 20 |
| 喷管推力/N | −0.6 | −0.6 | 0 |
| 总推力/N | 49.4 | 49.4 | 40 |

和试验方法的校验对象，其总设计推力为40 N。

采用如图9所示的涵道风扇内外流动同时求解的方式进行基于RANS方法的校验过程，以获取更为真实准确的仿真结果，计算域外流场为60°扇形截面，采用非结构网格划分方法。

具体参数设置上，参考压力101 325 Pa，进出口表压均为0 Pa，总温为300 K，采用SST $k-\omega$ 湍流模型。经过网格无关性验证，最终确定转、静子叶片网格均为60万，外流场网格约为400万。

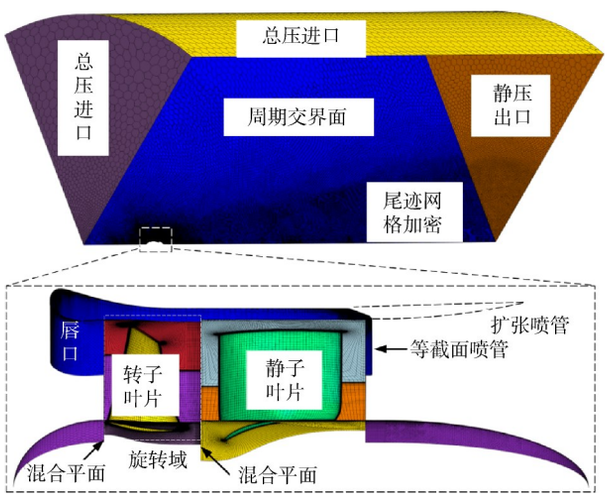



图9　涵道风扇内外域计算网格及边界条件

为进一步通过验证设计结果以确保设计方法的正确性，以等直径喷管涵道风扇作为对象，通过试验的方法进行进一步验证。采用ATI-mini 45六分量天平测量涵道风扇在不同状态下的推力值。各轴测量范围及测量分辨率为0.25 N，其中$z$是涵道风扇推力方向，$y$是涵道风扇的侧方向，$x$是涵道风扇的重力方向。涵道风扇力学测量试验结构如图10所示，涵道风扇本身作为一个整体件，通过支架安装在AIT-mini 45传感器的测量端。

试验转速从6 000 r/min开始以1 000 r/min为变化值，增加至12 000 r/min，采集涵道风扇的总推力及功率数据。得到数值计算及试验结果如图11所示，可以看出，涵道风扇推力及功率特性与数值校验结果较为一致，且在11 000 r/min的设计转速下，试验与数值计算的总推力和功率结果差异分别为4%与2.4%，在误差范围内，可以说明试验与数值计算总推力结果的准确性。

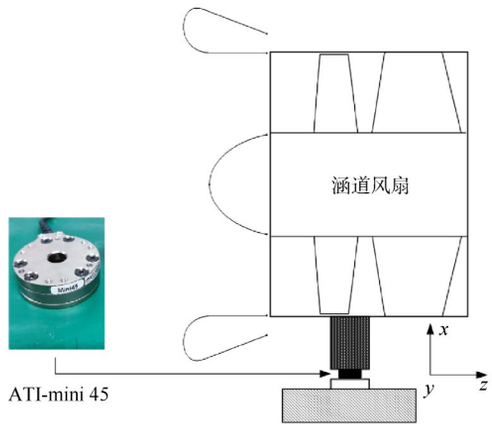



图10　涵道风扇力学测量结构

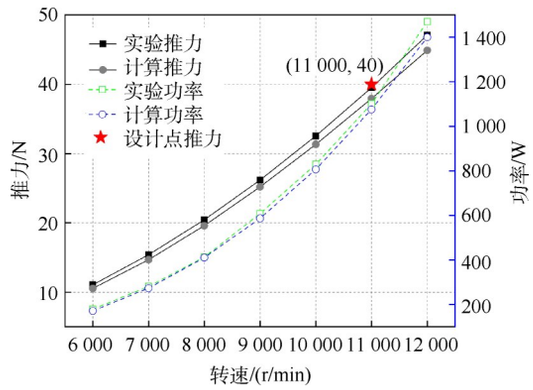



图11　推力、功率随转速变化规律

从图11中设计的等直径喷管涵道风扇的总推力结果可以得到，在11 000 r/min的设计转速下，试验、数值计算结果与40 N设计点的误差分别为1.25%与5.3%，在误差范围内，可以说明本方法总推力设计的准确性。

## 4.3　设计结果分析

### 4.3.1　部件耦合方法对叶片造型的影响

以图12中采用部件叠加和部件耦合两种方法设计的扩张型喷管涵道风扇50%叶高截面几何为例，对比分析两种方法对涵道风扇叶片造型的影响。分别做出两组风扇叶片在50%叶高截面处的弦线，其中采用部件叠加法设计的叶片弦线由红色实线表示，而采用部件耦合法设计的叶片弦线由蓝色虚线表示。

将采用部件叠加法设计的叶片弦线平移至采用部件耦合法设计的叶片几何处进行对比，可以发现，

采用部件耦合法设计的转、静子叶片的叶型安装角均有所提高，即图中的$\beta_{y,2r} > \beta_{y,1r}$，$\beta_{y,2s} > \beta_{y,1s}$。这是因为，风扇背压会如图1(b)所示在扩张喷管的作用下低于大气压，从而提高了流道内的空气流量。采用部件耦合法进行涵道风扇一体化设计，在迭代设计阶段将喷管对空气流量的提高即速度三角形中绝对速度的增大作用引入叶片设计之中，从而增大了叶型安装角。

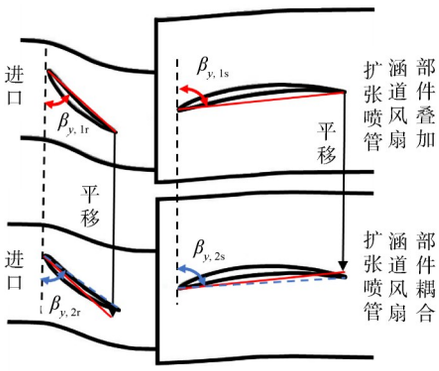



**图12　风扇叶片50%叶高截面几何对比**

4.3.2　部件耦合作用验证

喷管扩张角的变化会使转静子背压发生改变，从而引起叶片工作点的偏移。为了验证改变喷管扩张角之后叶片的设计结果是否合理，部件耦合的设计方法是否可以正确传递部件间的相互影响关系，采用数值计算的方法得到三组涵道风扇的性能数据如表3所示。

对比部件耦合方法设计的扩张喷管涵道风扇与等直径喷管涵道风扇的推力结果，可以看出，与设计推力相比，转静叶片推力设计误差分别为3.5%与2.5%，均符合20 N的设计目标。这一结果说明了部件耦合的设计方法可以正确传递部件间的影响关系。

4.3.3　部件耦合方法优势验证

从表3分别采用部件叠加和部件耦合方法所设计的扩张喷管涵道风扇数值计算结果中可以看出，考虑部件叠加的设计方法，其各部件及总体的推力结果均与设计值存在明显差异，完全不满足设计目标。但是同样设计参数，采用部件耦合方法设计的结果误差仅为4.7%。由此说明，在进行涵道风扇的一体化设计时，特别是部件间存在相互影响关系时，仅仅考虑部件间的参数叠加关系是不合理的，因此进行部件的耦合设计是十分必要的。

**表3　涵道风扇数值计算结果**

| 参数 | 扩张喷管涵道风扇（部件叠加） | 扩张喷管涵道风扇（部件耦合） | 等直径喷管涵道风扇（部件耦合） |
|---|---|---|---|
| 叶片总推力/N | 17.0 | 20.7 | 20.5 |
| 结果差异/% | 15.0 | 3.5 | 2.5 |
| 唇口推力/N | 21.5 | 27.7 | 17.4 |
| 喷管推力/N | −2.2 | −1.3 | ≈0 |
| 总推力/N | 36.3 | 47.1 | 37.9 |
| 结果差异/% | 26.5 | 4.7 | 5.3 |

## 5　结　论

本文通过研究，得到如下结论：

(1)考虑部件耦合的涵道风扇一体化设计方法，依靠势流理论这一快速设计、分析方法，通过部件间气动参数的传递与迭代设计，将部件间的耦合效应引入涵道风扇一体化设计过程中，降低了传统设计方法中为了引入部件耦合效应所需长时间、高经济成本的试验或三维数值计算数据基础。

(2)通过数值计算的方法对部件耦合作用的正确性进行了验证，考虑部件相互耦合的一体化设计方法，与各部件单独设计并简单叠加的方法相比，可以使转、静子的推力误差由15%减小到3.5%。

(3)使用本方法设计的涵道风扇，通过试验对设计结果进行了推力校验，试验结果与设计点总推力的误差为1.25%，说明了本方法推力设计的准确性。

**致　谢**：感谢西北工业大学重大集成创新项目支撑项目的资助。

## 参考文献

[1] DIAZ P V, RUBIO R C, YOON S. Simulations of ducted and coaxial rotors for air taxi operations[C]. Dallas: AIAA Aviation 2019 Forum, 2019.

[2] 张洪海，邹依原，张启钱，等. 未来城市空中交通管理研究综述[J]. 航空学报，2021，42(7)：82-106.

[3] 张　阳，周　洲，郭佳豪. 分布式涵道风扇喷流对后置机翼的气动性能影响研究[J]. 航空学报，2021，42(9)：1-14.

[4] 王海童，王掩刚，邓双厚. 对转升力风扇地面效应的力学及喷流频谱特性研究[J]. 推进技术，2018，39(12)：2703-2709.（WANG H T, WANG Y G, DENG S H. Experimental study of in-ground-effect on force and spectrum characteristics of a contra-rotating lift fan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2703-2709.）

[5] WU C H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial-, radial-, and mixed-flow types[R]. NACA Technical Notes 93R12615, 1952.

[6] 徐建中. 吴仲华先生与叶轮机械三元流动理论[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2161-2163.

[7] EPPS B P A, KIMBALL R W B. Unified rotor lifting line theory[J]. Journal of Ship Research, 2013, 57(4): 181-201.

[8] 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[J]. 航空学报, 2017, 38(4): 120412.

[9] DAVID J, JAIME P, JACOB K. A combined pFFT-multipole tree code, unsteady panel method with vortex particle wakes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2007, 53(8): 1399-1422.

[10] ANDRZEJ K, HENRYK K. The 3D vortex particle method in parallel computations on many GPUs[J]. Computers and Fluids, 2014, 92: 274-280.

[11] TAN J F, WANG H W. Panel/full-span free-wake coupled method for unsteady aerodynamics of helicopter rotor blade[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 535-543.

[12] ALVAREZ E J, NING A. Development of a vortex particle code for the modeling of wake interaction in distributed propulsion[C]. Atlanta: 2018 Applied Aerodynamics Conference, 2018.

[13] 吕　品, 廖明夫, 王四季, 等. 基于升力面和全自由涡尾迹的风力机气动模型及其参数影响[J]. 机械设计与制造, 2017(3): 52-55.

[14] D'EPAGNIER K P, CHUNG H L, STAIRWAY M J, et al. An open source parametric propeller design tool[C]. Vancouver: 2007 OCEANS Conference, 2007.

[15] 吕少杰, 魏靖彪, 曹义华. 基于自由尾迹/面元法的旋翼下洗干扰计算和直升机配平[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(9): 1624-1630.

[16] 徐华舫. 亚、超音速定常位流的面元法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.

[17] KATZ J, PLOTKIN A. Low speed aerodynamics[M]. London: Cambridge University Press, 2001.

[18] 郭佳豪, 周　洲, 李　旭. 一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 89-99.

[19] WANG H T, WANG Y G, WANG S W, et al. Modified lifting line method based on vortex rings and its application on lift fan design[J]. Transactions of the Japan Society of Aeronautical & Space Science, 2022, 65(1): 23-32.

[20] 叶　坤, 叶正寅, 屈　展. 涵道气动优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1828-1835.

[21] GRUNWALD K J, GOODSON K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from-10 Deg to 110 Deg[R]. NASA Technical Note 62N10022, 1962.

[22] 王海童, 王掩刚, 周　芳, 等. 基于面元法的分布式涵道推进系统进气道优化设计[J]. 推进技术, 2021, 42(11): 2465-2473. (WANG H T, WANG Y G, ZHOU F, et al. Optimization design of inlet for distributed ducted fan propulsion system based on panel method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(11): 2465-2473.)

[23] KO A, OHANIAN O J, GELHAUSEN P. Ducted fan UAV modeling and simulation in preliminary design[C]. Hilton Head: AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2007.

[24] GUERRERO I, LONDENBERG K, GELHAUSEN P, et al. A powered lift aerodynamic analysis for the design of ducted fan UAVs[C]. San Diego: 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conference and Workshop & Exhibit, 2003.

[25] VASANTHAKUMAR P, TSERING J, SUDDUNURI S S. Design, fabrication and analysis of an electric ducted fan[C]. Chennai: ASME 2019 Gas Turbine India Conference, 2019.

[26] LERBS H W. Moderately loaded propellers with a finite number of blades and an arbitrary distribution of circulations[J]. Society of Naval Architects and Marine Engineers, 1952, 60: 73-123.

[27] WANG H T, WANG Y G, WANG S W, et al. Optimization strategy for performance improvement of a lift fan cowl lip based on panel method[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2021, 35(7): 2961-2970.

[28] 胡　昊, 宋小勇, 顾　波, 等. 基于面元-黏性涡粒子混合法的风力机风轮气动计算[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1432-1439.

(编辑:朱立影)

# Components coupling design method and preliminary application of ducted fan

WANG Siwei[1], WANG Yangang[1], CHEN Yanjun[1], LIU Hanru[1], HE Runsheng[2]

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China)

**Abstract**: Ducted fan is an important development direction of green aviation power in the future. A fast and accurate design method of ducted fan has become an urgent need in the engineering. The coupling effect in the traditional design method of ducted fan needs to be based on perfect three-dimensional numerical calculation or experiment data. A design method that considering the coupling effect of the ducted fan essential components is developed, an integrated design method is formed, and the integrated design and verification is carried out. The results show that the blade thrust design error is reduced from 15% to 3.5% by the coupling design method, comparing with the simple superposition design method. The thrust design error of the rotor blades and stator vanes with expanding nozzle and equal diameter nozzle designed by the component coupling method meets the engineering requirements, and it is confirmed that the component coupling design method correctly transmits the influence relationship between components. Thrust of design result was verified by experiment. The total thrust error between the test results and the design point is 1.25%, which is proved that the coupling design method developed in this paper is true.

**Key words**: Coupling design; Ducted fan; Design method; Fan blade; Nozzle

**Received**: 2022-08-12; **Revised**: 2023-03-29.

**DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2208035

**Foundation item**: Northwestern Polytechnical University Major Integrated Innovation Project-Support Project (D5000210938).

**Corresponding author**: WANG Yangang, E-mail: wyg704@nwpu.edu.cn