

# 对转开式转子气动设计方法

王启航, 周 莉, 王占学  
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

**摘 要:** 提出一种基于升力线理论的对转开式转子(contra-rotating open rotor, CROR)气动设计方法。以推力为设计目标, 基于拉格朗日乘子法构建气动设计控制方程组。考虑高飞行马赫数对流动特征的影响, 根据激盘模型, 采用一道正激波模拟转子的增压过程。完成速度场预测后, 利用压气机三维造型方法完成初始设计。初始设计完成后, 对翼型折转角进行修正从而满足目标推力。研究表明, 整个设计过程中只需 2 次计算流体力学(CFD)计算与再设计便可满足目标推力, 所需翼型折转角修正量为 $-0.486^\circ$ , 设计结果的推力与目标推力的相对误差为 $-0.32\%$ , 设计方法高效且具有高的设计精度。

**关 键 词:** 对转开式转子; 升力线理论; 涡格模型; 拉格朗日乘子法; 落后角模型  
**中图分类号:** V211.6 **文献标志码:** A

## Aerodynamic design method of contra-rotating open rotor

WANG Qihang, ZHOU Li, WANG Zhanxue

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract:** An aerodynamic design method of contra-rotating open rotor (CROR) based on lifting line theory was proposed. Utilizing Lagrange multiplier method, the aerodynamic design control equation of CROR was constructed to find the CROR meeting the thrust demand. Due to the influence of high flight Mach number on the flow characteristics, a positive shock wave was used to simulate the pressure rising process of rotor according to the actuator disk model. Based on the predicted velocity field, preliminary design of CROR was completed utilizing three-dimensional modeling method of compressor. After the preliminary design, turning angle was corrected to meet the thrust demand. The results showed that only two computational fluid dynamics (CFD) calculations and redesign in the whole design process were required to meet the thrust demand. The required turning angle correction was  $-0.486^\circ$ . The relative error between design result and thrust demand was  $-0.32\%$ . The design method was efficient and had good design accuracy.

**Keywords:** contra-rotating open rotor; lifting line theory; vortex lattice model; Lagrange multiplier method; deviation angle model

由于民用航空运输业对下一代航空发动机的绿色环保需求, 开式转子发动机这一概念应运而生。开式转子发动机最显著的特征就是没有短舱外罩, 桨叶直径不再受机匣直径的约束, 因而其

涵道比可以提升到很大, 涵道比的提升带来推进效率的提升<sup>[1]</sup>。同时, 短舱的取消带来发动机阻力的减小以及质量的减轻, 这些因素使得开式转子发动机的单位燃油消耗率相比于传统涡扇发动

收稿日期: 2022-03-31

基金项目: 国家自然科学基金(51876176, 52076180, 51906204); 国家科技重大专项(J2019-II-0015-0036);

陕西省杰出青年基金(2021JC-10); 民机专项科研项目

作者简介: 王启航(1996—), 男, 博士生, 研究领域为对转开式转子气动设计及流动特性。

通信作者: 周莉(1978—), 女, 教授, 博士, 研究领域为航空叶轮机械/排气系统气动设计及流动控制。E-mail: zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式: 王启航, 周莉, 王占学. 对转开式转子气动设计方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20220175. WANG Qihang, ZHOU Li, WANG Zhanxue. Aerodynamic design method of contra-rotating open rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20220175.

机降低 20%~40%<sup>[2]</sup>。高推进效率、低燃油消耗率和低污染物排放的“一高两低”优势使得开式转子发动机成为下一代民用飞机潜在的动力备选方案之一<sup>[3]</sup>。波音 B727 和麦克唐纳·道格拉斯 MD80 的飞行实验也证明了此种方案的可行性<sup>[4-5]</sup>。

对转开式转子是开式转子发动机最为重要的气动部件,其气动效率会对整机的推进效率产生巨大影响,但是现在的关于对转开式转子的研究大多集中于对转开式转子的气动声学方面和起飞噪音,气动效率方面的研究也是针对某些现有的对转开式转子模型,如 NASA 的 F31-A31<sup>[6-7]</sup> 以及空客的 AI-PX7<sup>[8]</sup>。因此,开展对转开式转子的高效气动设计研究是很有必要的。对转开式转子的几何特征、流动特征和总体性能介于风扇/压气机与螺旋桨之间,可以将其看作取消短舱,具有超大涵道比的风扇/压气机或者是飞行马赫数较大的螺旋桨。从几何特征上看,对转开式转子没有外机匣,叶中以及叶尖处叶片稠度小,叶片直径大,桨盘单位面积载荷小;同时其飞行马赫数高,桨叶展弦比小,为了适应高速飞行,桨叶较薄且存在较大后掠角<sup>[9]</sup>。从流动特征上看,对转开式转子的飞行马赫数较高,由叶尖到叶根,来流相对马赫数从亚声速变化到超声速,是一个典型的跨声速流动现象,并且存在前排转子与后排转子间的相互影响,这些特点导致其流动特征与风扇/压气机十分类似。但由于桨叶稠度小,叶片对气流的约束作用较弱,桨叶间的流动更接近于机翼的外流流动。并且由于没有外机匣,叶尖处吸力面与压力面的压差会导致复杂的叶尖涡流动,桨叶全叶高范围内存在明显的诱导速度,使得叶片截面的进口气流角发生变化,这使得对转开式转子流动特征与螺旋桨也很相似。

根据对转开式转子的流动特征,可以分别基于风扇/压气机或螺旋桨的设计思路进行设计再引入一定修正或将二种设计思路结合进行设计。国内外研究人员分别基于这三种设计思路进行了设计研究。对于第一种设计思路,Smith<sup>[10]</sup>采用压气机设计方法,通过在叶尖加入一个二次流的方式,来考虑没有机匣带来的影响。GE36 的研究团队<sup>[11]</sup>也采用压气机思路,在设计过程中采用了远离叶片流场的壁面边界,使总流量的 10% 通过叶片来模拟无机匣的影响。周人治等<sup>[12]</sup>先利用压气机 S2 流面的计算方法完成对转开式转子 S<sub>2</sub> 流面设计,再利用定制叶型程序完成叶片造型。

对于第二种设计思路,Playle 等<sup>[13]</sup>基于 Theodorsen 理论并引入翼型数据,进行了对转开式转子设计并对非设计点性能进行了预测。Hanson<sup>[14]</sup>利用可压螺旋面理论进行了桨扇的气动及噪声设计。Barry<sup>[15]</sup>利用雷诺时均的升力线法进行了开式转子安装性能的研究。Nigam 等<sup>[16]</sup>利用离散的涡方程,基于开源的 XROTOR 代码发展了 AERO-AP 桨扇设计软件,并利用遗传算法对设计进行了优化。刘政良等<sup>[17]</sup>利用片条理论进行了单排桨扇的设计,通过引入可压缩流动叶片数据来做修正。周亦成等<sup>[18]</sup>基于可压升力面理论进行了单排桨扇设计,在旋转坐标系中小扰动线性化假设下严格处理了桨叶旋转、流动压缩性、宽弦大后掠桨叶和桨叶间的相互作用。对于第三种思路,Rohrbach<sup>[19]</sup>及 Black 等<sup>[20]</sup>对桨扇做了分段处理,稠度大的桨根位置,采用压气机设计方法,稠度小的桨叶中上部采用螺旋桨设计方法,并引入可压翼型数据进行高马赫数的修正。

上述研究均指出可以基于风扇/压气机设计方法或螺旋桨设计方法发展出对转开式转子设计方法,孰优孰劣尚无定论。并且无论基于何种方法,均需针对对转开式转子几何特征及流动特征进行一定修正。基于风扇/压气机设计方法进行设计时,需进行无机匣条件的修正,并且往往无法全面描述前/后排间相互的诱导速度影响。基于螺旋桨设计方法进行设计时,高飞行马赫数带来的气流压缩性会导致常见螺旋桨设计方法失效。

因此,本文提出一种基于升力线理论并耦合 CFD 修正的对转开式转子气动设计方法。整个设计过程包括初始气动设计过程以及基于 CFD 的修正过程。在初始气动设计过程中,考虑高飞行马赫数对气流压缩性的影响,利用拉格朗日乘子法构建了考虑前/后排耦合特性的气动设计控制方程组。初始设计完成后,基于 CFD 结果进行修正,少量修正后可以得到满足设计需求的结果。

## 1 气动设计流程

基于升力线理论进行对转开式转子气动设计,其设计流程如图 1 所示。整个设计过程包括了初始气动设计过程以及基于 CFD 的修正过程。初始气动设计过程包括了一维气动设计过程以及三维造型过程。在一维气动设计过程中,基于升力线理论构建对转开式转子升力线模型,通过升力线离散和诱导速度求解,得到对转开式转子的推

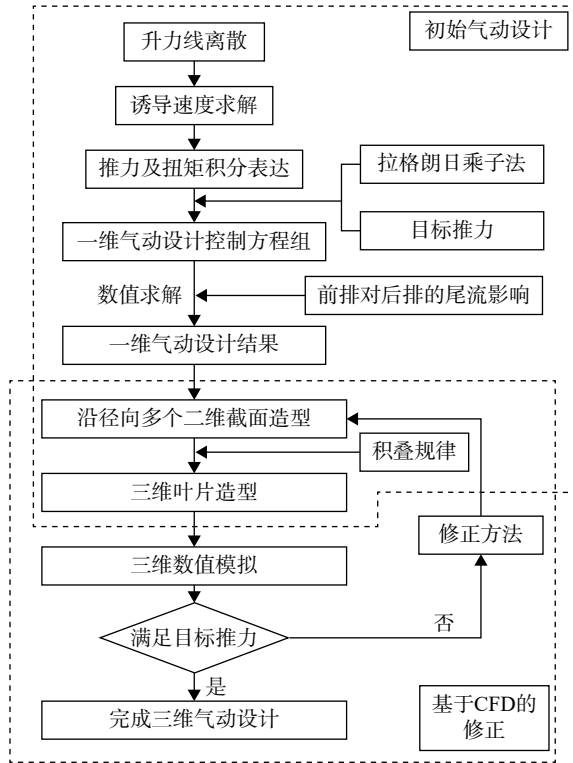


图1 对转开式转子气动设计流程图

Fig. 1 Flow chart of CROR's aerodynamic design method

力及扭矩的积分表达。以目标推力作为约束,引入拉格朗日乘法建立对转开式转子一维气动设计控制方程组。通过数值方法求解此控制方程组,在迭代过程中,考虑前排转子对后排转子的尾流影响,最终得到一维气动设计结果。

在一维气动设计结果的基础上,引入合适的二维叶型构建方法,得到沿径向多个二维截面造型,给定积叠规律后,得到三维叶片造型,完成初始气动设计。借助三维数值模拟,获得初始气动设计的性能参数。将初始气动设计的推力与目标推力对比,若不满足目标推力,则对初始气动设计进行修正,直到满足目标推力。从而完成整个三维气动设计。

## 2 初始气动设计

### 2.1 对转开式转子升力线模型

基于升力线理论进行对转开式转子升力线模型构建,对转开式转子的每一片桨叶被一条升力线代替,满足假设:同一叶排上每条升力线的载荷分布规律都一致,总载荷也相同;来流只在径向上发生变化,在周向上保持一致。基于以上假设,在对转开式转子设计过程中,只需要选择前、后排共两条特征升力线开展研究。这两条特征升

力线沿径向被离散为  $m$  个分段,每个分段上都附着着一定强度的马蹄涡,而每个马蹄涡由一条附着涡和两条尾迹涡构成。每个升力线分段的载荷大小由分段上的附着涡强度  $\Gamma$  决定。对转开式转子升力线模型如图2所示,图中  $\omega$  为旋转角速度。

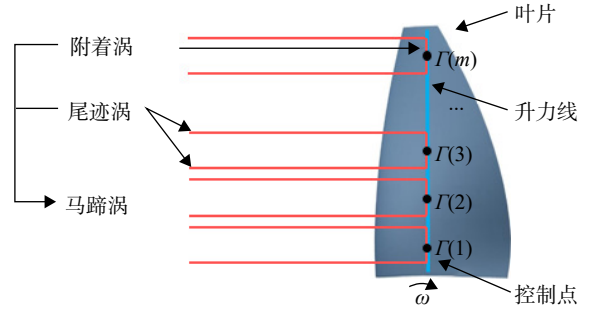


图2 对转开式转子升力线模型

Fig. 2 Lifting line model of CROR

对于单排桨扇,诱导速度的存在使得气流发生偏折。对于对转开式转子,诱导速度的影响同样存在,此时对转开式转子某一截面的速度三角形如图3所示。图中  $\hat{u}_f^*$  和  $\hat{r}_f^*$  分别是前排转子的轴向以及切向诱导速度,  $v_{a,f}$  和  $v_{t,f}$  分别是前排转子进口的理想轴向及周向进气速度。  $\omega_f$  为前排转子转速,  $r_{c,f}$  为控制截面半径,  $\beta_f$  为前排实际进口气流角,后排桨叶的速度三角形类似,使用下标  $r$  进行区分。

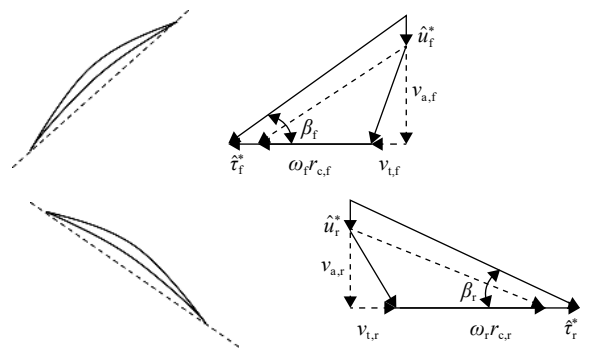


图3 对转开式转子速度三角形

Fig. 3 Velocity triangle of CROR

相比于单排桨扇诱导速度的计算,对转开式转子诱导速度的计算更为复杂,由于存在前/后排叶片,而这两排叶片均能在空间产生诱导速度,因此对于每片桨叶,其诱导速度不仅包括了桨叶对自身的诱导速度还有前/后排桨叶间的互诱导速度。以前排转子为例,升力线第  $m$  个分段的轴向及周向诱导速度可以表示为:

$$\hat{u}_f^*(m) = u_{(f,f)}^*(m) + u_{(f,r)}^*(m) \quad (1)$$

$$\hat{\tau}_f^*(m) = \tau_{(f,f)}^*(m) + \tau_{(f,r)}^*(m) \quad (2)$$

式中  $u_{(f,f)}^*(m)$  和  $\tau_{(f,f)}^*(m)$  是前排对自身产生的自诱导速度,  $u_{(f,r)}^*(m)$  和  $\tau_{(f,r)}^*(m)$  是后排对前排产生的互诱导速度。后排转子的每个控制点上的诱导速度可以用相同的方式进行计算。

## 2.2 诱导速度的求解

本文采用一种基于涡格模型的诱导速度数值求法进行控制点处的自诱导速度及互诱导速度的求解, 任意控制点处的诱导速度可以表示为其他控制点的马蹄涡在此点产生的诱导速度的矢量和, 并且根据升力线理论, 任意控制点的马蹄涡对另一控制点的诱导速度与此控制点的马蹄涡强度  $\Gamma$  有关。结合图 2 中的升力线模型, 此时控制点处的轴向及周向的自诱导速度和互诱导速度可以表示为:

$$u_{(f,f)}^*(m) = \sum_i^M \bar{u}_{(f,f)}^*(m, i) \Gamma_f(i) \quad (3)$$

$$u_{(f,r)}^*(m) = \sum_i^M \bar{u}_{(f,r)}^*(m, i) \Gamma_r(i) \quad (4)$$

$$\tau_{(f,f)}^*(m) = \sum_i^M \bar{\tau}_{(f,f)}^*(m, i) \Gamma_f(i) \quad (5)$$

$$\tau_{(f,r)}^*(m) = \sum_i^M \bar{\tau}_{(f,r)}^*(m, i) \Gamma_r(i) \quad (6)$$

式中  $\bar{u}_{(f,f)}^*(m, i)$ 、 $\bar{u}_{(f,r)}^*(m, i)$ 、 $\bar{\tau}_{(f,f)}^*(m, i)$ 、 $\bar{\tau}_{(f,r)}^*(m, i)$  分别是第  $i$  个马蹄涡在第  $m$  个控制点产生的轴向以及周向自诱导速度系数和互诱导速度系数,  $\Gamma_f$ 、 $\Gamma_r$  分别是前/后排升力线控制点处的环量值。由图 2 的升力线模型, 并结合 Biot-Savart 定理可知, 由于附着涡的方向与升力线的方向同向, 附着涡不会在控制点处产生诱导速度, 每个马蹄涡中只有两条尾迹涡在控制点处产生诱导速度, 因此上述诱导速度系数中应包含每条尾迹涡的诱导速度系数。以轴向自诱导速度系数为例, 其计算方式为:

$$\bar{u}_{(f,f)}^*(m, i) = \bar{u}_{(f,f)}(m, i+1) - \bar{u}_{(f,f)}(m, i) \quad (7)$$

式中  $\bar{u}_{(f,f)}$  即为单条尾迹涡的轴向自诱导速度系数。根据涡格模型, 采用 Biot-Savart 定理可以进行此诱导速度系数的计算, 该诱导速度系数和节点间的相对位置、进口气流角、前/后排间距等有关, 可以根据 Wrench<sup>[21]</sup> 提出的方程进行计算。

相比于螺旋桨, 无论是牵拉式还是推进式开式转子发动机, 其轮毂比都较大, 所以轮毂对场结构的影响不可忽略。对转开式转子的轮毂直径在轴向上变化幅度不大, 可近似看作无穷长圆柱体, 并且在圆柱体表面应满足法向分速度为零的壁面条件。为了满足这一条件, 可以采用科尔温近似处理方法<sup>[22]</sup>, 利用一个镜像涡来模拟轮毂的存在。以前排转子为例, 前排转子轮毂带来的阻力可以表示为:

$$D_f = \frac{\rho Z_f^2}{16\pi} \left[ \ln \left( \frac{r_h}{r_o} \right) + 3 \right] [\Gamma_f(1)]^2 \quad (8)$$

式中  $\rho$  是大气密度,  $Z_f$  是前排桨叶数,  $\Gamma_f(1)$  是升力线第一个节点处的环量值,  $r_h$  是轮毂的半径,  $r_o$  是自由尾涡的半径, 通常情况下,  $r_h/r_o = 0.5$ 。

## 2.3 控制方程组的构建

对转开式转子的设计问题可以概括为, 给定推力需求情况下, 满足前/后排扭矩相同条件, 求解使得轴功率最小的桨叶载荷分布。因为互诱导速度的存在及前排尾流对后排的影响, 前/后排转子工作状态会相互影响, 建立对转开式转子工作状态控制方程时, 必须将两者同时考虑, 耦合求解。基于升力线理论以及求解的诱导速度, 前排转子产生的推力可以表示为:

$$T_f = \rho Z_f \sum_{m=1}^M [\omega_f r_{c,f}(m) + v_{t,f}(m) + \hat{\tau}_f^*(m)] \cdot \Gamma_f(m) \Delta l_f - D_f \quad (9)$$

前排转子所需扭矩为:

$$M_f = \rho Z_f \sum_{m=1}^M [v_{a,f}(m) + \hat{u}_f^*(m)] \Gamma_f(m) r_{c,f}(m) \Delta l_f \quad (10)$$

式中  $\Delta l_f$  是升力线分段的长度, 后排转子的推力  $T_r$  和扭矩  $M_r$  表达方式与前排转子类似。对于理想工作状态下的对转开式转子, 应该满足:

$$M_r = M_f \quad (11)$$

$$T_f + T_r = T_{\text{required}} \quad (12)$$

式中  $T_{\text{required}}$  是所需的对转开式转子推力值。

为了求解满足推力条件下, 使得轴功率达到最小的桨叶环量分布, 引入拉格朗日乘子法。由于前/后排转子存在耦合关系, 需将两排转子的工作状态耦合求解, 根据拉格朗日乘子法建立以下辅助方程:

$$H = (\omega_f M_f + \omega_r M_r) + \lambda_t (T_f + T_r - T_{\text{required}}) + \lambda_m (M_r - M_f) \quad (13)$$

式中 $\lambda_t$ 和 $\lambda_m$ 是未知的拉格朗日乘子。为了求解最佳的环量值分布,需要满足:

$$\frac{\partial H}{\partial \Gamma_f(i)} = 0 \quad (14)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \Gamma_r(i)} = 0 \quad (15)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_t} = T_f + T_r - T_{\text{required}} = 0 \quad (16)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda_m} = M_f - M_r = 0 \quad (17)$$

式(14)~式(17)即为对转开式转子一维气动设计控制方程组。

## 2.4 前排转子对后排转子的尾流影响

后排转子位于前排转子的尾流区内,因此后排的理想进气速度受前排工作状态的影响。在一维气动设计过程中,应考虑两者的联系。根据图3中对后排理想进气速度的定义,后排理想进气速度应与前排出口速度相等。根据环量的定义可以得到前排转子进出口周向速度差为:

$$\Delta v_{t,f} = \frac{\Gamma_f}{t} \quad (18)$$

式中 $t$ 为栅距。此时后排进口理想周向速度为:

$$v_{t,r} = v_{t,f} + \omega_f r_{c,f} + \hat{\tau}_f^* - \Delta v_{t,f} \quad (19)$$

对转开式转子的飞行马赫数较高,气流的压缩性不可忽略,因此前排出口轴向速度与前排进口轴向速度不再相等。对转开式转子的叶片通道中流动状态与风扇/压气机类似,存在明显的激波,叶片产生扭速的原理可以归结为过激波后的速度降低。在螺旋桨的激盘理论中,将螺旋桨看作一个桨叶无限多的桨盘,桨盘前/后轴向速度相等,但桨盘前/后存在压差,桨盘通过这一增压过程产生推力。本文采用激盘理论,用一道正激波来模拟前排转子的增压作用,从而进行前排进出口轴向速度关系的简单计算。根据动量理论,前排转子的增压比可以表示为:

$$\pi_f = 1 + \frac{T_f}{A_f p_0} \quad (20)$$

式中 $A_f$ 为前排转子的桨盘面积, $p_0$ 为环境静压。根据求得的增压比,参照正激波表中激波前后速

度比与压比的关系,获得前排转子进出口轴向速度之比,进而求得前排转子出口轴向速度,即后排转子进口理想轴向速度。

## 2.5 对转开式转子一维气动设计数值求解方法

若升力线分段数为 $m$ ,对于已经建立的一维气动设计控制方程组,会有 $8m+2$ 个未知量,这些未知量共同控制了整个转子的工作状态。定义包含这 $8m+2$ 个未知量的状态向量 $\mathbf{x}_m$ :

$$\mathbf{x}_m = \begin{bmatrix} \Gamma_f(m) \\ \hat{u}_f^*(m) \\ \hat{\tau}_f^*(m) \\ \tan \beta_f(m) \\ \Gamma_r(m) \\ \hat{u}_r^*(m) \\ \hat{\tau}_r^*(m) \\ \tan \beta_r(m) \\ \lambda_t \\ \lambda_m \end{bmatrix} \quad (21)$$

通过求解这些未知量,可以得到前排及后排的环量、进口气流角等参数沿径向分布规律。定义残差矩阵 $\mathbf{R}_m$ :

$$\mathbf{R}_m = \begin{bmatrix} \frac{\partial H}{\partial \Gamma_f(m)} \\ \hat{u}_f^*(m) - \sum_i^M \bar{u}_{(f,i)}^*(m,i) \Gamma_f(i) + \sum_i^M \bar{u}_{(f,r)}^*(m,i) \Gamma_r(i) \\ \hat{\tau}_f^*(m) - \sum_i^M \bar{\tau}_{(f,i)}^*(m,i) \Gamma_f(i) + \sum_i^M \bar{\tau}_{(f,r)}^*(m,i) \Gamma_r(i) \\ \tan \beta_f(m) - \frac{v_{a,f}(m) + \hat{u}_f^*(m)}{\omega_f r_{c,f}(m) + v_{t,f}(m) + \hat{\tau}_f^*(m)} \\ \frac{\partial H}{\partial \Gamma_r(m)} \\ \hat{u}_r^*(m) - \sum_i^M \bar{u}_{(r,i)}^*(m,i) \Gamma_r(i) + \sum_i^M \bar{u}_{(r,f)}^*(m,i) \Gamma_f(i) \\ \hat{\tau}_r^*(m) - \sum_i^M \bar{\tau}_{(r,i)}^*(m,i) \Gamma_r(i) + \sum_i^M \bar{\tau}_{(r,f)}^*(m,i) \Gamma_f(i) \\ \tan \beta_r(m) - \frac{v_{a,r}(m) + \hat{u}_r^*(m)}{\omega_r r_{c,r}(m) + v_{t,r}(m) + \hat{\tau}_r^*(m)} \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_t} \\ \frac{\partial H}{\partial \lambda_m} \end{bmatrix} \quad (22)$$

为了找到每一步迭代使得残差趋近于零的状态向量变化方向 $d\mathbf{x}_m$ ,建立辅助方程:

$$\mathbf{0} = \mathbf{R}_m + \mathbf{J}_m \mathbf{d}\mathbf{x}_m \quad (23)$$

式中  $\mathbf{J}_m$  是雅克比矩阵,  $\mathbf{J}_m(i, j) = \frac{\partial \mathbf{R}_m(i)}{\partial \mathbf{x}_m(j)}$ , 通过求解这个方程可以得到  $\mathbf{d}\mathbf{x}_m$ , 迭代格式可以写作:

$$\mathbf{x}_m^{n+1} = \mathbf{x}_m^n + \mathbf{d}\mathbf{x}_m \quad (24)$$

在每一步迭代过程中, 状态向量都会更新一次, 这些参数用来更新后排理想进气速度、轴向及周向的自诱导速度系数和互诱导速度系数。更新后的后排理想进气速度、诱导速度系数用来更新雅克比矩阵。整个非线性方程组可以通过循环迭代来求解, 最终得到桨叶的环量、进口气流角等参数的径向分布, 完成对转开式转子一维气动设计。

## 2.6 对转开式转子三维造型方法

基于一维气动设计得到的设计参数沿径向的分布, 采用压气机相关三维造型理论, 完成二维截面造型并引入合适的积叠规律, 完成对转开式转子的三维造型。三维造型过程如图 4 所示, 所使用的参数为翼型折转角  $\theta$ 、最大挠度相对位置  $\tilde{f}$ 、叶型最大厚度  $t_{\max}$ 、弦长  $c$ 、叶型安装角  $\beta_y$ 、前/后排间距  $S$ 。本文采用了双圆弧中弧线叠加 NACA0016 翼型厚度分布规律的方式完成二维截面造型的构建。叶型折转角  $\theta$  由一维气动设计中得到的进出口气流角以及通过修正的 Carter 公式<sup>[23]</sup>计算的落后角确定。最大挠度相对位置  $\tilde{f}$  与 NACA0016 翼型的最大厚度相对位置相同。叶型最大厚度  $t_{\max}$ 、弦长  $c$  对推力影响较小, 采用和 F7A7<sup>[24]</sup> 类似的分布规律。叶型安装角  $\beta_y$  则通过进口气流角进行计算, 前/后排间距  $S$  由设计约束给出。

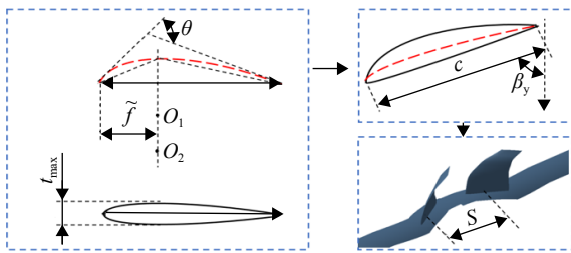


图 4 对转开式转子三维造型过程

Fig. 4 Process of building CROR's 3-D geometry

## 3 基于 CFD 的修正方法

### 3.1 性能参数定义

参照螺旋桨, 对转开式转子推力系数定义为:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (25)$$

对转开式转子功率系数定义为:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (26)$$

对转开式转子推进效率定义为:

$$\eta = \frac{v_s \cdot T}{P} \quad (27)$$

式中  $T$  为对转开式转子的推力,  $P$  为对转开式转子的功率,  $\rho$  为大气密度,  $n$  为转子转速,  $D$  为转子直径,  $v_s$  为航速。

### 3.2 数值模拟方法

采用商用软件 NUMECA 进行对转开式转子三维定常可压缩流场求解。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型, 空间离散采用中心差分格式。

选取单个桨叶通道进行计算, 轮毂简化为无限长圆柱面。对于对转开式转子数值模拟, 其计算区域选择需要考虑远场半径的影响, 整个远场边界上的流动应不受对转开式转子的影响。考虑到对转开式转子对周围的扰动范围<sup>[25-26]</sup>, 将桨尖处的半径计为转子半径, 本文计算区域选取远前方边界距离前排桨盘为 8 倍转子半径, 远后方边界距离后排桨盘 8 倍转子半径, 径向远场边界半径为转子半径的 6 倍。远前方边界及径向远场边界采用压力进口边界条件, 给定速度方向、总温及总压, 远后方边界采用压力出口无反射边界条件, 给定静压。周向边界为周期性边界条件, 对转开式转子桨叶及轮毂表面为绝热壁面边界条件, 前/后排转子交界面采用混合平面。为满足 Spalart-Allmaras 湍流模型的要求, 第一层网格高度为  $1 \times 10^{-5} \text{ m}$ ,  $y^+$  值小于 10。计算网格如图 5 所示。

采用参考文献 [24] 中设计点飞行马赫数为 0.72、进距比为 2.8 的 F7A7 缩比模型和实验结果验证本文采用的计算方法的可行性。表 1 给出了性能参数的实验与数值模拟结果对比。图 6 给出

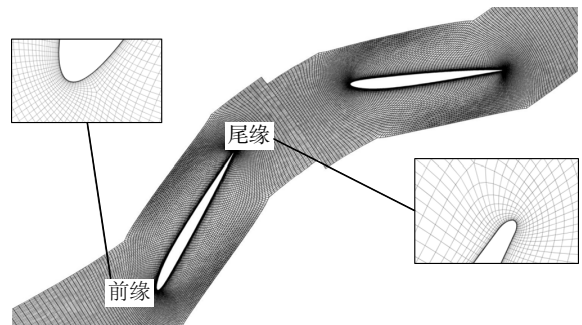


图 5 对转开式转子网格

Fig. 5 Grid of CROR

了设计点前排桨叶升力系数沿径向分布的实验结果和数值模拟结果对比(图中  $C_L$  为升力系数), 可以发现, 数值模拟得到的推力系数、功率系数及推进效率略大于实验值。分析图 6 可以发现, 在桨叶中部及桨尖的大部分区域, 数值模拟结果与实验结果十分接近, 最大相对误差出现在约 70% 叶高, 为 4.1%。而在桨根附近, 数值模拟得到升力系数分布与实验测量值存在一定偏差, 这是由于文献未明确给出实验时采用的轮毂造型, 本文在计算方法校核时采用了简化的轮毂造型, 这种简化的轮毂造型与实验模型存在偏差, 继而导致了桨根附近的数值模拟结果与实验测量值的偏差, 这也是表 1 中数值模拟得到的推力系数大于实验测量值的原因。综合可见, 本文采用的数值模拟方法可以模拟出对转开式转子的流动特征。选取 grid convergence index(GCI)<sup>[27]</sup> 进行网格无相关检验, 最终选取网格量约为 400 万的网格进行本文的数值模拟研究。

表 1 实验与数值模拟结果对比  
Table 1 Comparison of experiment and CFD results

| 项目     | 推力系数  | 功率系数  | 推进效率  |
|--------|-------|-------|-------|
| 实验     | 0.786 | 2.734 | 0.821 |
| CFD    | 0.834 | 2.778 | 0.857 |
| 相对误差/% | 6.048 | 1.593 | 4.385 |

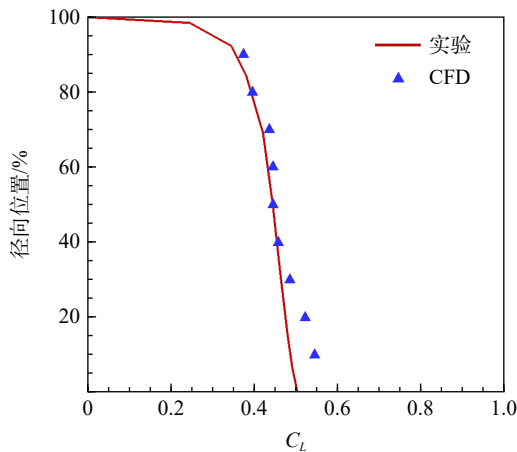


图 6 升力系数径向分布对比结果

Fig. 6 Comparison result of radial distribution of lift coefficient

### 3.3 修正方法

采用第 2 节的初始气动设计方法进行设计时, 设计结果与设计目标会存在一定误差, 可能的原因有: 一方面, 在计算后排理想轴向进气速度时存在一定误差, 导致后排进口气流角计算不准确;

另一方面, 由于对转开式转子桨叶稠度小, 采用修正 Carter 公式计算落后角存在误差。两方面因素最终导致计算出的转子叶型安装角径向分布不准确, 导致叶片实际做功量与设计目标产生偏差, 继而导致所设计的对转开式转子推力与目标推力存在差异。为了满足所需的目标推力, 需要对初始设计方法进行完善, 本文通过对初始设计结果的翼型折转角进行修正来满足设计需求。采用此设计参数进行修正的合理性存在如下讨论: 一是采用初始设计方法设计出的对转开式转子设计结果与设计目标偏差较小, 所需的修正量也较小, 对桨叶的推进效率影响不大; 二是通过翼型折转角的调整可以有效控制做功量。

通过对截面速度三角形进行分析, 可以发现, 改变对转开式转子翼型折转角时, 本质上改变了对转开式转子前排及后排各个截面的气流扭转角, 在小修正量的前提下, 对转开式转子推力与翼型折转角变化量应成近似的正比关系。可以基于此正比关系, 对初始气动设计结果进行修正, 使最终结果满足目标推力, 修正过程的示意图如图 7 所示。首先, 通过数值模拟得到初始设计的推力  $T_{\text{initial}}$ 。然后根据初始设计结果微调翼型折转角  $\Delta\theta_{\text{cor}}$  得到第一步修正的三维叶片, 采用数值模拟计算其推力  $T_{\text{cor}}$ 。最后根据初始设计的推力和第一步修正后的推力可以确定该对转开式转子的推力与翼型折转角修正量的关系, 通过插值可以得到满足目标推力  $T_{\text{required}}$  的所需修正量  $\Delta\theta_{\text{required}}$ 。

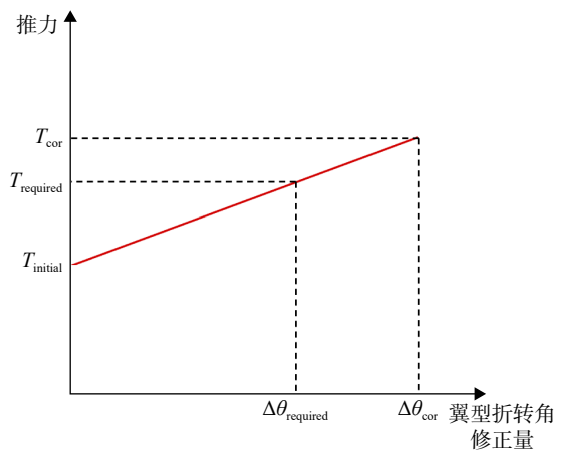


图 7 修正过程示意图

Fig. 7 Schematic diagram of correction process

## 4 设计实例及设计方法验证

### 4.1 设计实例

为了说明本文的对转开式转子气动设计方法

及设计流程,采用本文第 2 节的初始气动设计方法以及第 3 节的基于 CFD 的修正方法进行某型对转开式转子气动设计,设计约束如表 2 所示,设计的目标推力为 26 000 N。

表 2 对转开式转子设计参数(设计实例)  
Table 2 Design parameters of the CROR (design example)

| 参数   |            | 数值     |
|------|------------|--------|
| 飞行条件 | 飞行高度/m     | 10 668 |
|      | 飞行马赫数      | 0.785  |
| 前排转子 | 叶片数        | 12     |
|      | 转速/(r/min) | 1 100  |
|      | 转子直径/m     | 3.6    |
|      | 轮毂直径/m     | 1.44   |
| 后排转子 | 叶片数        | 12     |
|      | 转速/(r/min) | -1 100 |
|      | 转子直径/m     | 3.6    |
|      | 轮毂直径/m     | 1.44   |
|      | 前/后排间距/m   | 0.72   |

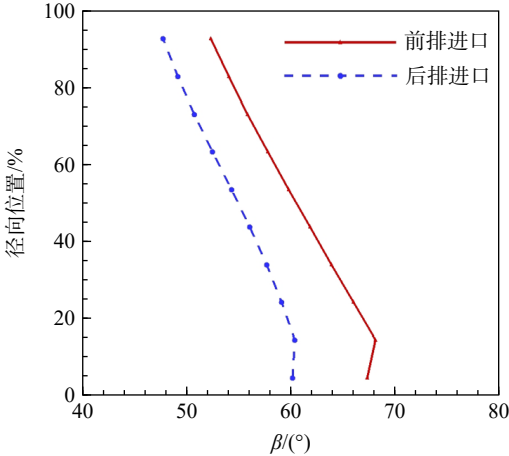
采用第 2 节中的一维气动设计方法进行设计,程序计算结果即一维气动设计结果如表 3 所示,由于前/后排推力之和为目标推力以及前/后排扭矩相等这两个条件作为设计约束被加入一维气动设计控制方程组,所以一维气动设计得到的总推力等于目标推力,并且前/后排转子的扭矩值相同。

表 3 一维气动设计结果(设计实例)  
Table 3 Results of one-dimensional aerodynamic design (design example)

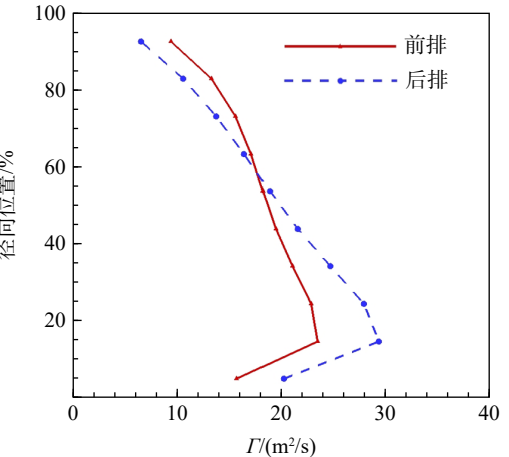
| 性能参数     | 前排       | 后排       | 整体       |
|----------|----------|----------|----------|
| 推力/N     | 11 394.7 | 14 605.3 | 26 000.0 |
| 扭矩/(N·m) | 30 322.0 | 30 322.0 | 60 644.1 |
| 推进效率     | 0.759    | 0.973    | 0.866    |

一维气动设计得到的进口气流角 $\beta$ 及环量 $\Gamma$ 的径向分布规律的设计结果如图 8 所示。可以发现,不同叶高处,后排转子的进口气流角小于前排转子的进口气流角,这与图 3 的速度三角形相符,后排转子的环量值在叶片中下部小于前排转子的环量值,在叶片中上部,前排转子的环量值更大。

基于一维气动设计结果,采用第 2 节的三维造型方法,可以得到初始气动设计的三维造型。采用第 3 节的数值模拟方法进行此对转开式转子性能计算,计算结果如表 4 所示。可以看出,相比



(a) 进口气流角径向分布设计结果



(b) 环量径向分布设计结果

图 8 一维气动设计结果(设计实例)  
Fig. 8 One dimensional aerodynamic design results (design example)

表 4 修正前对转开式转子性能(设计实例)  
Table 4 Performance of the CROR before correction (design example)

| 性能参数     | 前排       | 后排       | 整体       |
|----------|----------|----------|----------|
| 推力/N     | 12 265.8 | 15 458.5 | 27 724.3 |
| 扭矩/(N·m) | 33 212.9 | 34 111.0 | 67 323.8 |
| 推进效率     | 0.746    | 0.916    | 0.832    |
| 推力相对误差/% |          |          | 6.632    |

于表 3 的一维气动设计结果,CFD 计算得到的总推力略大,相对误差为 6.632%,前/后排转子的推力值均大于一维气动设计结果,推进效率均小于一维气动设计结果。

采用第 3 节所述修正方法进行初始气动设计的修正,可以得到最终所需的翼型折转角修正量为 $-0.486^{\circ}$ 。此时得到的对转开式转子几何如图 9 所示。

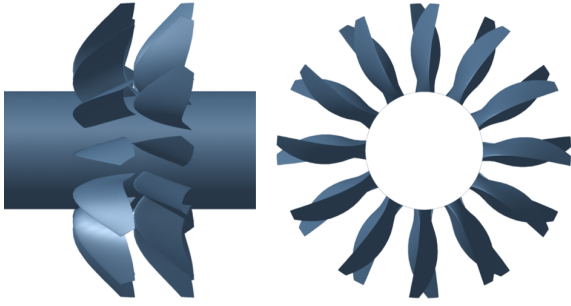


图 9 对转开式转子几何

Fig. 9 Geometry of CROR

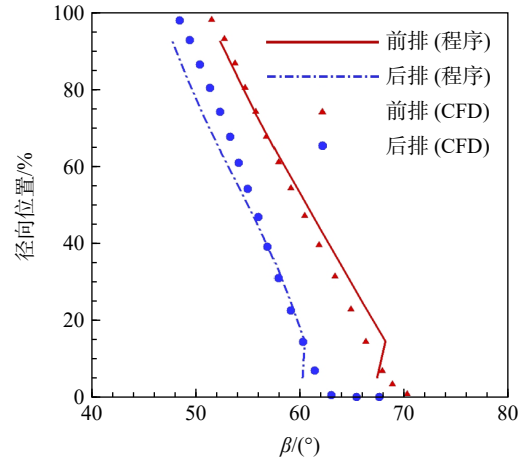
通过数值模拟计算得到修正后的对转开式转子性能,修正后的对转开式转子性能及其与程序得到的一维气动设计结果的对比如表 5 所示,可以发现,修正后的设计结果已经很好的满足了设计目标,修正后的总推力与目标推力相对误差为 0.320%,修正后的对转开式转子的前排推力略大于设计结果,后排推力略小于设计结果,前/后排扭矩值均大于设计结果,这也导致前/后排的推进效率均小于设计结果。这主要是由于,在进行一维气动设计时,未能考虑到叶型损失以及黏性损失,导致得到的推进效率偏大。

表 5 修正后对转开式转子性能(设计实例)

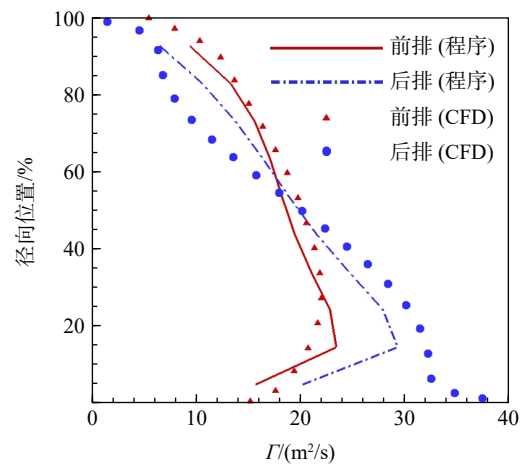
Table 5 Performance of the CROR after correction  
(design example)

| 性能参数     |        | 前排       | 后排       | 整体       |
|----------|--------|----------|----------|----------|
| 推力/N     | 程序     | 11 394.7 | 14 605.3 | 26 000.0 |
|          | CFD    | 11 787.9 | 14 128.9 | 25 916.8 |
|          | 相对误差/% | 3.45     | -3.26    | -0.32    |
| 扭矩/(N·m) | 程序     | 30 322.0 | 30 322.0 | 60 644.1 |
|          | CFD    | 31 506.8 | 30 998.9 | 62 505.7 |
|          | 相对误差/% | 3.91     | 2.23     | 3.07     |
| 推进效率     | 程序     | 0.759    | 0.973    | 0.866    |
|          | CFD    | 0.756    | 0.921    | 0.838    |
|          | 相对误差/% | -0.44    | -5.37    | -3.29    |

对于关键参数的径向分布,一维气动设计结果与 CFD 结果的对比如图 10 所示。对于进口气流角,可以发现,对于前排叶片,设计结果与 CFD 结果差距较小,对于后排叶片,设计结果在叶片中上部小于 CFD 计算结果,总体而言,CFD 计算得到的进口气流角与设计程序计算值差距较小;对于环量值,前排转子的设计结果与 CFD 计算结果吻合良好,对于后排转子,在叶片中上部,CFD 计算结果小于设计结果,在叶片根部,CFD 计算



(a) 进口气流角径向分布对比



(b) 环量径向分布对比

图 10 程序与 CFD 计算结果对比

Fig. 10 Comparison between program results and CFD results

结果大于设计结果。这主要是由于,叶片三维造型是基于设计结果构建的,即叶型安装角 $\beta_y$ 由程序计算结果确定,当设计程序计算的进口气流角偏小时,会导致计算的叶型安装角 $\beta_y$ 偏小,此时在 CFD 计算时,来流会处于负攻角状态,导致叶片做功量降低,使得 CFD 得到的环量值偏小。

所设计的对转开式转子 50% 叶高以及 80% 叶高处的相对马赫数及静压分布云图如图 11 所示,可以发现,50% 及 80% 叶高处的叶片通道内存在明显的激波现象,在叶片吸力面有一道明显的激波,前/后排桨叶均在前缘出现一道脱体激波。此外,还可以发现,本文设计出的对转开式转子在叶片吸力面气流分离较小,设计结果较为理想。

#### 4.2 设计方法验证

为了验证本文的对转开式转子气动设计方法,采用文献 [24] 中 F7A7 的设计参数进行设计,并和文献结果进行对比。经过一维气动设计,前排及后排转子的进气角、环量的径向分布规律如图 12

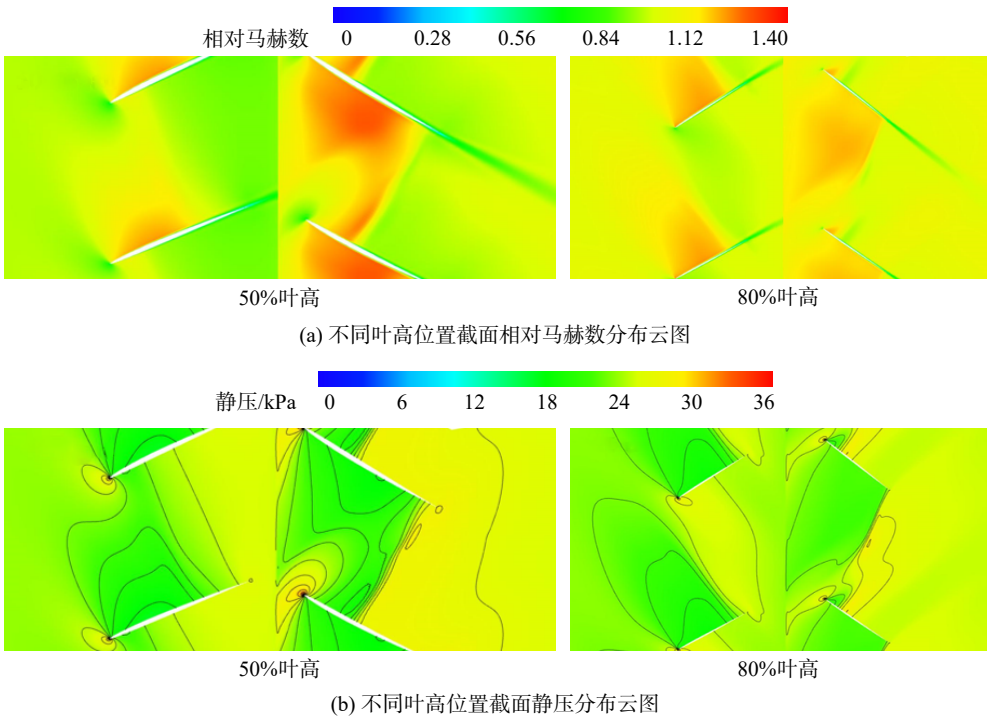


图 11 对转开式转子不同叶高位置截面云图(设计实例)  
Fig. 11 Contour of CROR at different cross sections (design example)

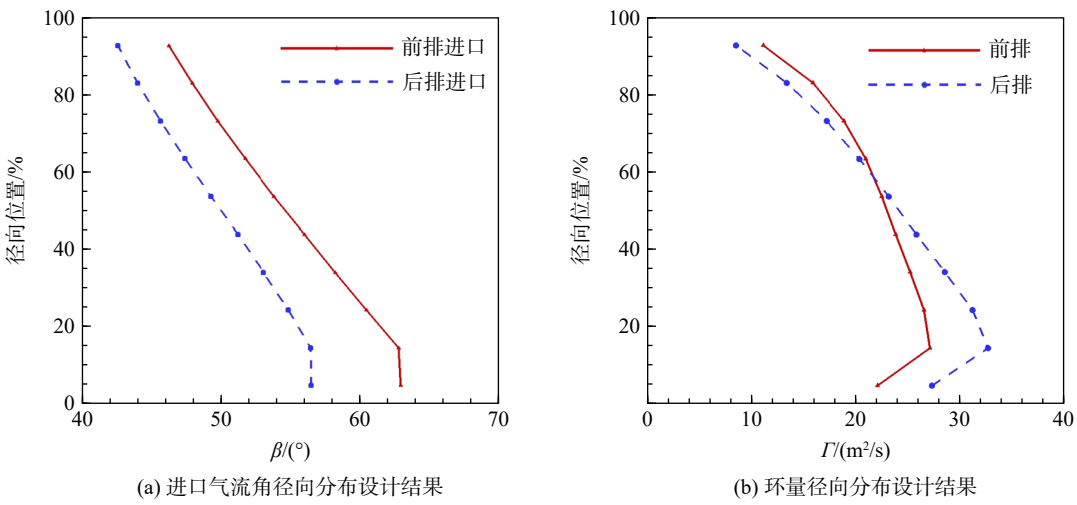


图 12 一维气动设计结果(验证算例)  
Fig. 12 One-dimensional aerodynamic design results (validation example)

所示。

采用数值模拟进行此初始气动设计结果的性  
能计算,计算得到的修正前对转开式转子性能如  
表 6 所示。

采用第 3 节的修正方法进行初始气动设计结  
果的修正,相比初始设计结果,所需的翼型折转  
角的修正量为 $-0.192^\circ$ 。修正后的对转开式转子  
气动性能如表 7 所示。可以发现其推进效率与  
表 1 中的 F7A7 的推进效率处于同一量级,说明  
本文设计方法的合理性。后排的推进效率高前

排的推进效率,说明后排转子有效地利用了前排

表 6 修正前对转开式转子性能(验证算例)  
Table 6 Performance of the CROR before correction  
(validation example)

| 性能参数     | 前排       | 后排       | 整体       |
|----------|----------|----------|----------|
| 推力/N     | 11 103.4 | 12 150.3 | 23 253.7 |
| 扭矩/(N·m) | 22 931.6 | 22 166.4 | 45 098.0 |
| 推进效率     | 0.774    | 0.876    | 0.824    |
| 推力相对误差/% |          |          | 2.665    |

表 7 修正后对转开式转子性能(验证算例)  
Table 7 Performance of the CRP after correction  
(validation example)

| 性能参数     | 前排       | 后排       | 整体       |
|----------|----------|----------|----------|
| 推力/N     | 10 905.6 | 11 742.9 | 22 648.5 |
| 扭矩/(N·m) | 22 439.0 | 21 362.2 | 43 801.2 |
| 推进效率     | 0.776    | 0.878    | 0.826    |
| 推力相对误差/% |          |          | -0.007   |

转子尾流。

图 13 给出了该对转开式转子 50% 及 80% 叶高处的相对马赫数和静压的分布云图。可以发

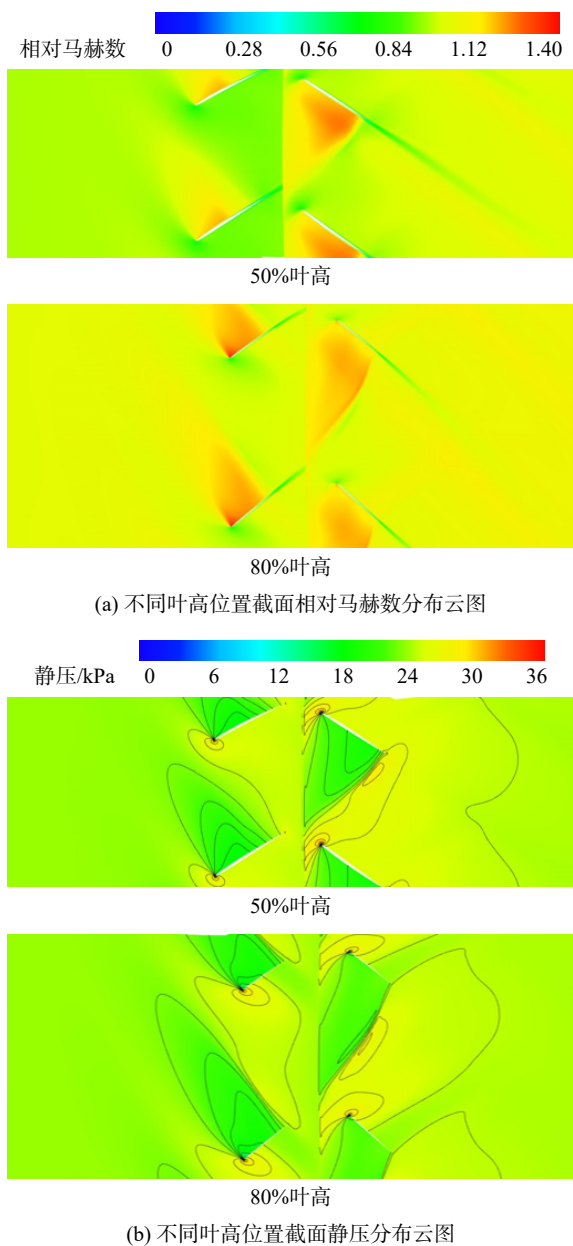


图 13 对转开式转子不同叶高位置截面云图(验证算例)  
Fig. 13 Contour of CROR at different cross sections  
(validation example)

现 50% 及 80% 叶高处, 桨叶通道中存在明显激波, 叶片尾缘无明显的气流分离。

## 5 结 论

本文建立了基于升力线理论的对转开式转子气动设计方法, 并考虑到高马赫数带来的气流压缩性影响, 进行对转开式转子的速度场计算, 采用压气机相关理论完成三维造型过程, 在初始设计结束后, 通过对翼型折转角的修正完成最终的对转开式转子的设计。通过对实际设计参数进行设计和计算, 验证了方法的可行性和合理性, 得到的结论如下:

1) 基于升力线理论进行对转开式转子设计可以针对设计约束, 求解出满足推力需求且使对转开式转子效率最高的转子环量分布以及进口气流角分布。

2) 对转开式转子前/后排存在耦合关系, 主要通过互诱导速度及尾流来传递。利用拉格朗日乘子法构建对转开式转子工作状态控制方程可以将前/后排转子耦合求解, 并在数值求解过程中通过迭代变量的更新, 将前/后排的耦合关系考虑在整个设计过程中。

3) 选择翼型折转角作为修正量可以有效地对初始设计进行修正并达到设计目标, 在小修正量前提下, 修正量与推力系数存在类似于正比关系, 所以在整个设计过程中只需进行 2 次 CFD 计算与再设计就可以得到最终目标, 设计高效。

4) 前/后排转子环量分布规律大致相同, 主要的载荷集中在叶片中部。对转开式转子叶片通道内存在明显的激波现象, 在叶片吸力面有一道明显的激波, 前/后排桨叶均在前缘出现一道脱体激波。

5) 前/后排桨叶根部的流动均受到轮毂附面层的影响, 轮毂附面层内的速度的不均匀可能导致桨叶根部的设计出现偏差, 因此桨叶根部的设计是未来需要着重加强的方向。

## 参考文献:

- [1] 章诚, 单鹏, 田晓沛. 多级轴流压气机甚高压部件设计探究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1166-1177.  
ZHANG Cheng, SHAN Peng, TIAN Xiaopei. Design inquiry of an ultra-high-pressure-ratio component of multi-stage axial flow compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1166-1177. (in Chinese)
- [2] NICHOLSH. UDF engine/MD80 flight test program[R]. AIAA1988-2805, 1988.

- [3] 周莉, 是介, 王占学. 开式转子发动机研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 1921-1932.  
ZHOU Li, SHI Jie, WANG Zhanxue. Research progress in open rotor engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 1921-1932. (in Chinese)
- [4] STUART A. The unducted fan engine[R]. AIAA1985-1190, 1985.
- [5] REID C. Overview of flight testing of GE aircraft engines' UDF engine[R]. Boston, US: 24th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, 1988.
- [6] CLAUS R. Aeroacoustic and performance simulations of a test scale open rotor[R]. AIAA2012-3823, 2012.
- [7] STEPHENS D. Nearfield unsteady pressures at cruise Mach numbers for a model scale counter-rotation open rotor[R]. AIAA2012-2264, 2012.
- [8] BARTH M, CALMELS B, AUPOIX B. Aerodynamics of counter-rotating open rotors at high speed[R]. AIAA2012-2786, 2012.
- [9] 周亦成. 桨扇推进器气动设计方法分析[J]. 航空动力, 2018 (3): 45-47.  
ZHOU Yicheng. Analysis of aerodynamics design methods of propfan[J]. Aerospace Power, 2018(3): 45-47. (in Chinese)
- [10] SMITH L H Jr. Unducted fan aerodynamic design[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 313-324.
- [11] GE36 Design and Systems Engineering. Full-scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept-design report[R]. NASA-CR-180867, 1987.
- [12] 周人治, 郝玉扬, 祁宏斌. 开式转子发动机对转桨扇设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(1): 1-5.  
ZHOU Renzhi, HAO Yuyang, QI Hongbin. Open rotor contra-rotating prop-fan design[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(1): 1-5. (in Chinese)
- [13] PLAYLE S C, KORKAN K D, VON LAVANTE E. A numerical method for the design and analysis of counter-rotating propellers[J]. Journal of Propulsion and Power, 1986, 2(1): 57-63.
- [14] HANSON D B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise[J]. AIAA Journal, 1983, 21(6): 881-889.
- [15] BARRY M. Open-rotor aerodynamics installation effects by a RANS-lifting line coupling method[R]. AIAA2014-3887, 2014.
- [16] NIGAM N, TYAGI A, CHEN P, et al. Multi-fidelity multi-disciplinary propeller/rotor analysis and design[R]. AIAA2015-0029, 2015.
- [17] 刘政良, 严明, 洪青松. 开式转子叶片气动设计研究[J]. 航空科学技术, 2013, 24(6): 37-40.  
LIU Zhengliang, YAN Ming, HONG Qingsong. Research on aerodynamic design of open rotor blade[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013, 24(6): 37-40. (in Chinese)
- [18] 周亦成, 单鹏. 可压升力面理论桨扇气动设计反问题方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1456-1469.  
ZHOU Yicheng, SHAN Peng. Inverse design approach for propfan aerodynamics based on compressible lifting surface theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1456-1469. (in Chinese)
- [19] ROHRBACH C. A report on the aerodynamic design and wind tunnel test of a Prop-Fan model[R]. AIAA1976-667, 1976.
- [20] BLACK D M, MENTHE R W, WAINAUSKI H S. Aerodynamic design and testing of an advanced 30 swept, eight bladed propeller at Mach numbers from 0.2 to 0.85[R]. NASA-CR-3047, 1978.
- [21] WRENCH J W. The calculation of propeller induction factors: AML problem 69-54[R]. Alexandria, US: David Taylor Model Basin, Department of the Navy, 1957.
- [22] KERWIN J E, LEOPOLD R. Propeller-incidence correction due to blade thickness[J]. Journal of Ship Research, 1963, 7(4): 1-6.
- [23] CETIN M, UCER A S, HIRSCH C, et al. Application of modified loss and deviation correlations to transonic axial compressors[R]. AGRAD-R-745, 1987.
- [24] HOFF G E. Experimental performance and acoustic investigation of modern, counterrotating blade concepts[R]. NASA-CR-185158, 1990.
- [25] STUERMER A. Unsteady CFD simulations of contra-rotating propeller propulsion systems[R]. AIAA2008-5218, 2008.
- [26] ZACHARIADIS A, HALL C A. Application of a Navier-Stokes solver to the study of open rotor aerodynamics[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(3): 031025.
- [27] ROACHE P. Quantification of uncertainty in computational fluid dynamics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29: 123-160.

(编辑: 秦理曼)