

文章编号:1000-8055(2011)08-1787-07

桨尖喷气驱动旋翼设计中的功率匹配方法

李毅波¹, 马东立¹, 牛凌宇²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京系统工程研究所 8 室, 北京 100101)

摘 要: 针对喷气旋翼内外流动高度耦合的特点,提出了喷气旋翼设计中的功率匹配方法,根据发动机喷流属性与管道流动建立起喷气驱动模型,管道流动计及面积、温度、摩擦、旋翼旋转的影响,应用经修正的叶素法计算旋翼拉力与扭矩,最后对一种喷气旋翼进行了设计,结果显示旋翼翼型相对厚度与转速是影响拉力与功率平衡的主要因素,该方法可用于总体阶段喷气旋翼设计参数的快速确定与发动机选型。

关 键 词: 反作用驱动; 管道流动; 翼尖喷气; 旋翼设计; 气动力

中图分类号: V222

文献标志码: A

Power-matching methodology in tip-jet drive rotor design

LI Yi-bo¹, MA Dong-li¹, NIU Ling-yu²

(1. School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. The 8th Department, Beijing System Engineering Institute, Beijing 100101, China)

Abstract: A power-matching methodology was promoted to decouple the interior-flow and external-flow of a tip-jet drive rotor, and a reaction-drive model based on the engine exhaust gas property and duct flow condition was established, which including: influence of area, temperature, friction and rotor rotation. The rotor tension and torque was analyzed by a modified blade element method. The result shows that section thickness and rotary speed are main influential factors to the tension and power balance, and the represented method is a rapid approach to choose the jet rotor parameters in overall design stage.

Key words: reaction drive; ducted flow; tip-jet; rotor design; aerodynamic force

喷气旋翼通过翼尖高速喷流产生反作用力驱动旋翼旋转,与轴驱动旋翼相比,消除了沉重的齿轮传动系统与反扭矩系统,有效减小了系统的复杂性,具有简单易用、结构质量轻的特点^[1]。

产生翼尖喷流的方式有两种:一是在翼尖安装喷气发动机,如 XH-20, H-26, YH-32 直升机,这种方式噪声大,耗油率高,且翼尖发动机产生的离心力使旋翼结构强度面临极大挑战,因此没有得到大范围应用。另一种是从喷气发动机或空气压缩机尾部引出气体,气体通过管道流经旋翼桨毂、中空桨叶,最后从旋翼翼尖喷口喷出,产生反

作用驱动力,如 XV-1, XV-9A, XV-17 以及一些超轻型直升机,这种方式降低了噪声水平与对结构的要求^[2],是喷气旋翼产生喷流的主要方式,缺点是效率较低,效率的降低增大了动力装置质量与燃油消耗量,抵消了喷气旋翼不需要传动系统与反扭矩系统的优势,因此现代直升机大多采用了轴驱动旋翼,只有少数超轻型直升机仍在使用喷气旋翼。

随着对垂直起降、高速巡航飞行器的需求日益增长,出现了新概念可停转旋翼飞行器,如美国 X-50, M-85 等^[3],使对喷气旋翼的研究又重新成

收稿日期:2010-10-20; 修订日期:2011-05-16

作者简介:李毅波(1983—),男,湖南娄底人,博士生,研究方向为飞行器总体设计。

为热点. 此飞行器的旋翼具有两大特点: 第一, 旋翼采用喷气驱动, 在只有单一动力情况下既能满足垂直起降时的功率需求, 又能满足高速平飞的推力需求. 第二, 旋翼可高速旋转为垂直起降提供拉力, 又可锁定成固定翼为高亚声速巡航提供升力, 旋翼停转部分不作为本文研究内容.

喷气旋翼的特点是发动机喷流属性、管道直径、旋翼参数的高度耦合, 旋翼设计参数如相对厚度、弦长、直径、转速既影响拉力与扭矩, 也影响翼尖喷流的速度与流量, 进而影响旋翼可用功率, 因此喷气旋翼比普通旋翼有更为严格的设计约束. 国外对喷气旋翼的设计问题研究起步较早, 大部分集中于设计方法的论述, 对物理模型只有部分描述, 难以用于喷气旋翼的完整设计^[4-6].

本文在上述研究基础上, 基于喷气旋翼需用功率与可用功率的匹配, 总结了一套适用于总体设计阶段的喷气旋翼参数设计方法, 建立了经简化的旋翼喷气驱动模型与旋翼气动力计算模型, 可快速确定喷气旋翼设计参数, 缩短设计分析时间, 本文确立的方法也可用于发动机选型.

1 喷气旋翼原理及几何特征

典型的喷气旋翼系统由进气道、发动机、泻流喷口、主轴管道、桨叶管道、翼尖喷口及旋翼构成, 如图 1. 喷流从发动机尾喷口进入主轴管道, 在桨毂处经 Y 形管道分成两股分别进入旋转的桨叶管道, 然后在翼尖喷口处高速喷出产生反作用力驱动旋翼旋转, 泻流喷口可防止反压太大而导致发动机喘振.



图1 典型喷气旋翼系统
Fig.1 Typical tip-jet rotor system

发动机喷流气体温度对喷气效率、管道材料、桨叶结构影响较大, 根据温度的不同, 可分为“冷喷”、“暖喷”、“热喷”^[7], 见表 1. “冷喷”喷流温度与速度较低, 产生相同的驱动力需要更大的气流

流量, “冷喷”对材料与结构要求较低, 在超轻型直升机上仍有应用. “热喷”喷流温度较高, 对管道与旋翼材料的耐高温性能要求较高, 难度较大. “暖喷”在气流温度与能量上达到了较好的折中, 适合在喷气旋翼上使用.

表 1 三种引气方式

Table 1 Three pressure jet means

引气来源		气体典型温度/℃
冷喷	涡扇发动机风扇或空气压缩机	200
暖喷	涡扇发动机混合喷流	450
热喷	涡喷发动机喷流	700

喷气管道处于桨叶内部, 为变截面形状管道, 其截面面积与桨叶几何参数存在耦合关系. 在桨毂部位, 管道兼具变距铰作用, 其剖面形状须为圆形, 布置于剖面最大厚度处, 见图 2. 管道截面积与旋翼参数的关系为

$$S_{dr} = \pi \left[\frac{Cl}{2} - (\delta + d) \right]^2 \quad (1)$$

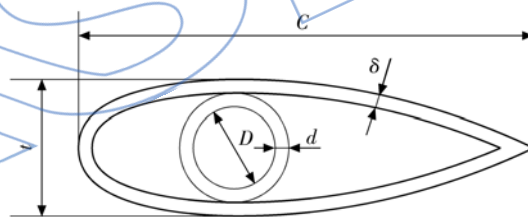


图2 桨毂部位桨叶剖面形状
Fig.2 Blade cross section at hub

在桨尖部位, 管道截面形状随翼型外形变化, 以保证在翼型弦长与相对厚度减小时, 管道截面面积保持不变, 见图 3. 初步设计时桨尖部位管道截面面积可由下式计算:

$$S_{dr} = k[(h_1 + h_2) - 2(\delta + d)] \left[\frac{C_1}{2} - d \right] \quad (2)$$

式中 k 为截面形状因子.

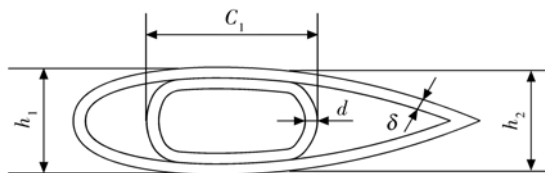


图3 桨尖部位桨叶剖面形状
Fig.3 Blade cross section at tip

2 功率匹配设计方法与模型

2.1 功率匹配设计方法

喷气旋翼参数除影响旋翼拉力与需用功率外,同时也影响旋翼可用功率,其参数设计需同时满足拉力与质量、需用功率与可用功率平衡

$$\begin{cases} T = G \\ P_{re} = P_a \end{cases} \quad (3)$$

式中 G 为设计质量, T 为旋翼拉力, P_a 为可用功率, P_{re} 为需用功率。

其中旋翼拉力 T 与需用功率 P_{re} 是旋翼几何参数与转速的函数,可用功率 P_a 是发动机喷流、管道截面面积、旋翼直径与转速的函数

$$\begin{cases} T = T(R, C, \bar{t}, \varphi_r, \Omega) \\ P_{re} = P_{re}(R, C, \bar{t}, \varphi_r, \Omega) \\ P_a = P_a(p_0, T_0, Ma_0, S_d, R, \Omega) \end{cases} \quad (4)$$

式中 φ_r 为旋翼总距, p_0, T_0, Ma_0 分别为发动机喷流总压、总温、马赫数, S_d 为管道截面面积。可见,旋翼需用功率与可用功率通过旋翼转速、半径、弦长、翼型厚度等参数耦合。

基于功率匹配的喷气旋翼设计流程如图 4。根据设计要求初步选择旋翼参数后,一方面结合发动机喷流属性对管道内流进行分析,得到此设

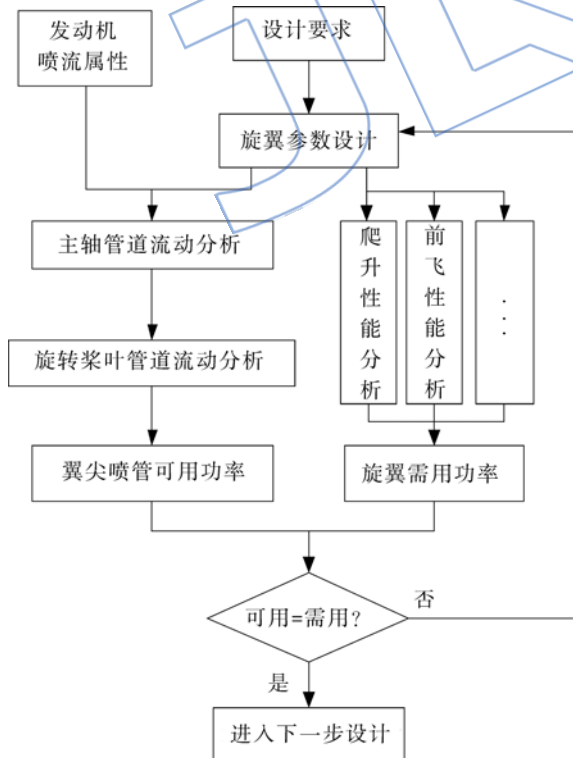


图 4 喷气旋翼设计流程

Fig. 4 Process of tip-jet rotor design

计参数下的可用功率,另一方面对旋翼外流进行分析,得到旋翼需用功率,对比可用功率与需用功率,如满足要求则进入下一步设计,不满足则更新设计参数,进行新一轮分析。

2.2 喷气旋翼可用功率模型

喷气旋翼从发动机引气,发动机喷流在尾喷口处总压、总温、马赫数分别为 p_0, T_0, Ma_0 , 喷口截面积为 A_0 ; 喷流经主轴阀门、旋翼桨毂到达旋翼根部 i 截面, 气体属性为 p_i, T_i, Ma_i ; 翼尖喷口处气体属性为 p_e, T_e, Ma_e , 喷管面积为 A_e 。

发动机喷流经 $0-i$ 之间管道时, 管道与主轴阀门引起总压损失, i 截面总压为

$$p_i = (1 - k_{0i}) p_0 \quad (5)$$

k_{0i} 为总压损失系数, 处于 $0.02 \sim 0.04$ 之间。

气流流经 $i-e$ 管道时受旋翼旋转离心力影响, 假设管道内为一维等熵流动, 则马赫数变化主控方程为

$$\frac{dMa}{dr} = \frac{Ma \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)}{1 - Ma^2} \times \left\{ -\frac{1}{A} \frac{dA}{dr} + \frac{\gamma Ma^2}{2} \frac{4f}{D} + \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}{2T} \frac{dT}{dr} - \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2}{RT} \Omega^2 r \right\} \quad (6)$$

式中 f 为管道摩擦因数, D 为管道水力直径, Ω 为旋翼角速度, r 为流体微团径向坐标。

方程右端括号内四项分别为管道截面面积变化、管道摩擦损失、总温变化、离心力对管道流动马赫数的影响。在实际应用中, 可合理地假设管道内为绝热流动, 即 $dT/dr = 0$, 故式(6)括号内第三项可略去。对上述微分方程积分, 可得到旋翼翼尖喷口处喷流马赫数 Ma_e 。此式适用于管道内流动为亚声速情况^[6,8]。

喷口处实际喷流速度为

$$V_e = C_e Ma_e \sqrt{\gamma R T_e} \quad (7)$$

C_e 为三维流动与非等熵流动修正系数, 典型取值范围为 $0.93 \sim 0.99$ 。

喷口处质量流量为

$$\dot{m}_e = A_e p_e Ma_e \sqrt{\frac{\gamma}{RT}} \quad (8)$$

已知质量流量、喷流速度与旋翼旋转速度, 可求得翼尖喷流产生的反作用力

$$F_a = \dot{m}_e (V_e - \Omega R_e) \quad (9)$$

式中 R_e 为喷口所在位置径向坐标, $\dot{m}_e \Omega R_e$ 表示由

旋转加速度产生的科氏力。

故翼尖喷气系统提供的可用功率为

$$P_a = bF_a \Omega R_c \quad (10)$$

式中 b 为桨叶片数。

文献[8]对一种小型喷气旋翼的管道系统进行了实验测试,从涡轮喷气发动机尾部引气,在喷流流量给定(0.54 kg/s)的情况下,测量了不同管道直径时的喷流反作用推力,根据本文方法计算结果与文献中的结果对比如图5,可见根据本文方法计算结果与文献中的数据基本一致。

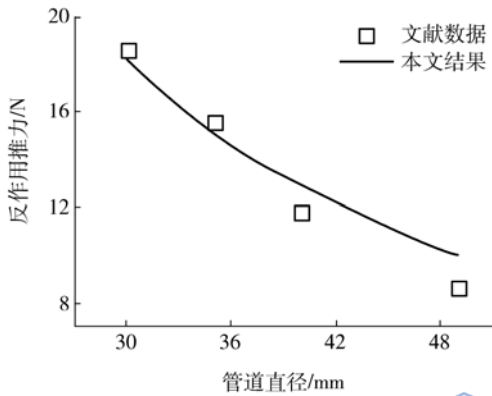


图5 本文计算结果与文献数据对比

Fig. 5 Comparison between calculation results and literature data

2.3 旋翼需用功率模型

旋翼气动力计算理论包括滑流理论、叶素理论、涡流理论以及计算流体动力学(CFD)方法^[9-10]。滑流理论应用动量定理来研究旋翼桨盘对气流的作用,优点是计算模型简单,缺点是不涉及旋翼桨叶几何特性,只适用于旋翼性能的初步估算。叶素理论把旋翼看成由无限多叶素构成,每个叶素作为二维翼型产生气动力,通过诱导速度计及尾流的影响,沿径向对桨叶积分即可得到旋翼拉力与扭矩。叶素理论建立起桨叶几何特性与气动特性的关系,可直接用于旋翼设计中。计算当地诱导速度是叶素理论计算气动力的关键,涡流理论能给出较为准确的诱导速度分布^[11]。本文采用一种经验修正的叶素法计算旋翼气动力。

以爬升速度 V_c 垂直飞行时,旋翼拉力系数与需用功率系数为

$$\begin{cases} C_{tv} = \int_{\bar{r}_0}^B \frac{\bar{r}\bar{c}}{\pi} C_{l\alpha,r} (\varphi_r + \alpha_{0,r} - \phi_r) d\bar{r} \\ C_{prv} = \int_0^1 \frac{b\bar{r}^3\bar{c}}{\pi} C_{d0,r} d\bar{r} - \int_{\bar{r}_0}^B \frac{b\bar{r}^3\bar{c}}{\pi} C_{l,r} \phi_r d\bar{r} \end{cases} \quad (11)$$

式中 $\bar{r}_0$ 表示桨叶根部起始相对径向位置, $\alpha_{0,r}$ 为叶素零升迎角, φ_r 为当地几何迎角, B 为桨尖损失因数^[12]

$$B = 1 - \frac{\sqrt{2} \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{dC_t}{d\bar{r}} d\bar{r}}{b} \quad (12)$$

式中 r 处非均匀诱导速度 v_1 及当地入流角 ϕ_r 为

$$\begin{aligned} v_1 &= \left[\frac{\Omega b c C_{l\alpha}}{16\pi} + \frac{V_c}{2} \right] \times \\ &\quad \left[-1 + \sqrt{1 + \frac{\Omega^2 r b c C_{l\alpha} \left(\varphi - \frac{V_c}{\Omega r} \right)}{\left[\frac{\Omega b c C_{l\alpha}}{16\pi} + \frac{V_c}{2} \right]^2}} \right] \end{aligned} \quad (13)$$

$$\phi_r = \arctan \frac{v_1 + V_c}{\Omega r} \quad (14)$$

$C_{l\alpha}$ 为叶素升力线斜率,是翼型相对厚度 $\bar{t}$ 与当地马赫数的函数,即 $C_{l\alpha} = C_{l\alpha}(\bar{t}, Ma)$ 。 $\bar{c} = c/R$ 为相对当地弦长, $\bar{r} = r/R$ 为相对径向位置, V_c 为垂直上升速度, $C_{d0,r}$ 为叶素零升阻力系数,是翼型相对厚度 $\bar{t}$ 与当地马赫数的函数,即 $C_{d0,r} = C_{d0,r}(\bar{t}, Ma)$ 。

以速度 V_i 前飞时,旋翼拉力系数与需用功率系数为

$$\begin{cases} C_{tf} = \frac{b}{2\pi A \Omega^2 R} \int_0^{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^B \frac{U_t^2 C_{l\alpha,r} \bar{c}}{2} d\bar{r} d\psi \\ C_{prf} = \frac{b}{2\pi A \Omega^2 R} \times \\ \int_0^{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^B \frac{U_t^2 \bar{r}\bar{c}}{2} \left[C_d - C_{l\alpha,r} \alpha \frac{U_n}{U_t} \right] d\bar{r} d\psi \end{cases} \quad (15)$$

式中 α 为叶素当地迎角

$$\alpha = \theta_0 + \bar{r}\theta_1 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi + \arctan \frac{U_n}{U_t} \quad (16)$$

式中 U_n, U_t 分别为叶素当地垂直速度与切向速度

$$\begin{cases} U_n = V_i \alpha_s - V_{in} - r\dot{\beta} - V_i \beta \cos \psi \\ U_t = \Omega r + V_i \sin \psi \end{cases} \quad (17)$$

式中 α_s 为平行于旋翼轴的前飞速度分量, V_{in} 为当地诱导速度, β 为挥舞角。

旋翼需用功率取爬升需用功率与前飞需用功率的最大值。

3 设计实例及参数影响分析

对一种采用椭圆翼型的喷气旋翼进行设计,分析旋翼翼型厚度、旋翼转速对需用功率可用功率影响。设计要求:起飞质量为 550 kg,海平面垂直爬升速度为 4 m/s,1000 m 高度最大前飞速度

为 150 km/h。从涡扇发动机引气,发动机增压比为 2.1,喷流温度为 723 K,混合喷流马赫数为 0.70。假定部件垂直阻力占起飞总重的 7%。

椭圆翼型气动特性由 CFD 分析得到,主控方程为雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程,湍流模型为 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型,建立椭圆翼型升力与阻力特性随厚度、速度变化数据库。

旋翼桨盘载荷、旋翼实度、桨叶平面形状等主要设计参数根据性能要求确定,见表 2。

表 2 旋翼主要参数
Table 2 Main parameters of rotor

参数	数值	参数	数值
旋翼拉力/N	5750	桨叶片数	2
桨盘载荷/(kg/m ²)	54	旋翼直径/m	3.6
旋翼实度	0.19	梢根比	0.4
桨盘面积/m ²	10.18	根弦长/m	0.72
桨叶面积/m ²	1.98	梢弦长/m	0.40

当旋翼翼根剖面相对厚度 $\bar{t}_{r0}$ 确定时,为保证截面面积不变,翼尖剖面的最小相对厚度 $\bar{t}_{t,min}$ 也随之确定。在本文确定的参数条件下,翼根剖面相对厚度对应的翼尖剖面最小相对厚度见图 6。

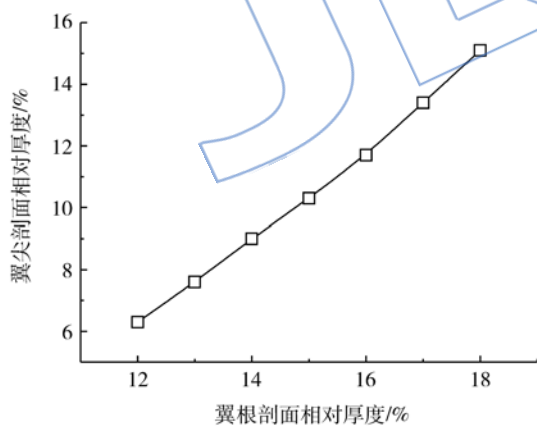
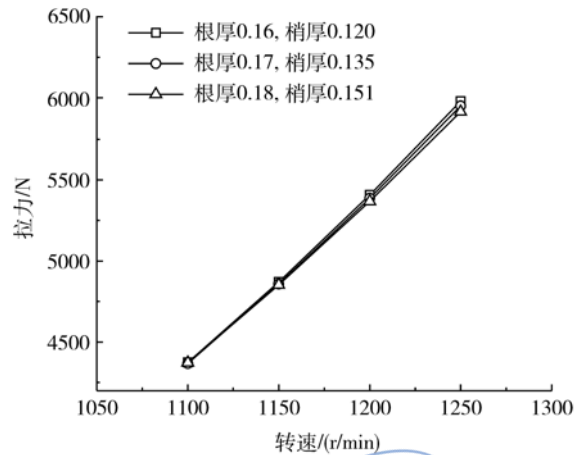


图 6 不同 $\bar{t}_{r0}$ 对应的 $\bar{t}_{t,min}$

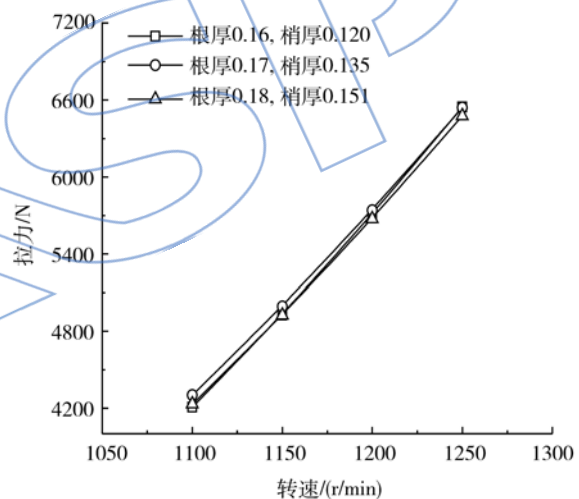
Fig. 6 Required $\bar{t}_{t,min}$ with $\bar{t}_{r0}$

旋翼剖面相对厚度与旋翼转速对垂直爬升与前飞两种状态时的拉力与需用功率影响见图 7。由图可见:①剖面相对厚度对两种状态时的拉力影响较小;②剖面相对厚度越大,垂直爬升与前飞时的需用功率越大,即从需用功率上来说,剖面相对厚度取小值较好;③转速越大,两种状态的拉力与需用功率越大;④在本文确定的参数条件下,前

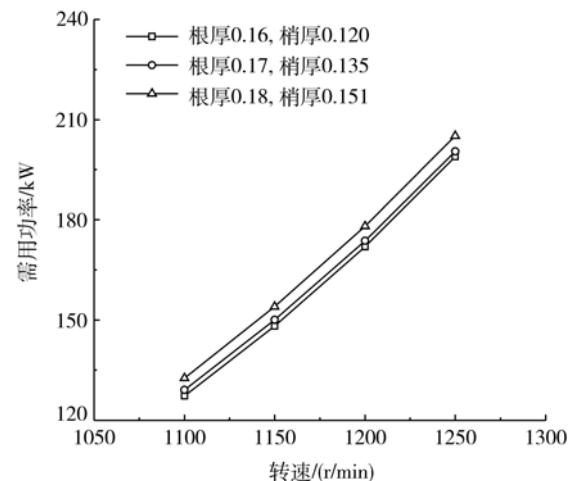
飞时的需用功率小于垂直爬升时的需用功率,故下文的分析基于可用功率与垂直爬升需用功率的匹配。



(a) 垂直爬升时拉力



(b) 前飞时拉力



(c) 垂直爬升时需用功率

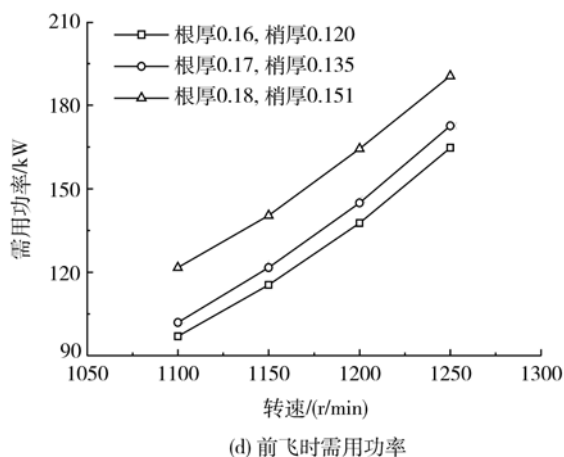
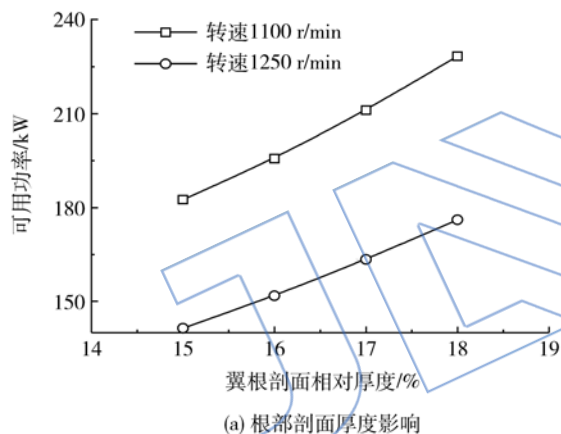


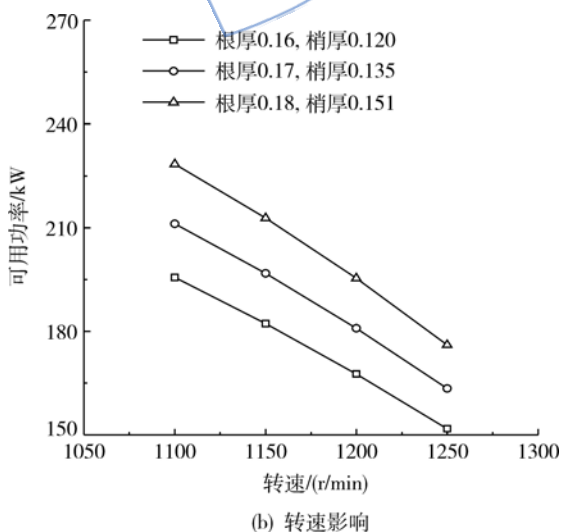
图7 垂直爬升与前飞时旋翼拉力与需用功率

Fig. 7 Rotor tension and power at climbing and flying

在给定发动机喷流速度情况下,旋翼剖面相对厚度与旋翼转速对可用功率的影响见图8.①剖面



(a) 根部剖面厚度影响



(b) 转速影响

图8 剖面相对厚度与转速对可用功率的影响

Fig. 8 Influence of section thickness and rotary speed on available power

相对厚度越大,可用功率越大,即从可用功率上来说,剖面相对厚度取大值较好;②由于旋转产生的科氏力减少喷流反作用推力,故转速越大,可用功率越小。

由以上分析可知旋翼需用功率与可用功率对剖面相对厚度的要求矛盾:减小需用功率需减小剖面相对厚度,增大可用功率需增大剖面相对厚度。两者对转速的要求一致:减小需用功率与增大可用功率都需减小旋翼转速。

通过调节剖面相对厚度与旋翼转速可达到需用功率与可用功率的匹配,如图9.①在旋翼转速已由拉力平衡确定的情况下,选择合适的剖面相对厚度达到功率平衡。如在本文的设计拉力下,由图9可知满足拉力平衡的转速在1220 r/min左右,此时根部剖面厚度分别为0.16与0.18的旋翼需用功率分别为182 kW与187 kW,其中根部剖面厚度0.16的旋翼可用功率为161 kW,可用功率小于需用功率,而根部剖面厚度0.18的旋翼能提供的可用功率为186 kW,基本满足功率平衡。②如果选用根部剖面厚度 ≤ 0.16 的旋翼,则达到功率平衡的转速 ≤ 1190 r/min,此时要满足拉力平衡则需优化旋翼翼型的升力特性,这已超出本文研究的范围。

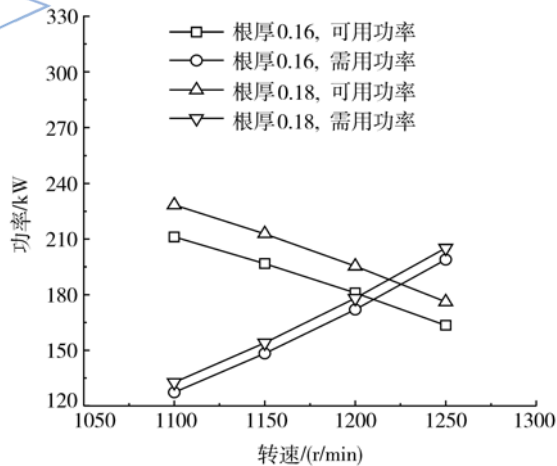


图9 可用功率与需用功率的匹配

Fig. 9 Matching of available power and required power

4 结 论

基于功率匹配建立了喷气旋翼参数设计方法,得到以下结论:

1) 与常规旋翼相比,喷气旋翼在设计上最大

的难点是旋翼设计参数除影响拉力与需用功率外,也影响可用功率,在设计阶段必须考虑旋翼内部管道流动特性;

2) 旋翼旋转速度对可用功率影响较大,某些情况下甚至大于喷管截面积的影响,设计时需充分重视;

3) 本文建立的方法适用于管道内流动为亚声速情况,在总体设计阶段可快速确定旋翼设计参数,也可用于检验发动机与旋翼的匹配。

参考文献:

- [1] Mitchell C A, Vogel B J. The canard rotor wing (CRW) aircraft; a new way to fly[R]. AIAA 2003-2517, 2003.
- [2] Head R E. Reaction drive rotors-lessons learned [R]. AIAA-92-4279, 1992.
- [3] Lee J W, Jeon K S, Kim M, et al. Rotor design for the performance optimization of canard rotor/wing aircraft[C]// International Conference on Computational Science and its Applications. Glasgow: Springer Verlag, 2006: 932-941.
- [4] Kondor S, Heiges M. Active flow control for control of ducted rotor systems[R]. AIAA 2001-0117, 2001.
- [5] Weelden S D, Smith D E, Mullins B R. Preliminary design of a ducted fan propulsion system for general aviation aircraft[R]. AIAA 96-0376, 1996.
- [6] Crossley W A. Sizing methodology for reaction-driven, stopped-rotor vertical takeoff and landing concepts [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1367-1374.
- [7] Mavris D N, Tai J, Schrage D P. A multidisciplinary design optimization approach to sizing stopped rotor configurations utilizing reaction drive and circulation control[R]. AIAA-94-4296-CP, 1994.
- [8] Park K H, Goo N S, Park H C, et al. Design and test of power system for a reduced-scale tip-jet rotor using a small turbo-jet engine[R]. AIAA 2003-6570, 2003.
- [9] 肖中云. 旋翼流场数值模拟方法研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
XIAO Zhongyun. Investigation of computational modeling techniques for rotor flowfields[D]. Mianyang, China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [10] Lind R, Nathman J K, Gilchrist I. Ducted rotor performance calculations and comparisons with experimental data [R]. AIAA 2006-1069, 2006.
- [11] 王适存, 徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 203-211.
WANG Shicun, XU Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(3): 203-211. (in Chinese)
- [12] 高正, 陈文轩, 施永正. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.