

文章编号: 1000-8055(2012)09-2013-08

共轴双旋翼自转气动特性

姬乐强, 朱清华, 崔 钊, 李建波

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为了研究共轴双旋翼自转状态下的气动特性, 开展了共轴双旋翼自转气动特性理论和试验研究. 采用叶素理论计算旋翼力及力矩特性, 引入气动干扰模型及动态入流捕捉旋翼流场的变化, 对共轴双旋翼自转状态下的气动特性进行了理论分析和计算. 风洞吹风试验与理论模型计算对比分析表明: 旋翼转速较大时的误差小于 5%, 验证了理论模型的有效性. 获得了上/下旋翼转速及升力随着总距角、后倒角、上/下旋翼间距及风速的变化关系. 对比分析了上/下旋翼的相互气动干扰强度, 获得了有效的共轴双旋翼自转时旋翼拉力分配的计算方法.

关 键 词: 共轴双旋翼; 自转; 气动干扰; 风洞试验; 气动特性

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Research on aerodynamic characteristics of autorotating coaxial twin-rotor

JI Le-qiang, ZHU Qing-hua, Cui Zhao, LI Jian-bo

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to investigate the aerodynamic characteristics of autorotating coaxial twin-rotor, the wind-tunnel test of an autorotating coaxial twin-rotor was performed with the theoretical investigation. The blade element theory is adopted to calculate aerodynamic force and moment. The aerodynamic interaction model and the dynamic inflow model were used to investigate the inflow of the autorotating coaxial twin-rotor. The comparison between experiment and calculation shows that the error is less than 5% when the rotor speed is greater than 300 r/min. Thus, the model of the aerodynamic characteristics of autorotating coaxial twin-rotor was verified. The relationship of speed and lift of the twin-rotor and the design parameters which included pitch angle, shaft angle, the distance between the upper rotor and the lower rotor, and wind speed of the wind tunnel was obtained. The aerodynamic interaction between the rotors was analyzed. The method of calculation for the thrust ratio of the upper rotor and the lower rotor was derived.

Key words: coaxial twin-rotor; autorotation; aerodynamic interaction;
wind-tunnel test; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2011-10-20

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.013.html>

基金项目: 国家级重点实验室基金(9140C4001010901)

作者简介: 姬乐强(1983—), 男, 山东莘县人, 博士生, 主要从事直升机空气动力学研究.

共轴双旋翼自转是指具有共轴式直升机的旋翼结构,在无发动机驱转的情况下,通过前飞或下降时产生的相对气流提供旋翼旋转的驱动力的一种工作模式。直升机,尤其是单发直升机在发动机或传动系统失效等情况下必须依靠自转下滑和自转着陆来提高其生存能力。因此,自转性能是共轴式直升机设计的一个重要指标。共轴式直升机的诱导速度与尾流的轴向分量的方向一致,而共轴双旋翼自转产生的诱导速度与其尾流的轴向分量的方向是相反的。共轴双旋翼稳定自转时,由于上/下旋翼之间存在着气动干扰,使得两副旋翼的相对气流不相等,旋翼从空气中获得的能量也不相等,表现为上/下旋翼的转速和升力不相等。共轴双旋翼自转的气动特性十分复杂,深入的研究对共轴式直升机的安全性设计具有重要的理论指导意义。

Houston 和 Thomson 建立了自转旋翼机飞行动力学模型,对自转旋翼机的配平及响应特性进行了深入研究^[1-3]。Cuerva 和 Sanz-Andres 利用动量叶素理论以及改进的 Froude-Finsterwalder 方程来分析研究旋翼自转状态^[4]。Brinderjone 和 Sirohi 等人考虑挥舞运动和入流变化,对旋翼机传动系统的有效载荷进行了分析计算^[5]。McCormick 采用简单的挥舞运动方程并引入非均匀入流对旋翼自转性能进行了计算^[6]。Floros 和 Johnson 采用齐次挥舞方程和降速旋翼模型,对一复合直升机在大前进比下的自转旋翼的配平进行了研究^[7]。Kim 等人研究了自转旋翼前飞状态下的气动特性,并利用 Navier-Stokes (N-S) 方程以及 Pitt/Peters 动态入流对旋翼挥舞运动方程与总距、前飞速度及后倒角之间的关系进行了研究^[8]。王焕瑾和高正建立了单旋翼自转气动模型,并对直升机正常工作状态与自转状态进行了对比分析,讨论了旋翼的转速与总距角、前飞速度及桨盘迎角的关系^[9]。夏亮等从理论上研究了直升机在发动机停车后自转着陆的安全性问题^[10]。朱清华和李建波进行了单旋翼自转气动特性的分析研究,采用叶素理论建立了自转气动模型,并进行了自转气动特性的试验研究^[11-12]。

本文基于叶素理论,利用数值积分法建立了共轴双旋翼自转气动特性的数学模型,通过引入上/下旋翼干扰模型以及动态入流模型来捕捉旋翼流场的变化。对共轴双旋翼的自转气动特性进行了理论分析和计算,并在南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室开展了共轴双

旋翼自转气动特性风洞吹风试验研究。

1 共轴双旋翼自转气动原理分析

在自转状态下,旋翼产生升力的原理与驱转旋翼不同。对于自转单旋翼来说,桨盘上方无穷远处的诱导速度是桨盘平面处的 2 倍^[13-14]。共轴双旋翼自转状态下的各副旋翼的气动特性与单旋翼自转的气动特性相同,但是共轴双旋翼之间存在气动干扰使得上/下两副旋翼在同一流场中的相对气流并不相同,轴流状态下,共轴双旋翼在自转状态上下/下旋翼的均匀来流情况如图 1。

图 1 所示,轴流状态下,气流自下而上,风速为 V 。当上/下旋翼都处于稳定自转状态的情况下,假设下旋翼产生的均匀诱导速度为 v_{ilow} ,方向向下,那么在下桨盘平面处的入流速度为 $V - v_{ilow}$ 。下旋翼产生的诱导速度经过一定距离(上/下旋翼的间距),亦即下旋翼的诱导速度到达上桨盘平面时其量值变化为 v_{ih} ,且 $|v_{ih}| > |v_{ilow}|$,方向向下。则有 $V > V - v_{ih}$,也可以得到下旋翼的入流比上旋翼的入流大。同状态下,上旋翼产生的诱导速度要比下旋翼的诱导速度小。令上旋翼产生的均匀诱导速度为 v_{iup} ,则有 $v_{iup} < v_{ilow}$,方向向下,则有,上桨盘平面的入流速度为 $V - v_{ih} - v_{iup}$,方向向上。由于上/下旋翼间距有限,则上旋翼处的诱导速度对下旋翼也产生影响。但是上旋翼的诱导速度相对下旋翼本来就小,然后再经过一定距离变化到达下旋翼处之后又变小很多,故其影响并不大。在轴流状态稳定自转时,由于存在气动干扰,共轴双旋翼的上/下旋翼的来流是不相同的。由此它们产生的气动力和力矩也是不相同的,最终也导致了上/下旋翼产生的升力不相等。

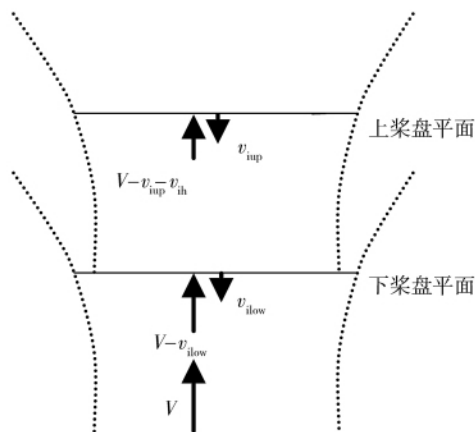


图 1 轴流状态下共轴双旋翼自转流场模型

Fig. 1 Flow model of autorotating coaxial twin-rotor

2 气动建模

共轴双旋翼自转状态下,上/下旋翼靠近桨尖的叶素气动合力向后,形成自阻转矩,阻碍桨叶转动;靠近桨根的叶素迎角过大,形成失速区;中间部分的叶素气动合力向前,形成自驱转矩,驱使桨叶自转.对于整个桨盘来讲,不同方位角处受前方来流的影响不同,其叶素的气动力也是不同的^[15].本文采用叶素理论及数值积分方法求解旋翼产生的气动力和力矩,叶素力如图2、图3.作用在叶素的气动力的分量及反扭矩计算如公式(1)~公式(4)

$$dF_X^a = \frac{\rho}{2} b U_b [(U_t C_l + U_p C_d) \sin \beta \cos \psi - (-U_p C_l + U_t C_d) \sin \psi] dr \quad (1)$$

$$dF_Y^a = \frac{\rho}{2} b U_b (U_t C_l + U_p C_d) \cos \beta dr \quad (2)$$

$$dF_Z^a = \frac{\rho}{2} b U_b [(-U_p C_l + U_t C_d) \sin \beta \sin \psi - (-U_p C_l + U_t C_d) \cos \psi] dr \quad (3)$$

$$dQ = \frac{\rho}{2} b U_b (e + r \cos \beta) (-U_p C_l + U_t C_d) dr \quad (4)$$

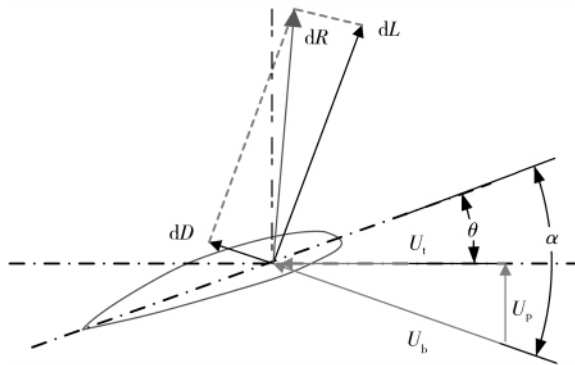


图2 叶素力及桨叶剖面来流速度示意图

Fig. 2 Blade element force and inflow of blade section

其中 U_t, U_p 分别为叶素相对气流的切向速度和垂向速度; U_b 为 U_t 和 U_p 速度合量; C_l, C_d 分别为翼型的升力系数和阻力系数; β, ψ 分别为挥舞角和方位角; e 为挥舞偏置量.在计算上/下旋翼单片桨叶产生的气动力和力矩时采用 Simpson 数值积分方法.将单片桨叶产生的气动力和力矩坐标分解,通过复化抛物线积分方法分别求得上/下旋翼的气动力和反扭矩.

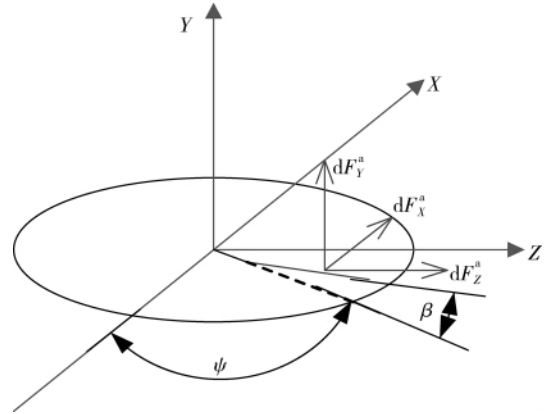


图3 叶素气动力示意图

Fig. 3 Sketch of blade element aerodynamics force

$$F_X = \frac{N_b}{2\pi} \int_{\psi=0}^{2\pi} F_{X\psi} d\psi \quad (5)$$

$$F_Y = \frac{N_b}{2\pi} \int_{\psi=0}^{2\pi} F_{Y\psi} d\psi \quad (6)$$

$$F_Z = \frac{N_b}{2\pi} \int_{\psi=0}^{2\pi} F_{Z\psi} d\psi \quad (7)$$

$$Q = \frac{N_b}{2\pi} \int_{\psi=0}^{2\pi} Q_\psi d\psi \quad (8)$$

其中 $F_{X\psi}, F_{Y\psi}, F_{Z\psi}, Q_\psi$ 为单片桨叶在方位角 ψ 上产生的气动力分量和反扭矩.共轴双旋翼处于稳定自转状态时,上/下旋翼各自产生的反扭矩都为零.挥舞响应采用韦恩·约翰逊给出经验方法^[11]

$$\dot{\beta}_{n+1} = \dot{\beta}_n + \ddot{\beta}_n \Delta\psi / \Omega \quad (9)$$

$$\beta_{n+1} = \beta_n + \dot{\beta}_n \Delta\psi / \Omega + \ddot{\beta}_n (\Delta\psi)^2 / \Omega^2 \quad (10)$$

$$\ddot{\beta}_{n+1} = f(\beta_{n+1}, \dot{\beta}_{n+1}, \psi_{n+1}) \quad (11)$$

共轴双旋翼自转状态下,上/下旋翼之间的干扰强弱与尾流强度以及相互干扰面积的大小直接相关,亦可看作诱导速度的大小与干扰面积的函数.干扰面积对于上/下旋翼的总距角和后倒角都较小的自转旋翼来讲,主要与共轴式双旋翼在自转飞行中的前飞速度、诱导速度和上/下旋翼的间距有关系.前飞速度与旋翼间距在理论计算中比较容易给出,而诱导速度的计算比较复杂.

在共轴双旋翼具有一定前方来流时,随着方位角的变化,挥舞速度以及挥舞角的大小也是变化的,这对桨叶来流的大小具有一定的影响.为了能较准确地计算旋翼产生的诱导速度,本文引入了 Pitt-Peters 动态入流的计算模型.

$$\lambda(r, \psi) = \lambda_0 + \lambda_s \bar{r} \sin \psi + \lambda_c \bar{r} \cos \psi \quad (12)$$

$$\bar{r} = r/R \quad (13)$$

$$[M] \begin{Bmatrix} \dot{\bar{\lambda}}_0 \\ \dot{\bar{\lambda}}_s \\ \dot{\bar{\lambda}}_c \end{Bmatrix} + [L]^{-1} \begin{Bmatrix} \bar{\lambda}_0 \\ \bar{\lambda}_s \\ \bar{\lambda}_c \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_t \\ C_l \\ -C_3 \end{Bmatrix}_{\text{aero}} \quad (14)$$

其中 C_T 、 C_l 和 C_3 分别为升力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数, M 和 L 为动态入流的相关系数矩阵^[16].

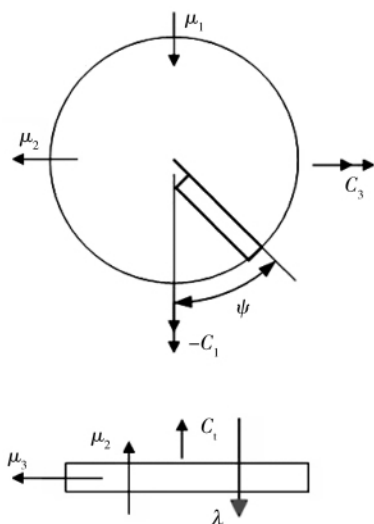


图 4 动态入流诱导速度示意图

Fig. 4 Sketch of dynamic inflow and induced velocity

上/下旋翼产生的诱导速度随着上/下间距的变化而变化,诱导速度随间距的变化关系如式(15),并考虑到相互干扰作用,通过反复迭代可以求得共轴双旋翼某一旋翼产生的诱导速度 v_i 在另外一副旋翼桨盘平面处的诱导速度 v_{ih} .

$$v_{ih} = v_i \cdot f \quad (15)$$

其中

$$f = 1 + [|\bar{z}| / \sqrt{1 + \bar{z}^2}]^k \bar{z} / |\bar{z}|$$

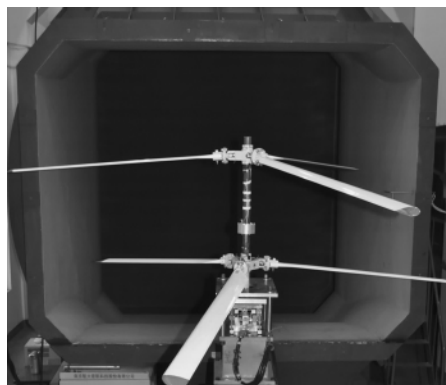
$$\bar{z} = h/R$$

f 为诱导速度随间距的变化系数,此变化系数可以参考共轴双旋翼直升机状态时的诱导速度随间距变化系数^[17]. k 的值可根据试验来获取,取值为 0.6. $\bar{z}$ 为间距与半径之比, h 向上为正方向,向下为负.

3 试验

为了证明本文理论模型,开展了共轴双旋翼自转状态气动特性试验研究.本次试验的试验设备有串置开口回流风洞(开口段参数长、宽和高分别为 5, 3, 4, 2, 4 m)、旋翼试验台、六分量天平、测

速装置、数据采集与处理系统等.本次试验设计了两套试验装置,装置 A 和装置 B,如图 5.两套装置的桨毂机构形式相同,但与桨轴的连接方式不同.



(a) 装置A



(b) 装置B

图 5 试验装置实际图

Fig. 5 Wind tunnel and test models

装置 A 的上/下旋翼桨毂均与桨轴相连,这样上/下旋翼产生的气动合力和合力矩均通过桨轴传递到测量天平.装置 B 的上桨毂与桨轴相连,而下旋翼桨毂与旋翼台底座相连,由此,上旋翼产生的气动力和力矩通过桨轴传递至天平,而下旋翼产生的力和力矩将传递到旋翼台而不能传递到天平上,这样就可以测得上/下旋翼同时自转时上旋翼的气动力和力矩.将两套装置的试验数据进行对比,则可获得共轴双旋翼自转时上/下旋翼各自产生的气动力和力矩.试验装置的桨盘后倒角、总距、旋翼间距及风速均可调节.模型旋翼半径 $R=1.275$ m、桨叶片数 $K=6$ 片、弦长 $b=0.095$ m、挥舞偏置量 $e=0.08$ m, OA212 翼型矩形桨叶、下旋翼左旋、上旋翼右旋.试验过程中,进行了重复性试验.不同的状态下,风速变化先由 10 m/s 逐步增加至 30 m/s,然后再由 30 m/s 逐步

减小至 10 m/s. 结果显示,重复性很好,试验数据可靠.

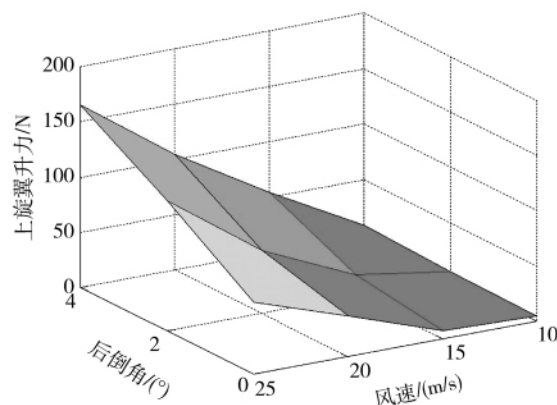
4 试验及理论计算结果对比分析

共轴双旋翼自转试验给出了上/下旋翼的升力、转速分别与总距角、后倒角及风速之间的相互关系,如图 6.

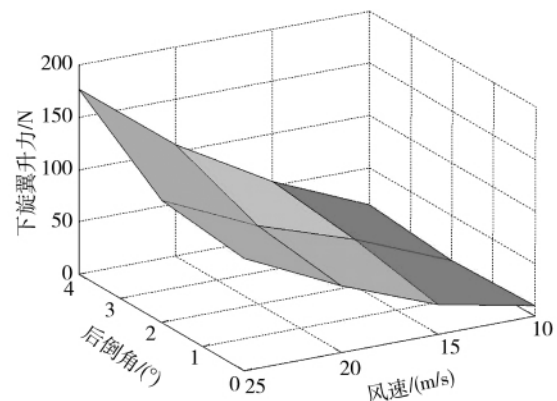
当上/下旋翼的后倒角为 2° , 总距角和风速分别从 0° , 10 m/s 增至 2° , 30 m/s 时,上/下旋翼的转速分别由 27, 40 r/min 增至 638, 660 r/min. 同时旋翼的升力也相应的增加,当总距角为 2° 时,两副旋翼的合升力从初始状态(后倒角 0° 和风速 10 m/s)的 15 N 增加至 343 N(此时,后倒角 4° , 风速 25 m/s). 在相同参数下,下旋翼的转速和升力要高于上旋翼. 而随着风速的增加,上/下旋翼的转速和升力的量值相差变小. 当旋翼设计参数为总距角为 2° , 后倒角为 4° , 风速 25 m/s 时,上

旋翼的升力为下旋翼升力的 94%. 这是由于随着风速的增加,下旋翼的尾流倾斜角度增加,吹至上旋翼的下旋翼尾流减少,旋翼间的气动干扰变小的原因. 为验证所建立的理论计算模型,本文对试验数据与理论计算结果进行了对比分析. 设定总距角为 2° 、后倒角为 4° 、上/下旋翼间距 480 mm 时,上/下旋翼各自转速和升力随风速的变化,如图 7.

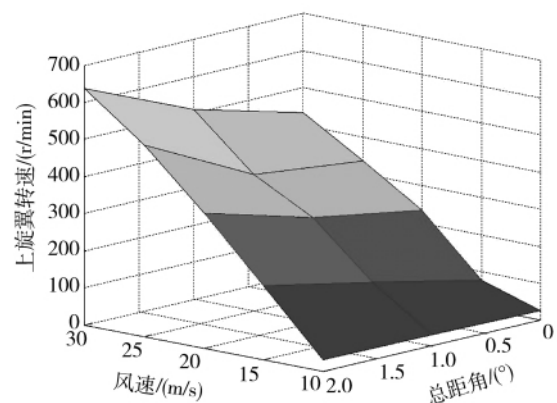
图 7 显示,随着风速的增加,下旋翼的的转速从 183 r/min 增加至 630 r/min,上旋翼的转速由 78 r/min 增加至 580 r/min. 转速及风速的增加使得旋翼的来流加大,且两副旋翼的气动攻角均增大,上/下旋翼产生的拉力也明显地增加,分别从 5 N 和 18 N 增加至 164 N 和 179 N. 理论计算与试验数据比较一致,在风速为 15~20 m/s 之间时,误差在 3%~7% 之间,在风速 25 m/s 时误差在 2% 左右,而风速为 10 m/s 时的误差比较大. 当总



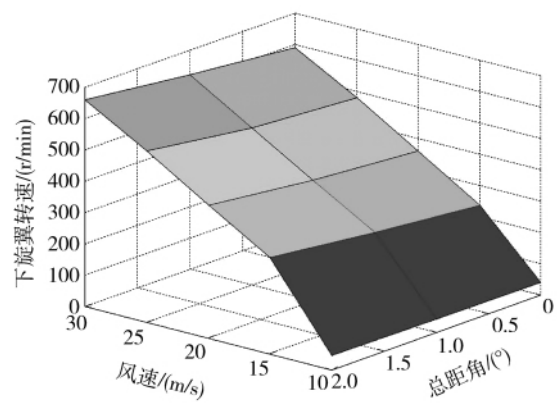
(a) 上旋翼升力与风速、后倒角的关系



(b) 下旋翼升力与后倒角、风速的关系



(c) 上旋翼转速与风速、总距角的关系



(d) 下旋翼转速与总距角、风速的关系

图 6 转速和升力随各参数的变化

Fig. 6 Rotor rotational speed and lift vs. parameters

距角为 2° 、风速为 25 m/s 、旋翼间距为 480 mm 时,上/下旋翼各自转速和升力随后倒角的变化,如图 8.

图 8 显示上/下旋翼的气动力和转速均随着后倒角的增加而增加. 后倒角增大时,旋翼的自转矩变大,上/下旋翼转速均增加. 旋翼来流与前行桨叶的夹角变大,旋翼气动攻角增加,故升力也随之增加.

上旋翼的转速和升力小于下旋翼的转速和升力,这是由于在共轴双旋翼自转状态下,旋翼间气动干扰中上/下旋翼所起的作用大小是不同的,下旋翼诱导速度较大,以总距 2° 、后倒角 4° 、旋翼间

距 480 mm 为例,下旋翼在风速为 $10, 15, 20, 25 \text{ m/s}$ 时的平均诱导速度分别为 $0.415, 0.708, 0.981, 1.183 \text{ m/s}$,而上旋翼的平均诱导速度分别为 $0.371, 0.651, 0.911, 1.140 \text{ m/s}$. 且由式(15)知,下旋翼平均诱导速度的量值到达上旋翼处时进一步增大,而上旋翼平均诱导速度至下旋翼时值减小. 所以下旋翼尾流对上旋翼的实际攻角影响比较大,下旋翼在旋翼干扰之间处于主要地位,而上旋翼对下旋翼的影响则相比较小.

理论计算和试验数据在后倒 2° 和 4° 时的误差较小,在 $2\% \sim 5\%$ 之间,而当后倒角为 0° 时最大误差为 11% . 当总距角分别为 0° 和 2° 、后倒角

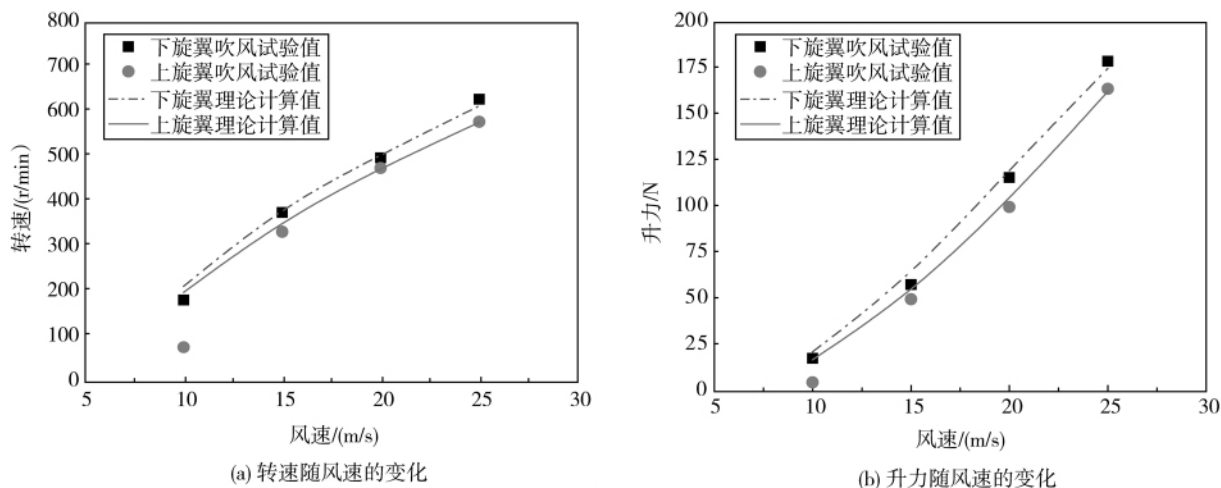


图 7 上/下旋翼升力、转速与风速变化关系

Fig. 7 Rotor rotational speed and lift vs. wind speed

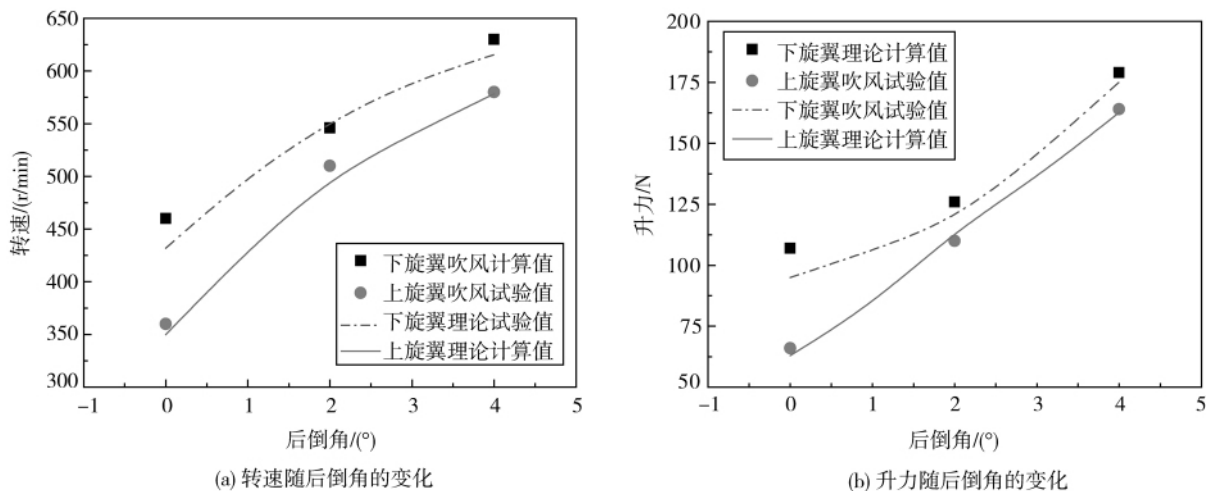


图 8 上/下旋翼升力、转速与后倒角变化关系

Fig. 8 Rotor rotational speed and lift vs. shaft angle

为 2° 、上/下旋翼间距为480 mm时,上旋翼升力和下旋翼转速随风速的变化,如图9.

旋翼总距增加时,旋翼的气动攻角变大,旋翼的自驱转矩变大,故旋翼的转速和升力均增加.另外,由于吹风挥舞的存在,旋翼的桨盘倾角变大,更进一步地增大了旋翼的气动攻角.由此,增加旋翼的总距,相比仅增加后倒角,旋翼的转速和升力增加的更快.风速较大时,上旋翼升力的理论计算和试验数据在总距 2° 和 0° 时的误差分别为3%和8%;下旋翼的转速的理论计算和试验数据在总距 2° 和 0° 时的误差分别为1%和2%.当上/下旋翼间距分别为480 mm和520 mm时,总距角

为 2° 、后倒角为 4° 时,上旋翼升力和转速随风速的变化,如图10.

由图10可以得到随着上/下旋翼间距的增加,下旋翼的诱导速度经过一定变化后到达上旋翼时,诱导速度的量值将变大,对上旋翼的干扰加强,从而使得上旋翼的转速和升力变小.随着风速的增大,下旋翼的尾流对上旋翼的干扰面积将减小,对上旋翼的气动干扰也将减小,旋翼间距的影响也趋于不明显.

由共轴双旋翼自转气动特性的理论计算和风洞吹风试验数据的对比可以看出,共轴双旋翼自转时,上/下旋翼的理论计算值与试验数据的误差

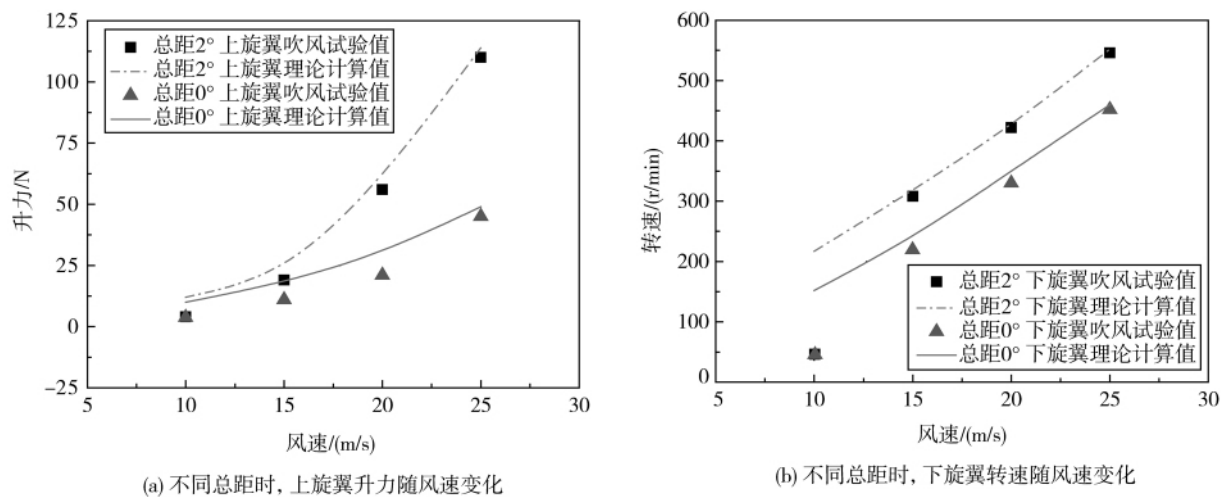


图9 转速和升力随总距角的变化

Fig. 9 Rotor rotational speed and lift vs. pitch angle

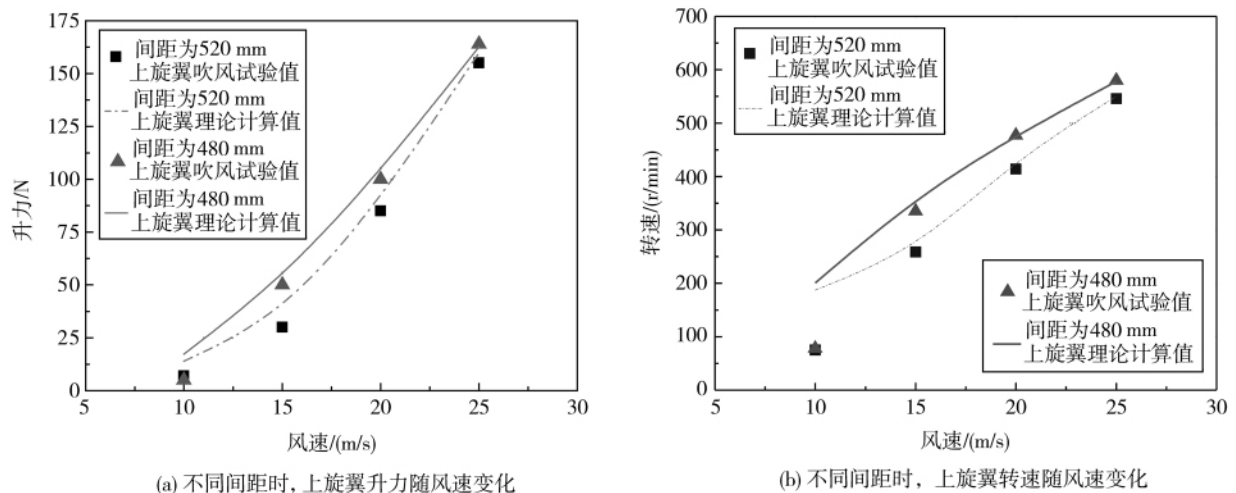


图10 上旋翼升力、转速与风速、间距的变化关系

Fig. 10 Rotor rotational speed and lift vs. wind speed and distance of rotors

与旋翼稳定自转的转速相关. 随着转速的增加, 误差逐渐减小, 在转速较大时, 误差小于 5%, 而转速较小时, 误差甚至大于 8%. 原因是理论模型计算旋翼气动力和力矩时, 上/下稳定自转的迭代收敛条件之一为旋翼的驱转力矩等于阻转力矩, 而旋翼的阻转力矩包括阻转气动力矩和模型自身摩擦力产生的摩擦阻力矩. 小转速时, 摩擦阻力矩占旋翼阻转力矩的比率较大, 从而使得计算旋翼的阻转气动力矩时误差较大.

5 结 论

本文建立了共轴双旋翼自转状态下的气动特性理论模型, 并进行了风洞吹风试验. 本文给出了共轴双旋翼自转状态下的上/下诱导速度的求解方法, 获得了计算共轴双旋翼自转状态下旋翼拉力分配的有效方法. 并得到以下结论:

1) 共轴双旋翼稳定自转状态下, 上/下旋翼之间存在着气动干扰. 上旋翼对下旋翼的干扰较小, 而下旋翼对上旋翼的干扰比较大.

2) 共轴式双旋翼可以在一定的操纵参数下实现稳定自转. 上/下旋翼的稳定自转转速及升力分别随着总距、后倒角及风速的增加而增加. 随着上/下旋翼间距的增加, 上旋翼的稳定转速及升力减小较明显, 而下旋翼的稳定转速及升力变化不大, 两副旋翼的合升力减小.

3) 通过试验结果和理论计算的对比分析表明, 共轴双旋翼自转气动特性理论模型的计算值与试验值的变化规律一致, 计算精度较高. 验证了理论模型的正确性.

参考文献:

- [1] Houston S S. Validation of a rotorcraft mathematical model for autogyro simulation[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 403-409.
- [2] Houston S S. Validation of a non-linear individual blade rotorcraft flight dynamics model using a perturbation method[J]. The Aeronautical Journal, 1994, 98(977): 260-266.
- [3] Thomson D G, Houston S S. Application of parameter estimation to improved autogyro simulation model fidelity[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(1): 33-40.
- [4] Cuerva A, Sanz-Andres A, Meseguer J, et al. An engineering modification of the blade element momentum equation for vertical descent: an autorotation case study[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(4): 349-354.
- [5] Brindejonc A, Sirohi J, Chopra I. Design and testing of an autorotative payload delivery system[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(4): 360-370.
- [6] McCormick A W. A numerical analysis of autogyro performance[J]. AIAA Paper 2002-5950, 2002.
- [7] Floros M W, Johnson W. Stability and control analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(3): 239-253.
- [8] Kim H Y. Numerical simulation of autorotation in forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(5): 1642-1648.
- [9] 王焕瑾, 高正. 自转旋翼的气动优势和稳定转速[J]. 航空学报, 2001, 22(4): 337-339.
WANG Huanjin, GAO Zheng. Aerodynamic virtue and steady rotary speed of autorotating rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 46(5): 337-339. (in Chinese)
- [10] 夏亮, 刘昊. 直升机旋翼自转着陆的安全性研究[J]. 直升机技术, 2005(3): 15-17.
XIA Liang, LIU Hao. Helicopter rotor autorotation landing safety research[J]. Helicopter Technique, 2005(3): 15-17. (in Chinese)
- [11] 朱清华. 自转旋翼飞行器总体设计关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
ZHU Qinghua. Research on key technologies of gyroplane preliminary design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 朱清华, 李建波, 倪先平, 等. 自转旋翼气动特性分析及试验研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 1-13.
ZHU Qinghua, LI Jianbo, NI Xianping, et al. Analysis and experimental study on aerodynamic characteristics of autorotating rotor[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 1-13. (in Chinese)
- [13] Leishman J G. Development of the autogyro: a technical perspective[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 723-765.
- [14] Prouty R W. Gyroplane conditions[J]. Rotor & Wing, 1999, 33(2): 90-92.
- [15] Federal Aviation Administration. Rotorcraft flying handbook[R]. Aviation Supplies & Academics, FAA-H-8083-21, 2001.
- [16] Peters D A, Haquang N. Dynamic inflow for practical applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 64-66.
- [17] McAlister K W, Tung C, Rand O, et al. Experimental and numerical study of a model coaxial rotor[R]. Phoenix, AZ: American Helicopter Society 62nd Annual Forum Proceedings, 2006.