

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.015

升力偏置对 ABC 旋翼气动性能的影响

牛青峰 刘平安 樊枫 黄水林

(中国直升机设计研究所,景德镇,333001)

摘要:采用共轴刚性旋翼的高速直升机是未来旋翼飞行器的发展方向之一,其本质特点即前行侧桨叶会产生升力偏置。为了研究旋翼升力偏置量对刚性旋翼性能的影响,采用自由尾迹方法对采用前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC)的刚性旋翼在不同升力偏置状态下的气动特性进行了计算。通过对计算结果的分析,得到旋翼升力分布、升阻比、阻力特性和功率特性等随升力偏置的变化规律。文中还对前进比 $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ 的计算结果进行了对比分析。结果表明,旋翼升力偏置量的改变能够显著改变旋翼桨盘的升力分布,进而对旋翼气动性能产生重要影响。不同的前进比下,产生旋翼最大前飞升阻比的升力偏置量也会有所不同, $\mu=0.2$ 时,最大前飞升阻比出现在旋翼升力偏置为 20% 左右; $\mu=0.4$ 时,最大前飞升阻比出现在旋翼升力偏置为 25% 左右, $\mu=0.5$ 时,最大前飞升阻比出现在旋翼升力偏置为 30% 左右。

关键词:刚性旋翼;升力偏置;自由尾迹;气动性能;升阻比

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)02-0232-06

Influence of Rotor Lift-Offset on ABC Rotor Performance

NIU Qingfeng, LIU Ping'an, FAN Feng, HUANG Shuilin

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: The high speed coaxial helicopter with rigid blades will be the future of rotorcraft, which essential characteristic is the lift-offset of advancing blades. In order to research the influence of lift-offset on the rotor performance, the aerodynamic characteristics of advancing blade concept(ABC) rotor with different lift-offsets are calculated by the rotor free wake method. Through the analysis of the computing results, the effects of lift-offset on rotor lift distribution, lift-drag ratio, drag and power characteristics are obtained. The comparison and analysis of the results of advancing ratios $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ are also conducted. Results indicate that the rotor lift-offset plays a key role in the forward flight performance, thus changing the lift distribution on the rotor. The rotor lift-offset producing maximal lift-drag ratio varies with different advancing ratios. The maximal lift-drag ratio appears at the lift-offset of about 20%, 25%, 30% when $\mu=0.2, 0.4, 0.5$, respectively.

Key words: rigid rotor; lift offset; free wake; aerodynamic characteristics; lift-drag ratio

采用前行桨叶概念(Advancing blade concept, ABC)的共轴刚性旋翼,是由两副尺寸相同、旋转方向相反、刚度非常大的共轴无铰旋翼组成,所有桨叶刚性地固联在桨毂上。其主要特点是在较大飞行速度时,可以通过降低后行侧桨距使后行侧逐渐卸载,升力转移到前行侧桨叶上,尽可能发挥前

行侧桨叶的升力潜能,同时能够有效避免或者推迟由于大迎角失速引起的后行桨叶气流分离现象的发生,使得后行桨叶的升力不会突然降低,同时阻力也不会突然增加^[1]。

采用共轴刚性旋翼的复合式直升机,飞行时上下旋翼产生的扭矩和由于气流不对称旋翼产生的

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:牛青峰,男,工程师,E-mail:nqf18709354@avic.com。

引用格式:牛青峰,刘平安,樊枫,等.升力偏置对ABC旋翼气动性能的影响[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):232-237. NIU Qingfeng, LIU Ping'an, FAN Feng, et al. Influence of Rotor Lift-Offset on ABC Rotor Performance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 232-237.

滚转力矩通过调节上下旋翼总距来平衡。前飞时后行侧升力小,升力主要由前行侧提供,每副旋翼的升力中心在前行桨叶一侧,升力中心位置与桨毂中心之间的距离与旋翼半径的比值即为升力偏置量。共轴刚性旋翼可以通过改变旋翼操纵量来改变旋翼的升力偏置量,即改变桨叶展向升力分布,使得桨叶附体涡随之发生变化,进而改变近体涡和桨尖涡的脱落位置和强度,从而对旋翼的气动特性会产生极大的影响。另外,升力偏置量对旋翼结构设计也有较大影响,升力偏置量过小,无法充分发挥前行侧桨叶的升力潜能,升力偏置量过大,又使得桨根处应力较大,上下旋翼桨尖间距较小,周期变距量较大。因此通过研究升力偏置量对旋翼性能的影响规律,找出能满足直升机设计要求的升力偏置量,具有重要的意义。

国外早在 1964 年就开始发展 ABC 旋翼^[2],美国西科斯基公司 1968 年就取得了共轴刚性旋翼的专利^[3],在 20 世纪 70 年代针对刚性旋翼开展了一系列风洞试验和飞行试验^[4-6]。2010 年 9 月美国西科斯基公司采用 ABC 旋翼的技术验证机 X2 飞出了 463 km/h 的速度,之后针对 X2 主旋翼桨叶的翼型气动特性、机身的气动特性等目标开展了一系列风洞试验^[7]。2015 年 5 月,由 X2 验证机发展而来的 S-97 原型机完成首飞。

国外关于升力偏置对旋翼性能的影响的研究,目前能查阅的公开的文献不多。1970 年开展的全尺寸风洞试验^[4],对前进比 $\mu=0.21, 0.35, 0.47$ 时不同的升力偏置量下旋翼的升力及升阻比特性进行了研究,试验表明旋翼主轴倾角及差动横向周期变距都能够有效改变旋翼的升力偏置量,并且 ABC 旋翼在相同前飞速度和桨尖速度时的产生升力能力明显好于传统铰接式旋翼。Bagai 对 X2 验证机的旋翼桨叶设计进行了论述,分析了不同升力偏置量随着前飞速度增加对旋翼前飞升阻比的影响,表明在高速飞行时,较大的升力偏置量可以有效推迟旋翼失速,提高效率,而过小的升力偏置量使得旋翼效率很快下降,甚至于会无法完成旋翼配平^[8]。

德国慕尼黑工业大学的 Roland Feilde 利用 CAMRAD II 对 2 m 直径的 ABC 旋翼在悬停和前飞状态下进行了计算,并与风洞试验数据进行了对比。其中对旋翼的拉力系数、阻力、侧向力、桨尖间距等量在前进比 $\mu=0.2, 0.3, 0.4, 0.5$ 下随升力偏置量的变化规律做了初步研究,计算结果除在小前进比 $\mu=0.2$ 与试验结果差距较大外,在较大前进比下与试验结果吻合得较好,进而也验证了 CAMRAD II 计算模型的准确性和可信度^[9]。

国内对共轴刚性旋翼的研究才刚刚起步,主要

是中国直升机设计研究所和南京航空航天大学开展了一些探索性的研究。中国直升机设计研究所邓景辉对共轴刚性旋翼的特点进行了基本的分析和总结^[10]。南京航空航天大学张银对共轴高速直升机干扰流场进行了计算,并对提前操纵角、差动横向周期变距对升力偏置量的影响规律进行了初步分析^[11]。中国直升机设计研究所的江露生等人针对共轴刚性旋翼开展了 4 m 直径模型旋翼悬停和前飞试验,得到了旋翼升力及阻力随横向升力偏置量变化的初步规律^[12-13]。

总的来说,国内目前针对 ABC 旋翼开展的研究主要是针对旋翼机身干扰流场的分析,而关于刚性旋翼横向升力偏置量对旋翼性能的影响规律缺乏深入系统的研究。

本文采用作者黄水林建立的自由尾迹方法 (Free-wake method, FVM)^[14]求解旋翼流场,并考虑旋翼尾迹的干扰,研究横向升力偏置量对刚性旋翼性能的影响规律。由于双旋翼之间存在相互干扰,对旋翼性能影响较大,为了消除双旋翼干扰带来的影响,更为清晰地研究升力偏置量对旋翼性能的影响,本文仅对单副刚性旋翼进行配平计算。

1 旋翼气动计算模型

1.1 桨叶气动模型

旋翼桨叶在尾迹求解时采用二阶升力线模型来模拟。每一片桨叶用展向变强度的附着涡来代替,附着涡的环量展向变化引起了自由涡系从桨叶后缘拖出,形成弦向附着涡段,一直延伸到桨叶的后缘再向后拖出自由尾迹。将每片桨叶分成 N 段,每段由相应的附着涡系来代替,该附着涡系由桨叶 1/4 弦线处的附着涡和弦向涡段组成,每段附着涡系在 3/4 弦线中点位置处布置有控制点。桨叶上每一段的附着涡的环量为常数。桨叶气动模型如图 1 所示。

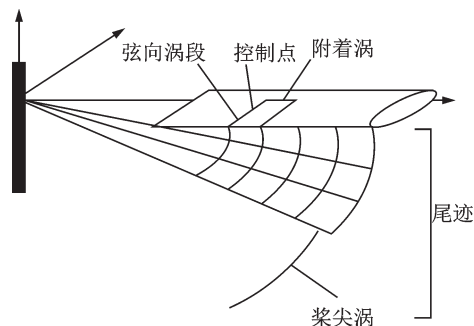


图 1 桨叶气动模型

Fig.1 Aerodynamic model of blade

1.2 旋翼自由尾迹模型

采用自由尾迹模型,涡线的主控方程可写为为

$$\frac{dR(\psi, \zeta)}{dt} = \Omega \left(\frac{\partial R(\psi, \zeta)}{\partial \zeta} + \frac{\partial R(\psi, \zeta)}{\partial \psi} \right) = V_\infty + v_{ind}(R(\psi, \zeta)) \quad (1)$$

式中： ψ 为桨叶方位角， ζ 为尾迹寿命角， R 为流场中涡线节点的位置矢量， V_∞ 为自由来流速度， v_{ind} 为涡线节点的诱导速度。

尾迹涡线节点的诱导速度通过毕奥-萨伐尔定律计算

$$v_{ind} = - \sum_{elements} \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times r}{|r|^3} \quad (2)$$

式中： Γ 为涡线环量， l 为涡段长度， r 为涡段到诱导点的矢径。

求解式(1)时，通常可将方位角步长与尾迹寿命角取为相同值，即 $\Delta\psi = \Delta\zeta$ ，然后通过差分方法数值求解式(1)。

2 算例验证

为了验证本文所采用的旋翼气动计算模型的有效性，选择了有试验数据可做对比的H-34旋翼^[15]进行了旋翼气动特性计算。表1为H-34旋翼桨叶参数。

表1 H-34旋翼参数
Tab.1 H-34 rotor parameters

类别	数值
旋翼半径/m	8.53
桨叶片数	4
桨叶扭转	无扭转
桨叶翼型配置	NACA0012
桨叶形状	矩形桨叶
桨叶0.75R弦长/m	0.41
旋翼轴倾角/(°)	0

验证算例选取了前进比 $\mu=0.46$ ，对应转速为22.23 rad/s计算了此前进比下旋翼拉力系数与旋翼功率，将计算结果与试验值进行了对比，见图2，其中纵坐标为旋翼型阻功率系数 C_{p0}/σ ，横坐标为旋翼拉力系数 C_T/σ 。

通过对比可以看到，在拉力系数较小时，计算数据与试验数据吻合良好，在大拉力系数时，计算值比试验值略小，但总体趋势一致。说明本文采用的旋翼气动计算方法能够较为准确计算旋翼在大前进比下的气动特性。

3 升力偏置对旋翼性能影响分析

本文基于自由尾迹方法，对单副刚性旋翼进行了配平计算，计算模型旋翼参数见表2。升力偏置量示意图如图3所示。

升力偏置量的计算公式为

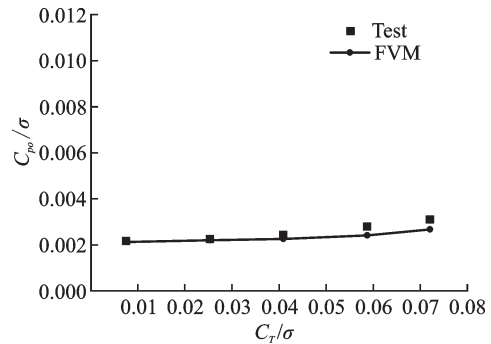


图2 H-34旋翼计算值与试验值对比
Fig.2 Comparison of computation data with test data of H-34 rotor

表2 旋翼参数

Tab.2 Rotor parameters

类别	数值
旋翼半径/m	2
桨叶片数	4
桨叶扭转	非线性-10°
桨叶形状	变弦长桨叶
额定转速/(r·min ⁻¹)	778
旋翼轴倾角/(°)	0

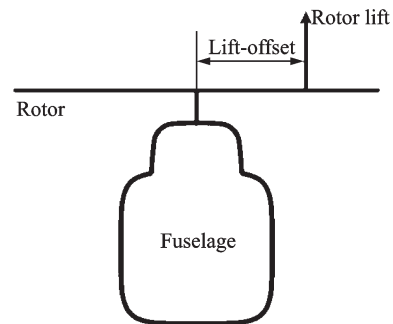


图3 ABC旋翼升力偏置示意图
Fig.3 Sketch of ABC rotor lift-offset

$$LOS = \frac{M_x}{LR} \quad (3)$$

式中：LOS为升力偏置量， M_x 为旋翼滚转力矩， L 为旋翼升力(垂向力，垂直来流速度)， R 为旋翼半径。

本文中采用单副旋翼配平，仅对垂向升力、俯仰力矩和滚转力矩进行配平计算，其中滚转力矩由升力偏置量的计算公式得到。对前进比 $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ 下的不同升力偏置量的旋翼气动性能进行了计算，计算状态见表3。

表3 计算状态

Tab.3 Computational conditions

前进比 μ	LOS/%
0.2	5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45
0.4	5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45
0.5	5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40, 45

3.1 升力偏置对升阻比的影响

计算首先分析升力偏置对旋翼当量升阻比的影响。旋翼当量升阻比定义如下

$$\frac{L}{D_e} = \frac{L}{\frac{Q\Omega}{V} + D} \quad (4)$$

式中： V 为前飞速度(或来流速度)， Q 为旋翼扭矩， Ω 为旋翼旋转速度， D 为旋翼水平力。

表 4 给出了在不同前进比下旋翼升阻比在不同升力偏置量时的计算结果。

表 4 升阻比的计算结果

Tab.4 Computed results of lift-drag ratio

lift-offset	$\mu=0.2$	$\mu=0.4$	$\mu=0.5$
0.05	0.460 58	0.883 69	0.915 64
0.10	0.463 91	0.905 22	0.942 99
0.15	0.464 01	0.920 94	0.967 30
0.20	0.460 22	0.930 37	0.986 79
0.25	0.452 53	0.933 66	0.998 82
0.30	0.440 87	0.931 83	1.005 66
0.35	0.426 41	0.923 74	1.005 59
0.40	0.410 17	0.910 86	0.998 62
0.45	0.392 93	0.894 70	0.986 90
0.50	0.374 31	0.872 74	0.968 57

图 4 给出了在不同前进比下旋翼升阻比随旋翼升力偏置量的变化曲线图。从图中可以看出,在前进比 $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ 时,随着升力偏置量的增加,旋翼升阻比都是先增加后减小。

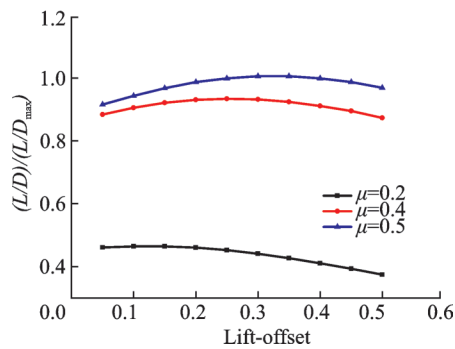


图 4 升阻比随旋翼升力偏置变化规律图

Fig.4 Lift-drag ratio versus rotor lift-offset at $\mu=0.2, 0.4, 0.5$

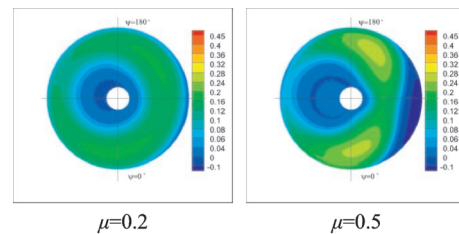
$\mu=0.2$ 时,最大前飞升阻比出现在上旋翼升力偏置为 15% 左右; $\mu=0.4$ 时,最大前飞升阻比出现在上旋翼升力偏置为 25% 左右; $\mu=0.5$ 时,最大前飞升阻比出现在上旋翼升力偏置为 30% 左右。可见,随着前进比增大,最大前飞升阻比发生在更大的旋翼升力偏置时。

3.2 升力偏置对升力特性的影响

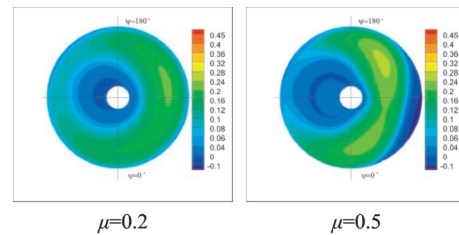
为了更为深入了解升力偏置对旋翼气动性能

的影响,探究刚性旋翼对旋翼性能的影响机理,对不同升力偏置量时的旋翼桨盘升力分布情况进行了分析。

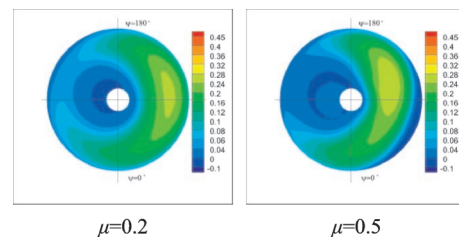
图 5 给出了前进比 $\mu=0.2, 0.5$ 时,在不同的升力偏置量下,旋翼升力在桨盘上的分布变化图。由图中可以看出,当升力偏置量较小时,如图 5(a)和图 5(b)中所示,升力在整个桨盘分布较为均匀,主要集中在 0° 和 180° 方位角,在大前进比 $\mu=0.5$ 状态下,在前行侧 90° 方位角附近,桨尖出现了负升力;随着升力偏置量的增大,升力向前行侧逐渐集中,如图 5(c)和图 5(d)中所示;升力偏置量继续增大直至 50%,升力更加集中在前行侧 90° 方位角附近,而后行侧几乎不产生升力。



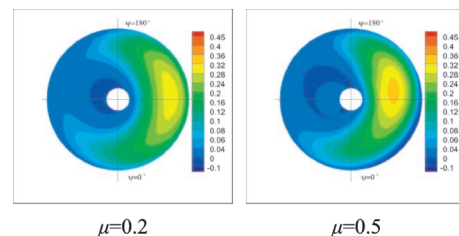
(a) Lift-offset=5%



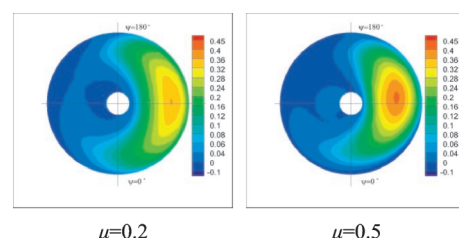
(b) Lift-offset=15%



(c) Lift-offset=25%



(d) Lift-offset=35%



(e) Lift-offset=45%

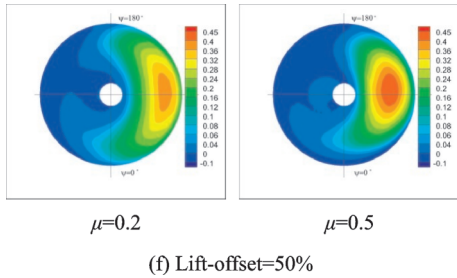


图5 旋翼升力分布随升力偏置量的变化图

Fig.5 Rotor lift distributions for different lift-offsets at $\mu=0.2, 0.5$

3.3 升力偏置对旋翼阻力和功率的影响

旋翼当量升阻比的分子由旋翼总功率项和阻力项组成。由于不同升力偏置下旋翼垂向力方向进行了配平,升力大小在不同升力偏置状态下保持一致。对公式(4)中分母中的两项进行无量纲化,其中阻力 D 部分定义为阻力分量(Drag component),另一项功率部分定义为功率分量(Power component)。图6为前进比 $\mu=0.5$ 时,公式(4)中分母两项值随升力偏置变化情况。

从图6中可知,同一前进比下,在不同升力偏置量时,功率分量的量值始终大于阻力分量,在旋翼当量阻力中占主导地位;随着升力偏置量的增大,旋翼阻力分量增长速率较小,而功率分量在升力偏置量小于0.4时有个较快速率的减小,升力偏置量大于0.4开始逐渐增大,使得旋翼当量升阻比随着升力偏置量的增大先增加后减小。

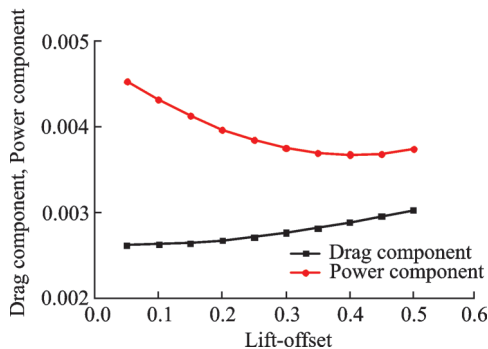


图6 $\mu=0.5$ 阻力分量和功率分量随旋翼升力偏置的变化规律

Fig.6 Drag factor and power factor versus rotor lift-offset at $\mu=0.5$

图7,8分别给出了前进比 $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ 时旋翼阻力系数 C_d/δ 和功率系数 C_p/δ 随升力偏置的变化。

图7中,在不同的前进比下,阻力系数都随着升力偏置量的增大而逐渐增大。其中前进比 $\mu=0.2$ 时,阻力系数增大速率比 $\mu=0.4, 0.5$ 都大,随着升力偏置量的增加,使得阻力快速增加。造成这种

现象的原因可能是由于在小前进比下,获得大升力偏置量时,桨叶剖面迎角变化幅度较大,剖面迎角已经超出较大升阻比范围造成旋翼阻力快速增大。

图8中旋翼功率系数随升力偏置量增大,先增大而后减小,其中前进比 $\mu=0.2$ 时需功率最大,这是因为小速度前飞时,获得相同的拉力,旋翼需要更大的总距,使得旋翼需用功率比大速度前飞要大。

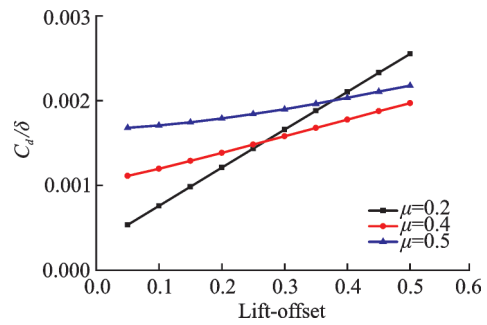


图7 旋翼阻力系数随升力偏置量的变化规律
Fig.7 Drag coefficient versus rotor lift-offset

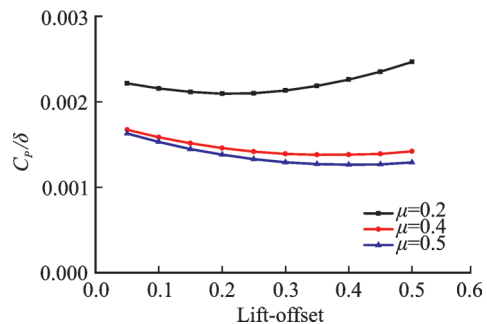


图8 旋翼功率系数随升力偏置量的变化规律
Fig.8 Torque coefficient versus rotor lift-offset

4 结 论

本文通过自由尾迹方法,对单副刚性旋翼在前进比 $\mu=0.2, 0.4, 0.5$ 时进行了配平计算,分析得到了升力偏置量对刚性旋翼气动性能的影响规律及结论:

(1)在不同的前进比下,随着升力偏置量的增加,旋翼升阻比都是先增加后减小。随着前进比增大,最大前飞升阻比发生在更大的旋翼升力偏置量处。

(2)在不同的前进比下,随着升力偏置量的增加,旋翼阻力增加,旋翼需用功率先减小再增加。

参考文献:

[1] CHENEY M C. The ABC helicopter [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1969, 14(4): 10-19.
[2] Burgess R K. The ABC™ rotor—A historical perspective [C]//The 60th Annual Forum of the A-

- merican Helicopter Society. Baltimore, MD: AHS, 2004.
- [3] BERGQUIST R R, MICHEL P L. Coaxial rigid rotor helicopter and method of flying same; U.S. Patent 3409249[P]. 1968.
- [4] PAGLINO V M, BENO E A. Full-scale wind tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system[R]. SER-50705, 1971.
- [5] ARTHUR W L, SIMON D. XH-59A ABC™ aircraft flight tests at Ft. Rucker, Alabama [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1982, 54(12): 14-18.
- [6] FELKER F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale coaxial hingeless rotor helicopter[R]. NASA-A-8732, 1981.
- [7] LORBER P F, LAW G K, O'NEILL J J. Overview of S-97 Raider™ scale model tests [C]//The AHS 72nd Annual Forum. West Palm Beach, FL, USA: AHS, 2016.
- [8] BAGAI A. Aerodynamic design of the X2™ technology demonstrator main rotor blade [C]//The 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal, Canada: AHS, 2008.
- [9] FEIL R, RAULEDER J, HAJEK M, et al. Computational and experimental aeromechanics analysis of a coaxial rotor system in hover and forward flight [C]//The 42nd European Rotorcraft Forum. Lille, France: European Rotorcraft Society, 2016.
- [10] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012, 19(3): 9-14.
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012, 19(3): 9-14.
- [11] 张银. 复合式工作刚性旋翼直升机气动干扰及飞行特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
ZHANG Yin. Research on aerodynamic interaction and flight characteristics of compound helicopter with rigid coaxial rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014.
- [12] 江露生, 林永峰, 樊枫. 共轴刚性旋翼悬停气动干扰特性试验研究 [C]//第32届中国直升机年会学术论文. 绵阳: 中国航空协会直升机分会, 2016.
JIANG Lusheng, LIN Yongfeng, FAN Feng. Experimental investigation of aerodynamic interaction characteristics of rigid coaxial rotors in hover [C]//The 32nd Annual Forum of the China Helicopter Society. Mianyang: The Helicopter Branch of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [13] 袁明川, 刘平安, 樊枫. 共轴刚性旋翼前飞气动性能风洞试验研究 [C]//第32届中国直升机年会学术论文. 绵阳: 中国航空协会直升机分会, 2016.
YUAN Mingchuan, LIU Ping'an, FAN Feng. Wind-Tunnel investigation of the rigid coaxial rotor performance in flight condition [C]//The 32nd Annual Forum of the China Helicopter Society. Mianyang: The Helicopter Branch of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [14] 黄水林, 招启军, 徐国华. 纵列式双旋翼悬停状态气动干扰特性参数影响分析 [J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 155-162.
HUANG Shuilin, ZHAO Qijun, XU Guohua. Parametric effect investigations on aerodynamic interaction characteristics for tandem rotors in hover [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 155-162.
- [15] BIGGERS J C, CLOUD M C, STROUB R H. An investigation of full-scale helicopter rotors at high advance ratios and advancing tip mach numbers [R]. NASA TN D-4632, 1968.

(编辑: 孙静)