

变转速刚性旋翼性能与载荷风洞试验

刘士明, 应旭成, 李登安, 邵 松

(南京模拟技术研究所, 南京 210000)

摘 要: 为研究转速变化对旋翼性能与振动载荷的影响, 研制了一副无铰式刚性缩比模型旋翼, 开展动力学和马赫数相似的悬停试验与风洞试验。试验研究不同旋翼拉力和吹风速度时变旋翼转速对配平、性能、桨叶与拉杆载荷、桨毂载荷等多个方面的影响, 以性能和交变载荷的重复性与周期性证明试验结果是可信的。结果表明: 降转速可降低旋翼悬停和前飞状态的需用功率, 且拉力越低效果越明显; 降转速对桨毂振动载荷影响不明显, 但增加了配平所需的周期变距操纵, 会增加桨叶与变距拉杆的旋翼转速频率振动载荷, 对旋转部件疲劳寿命不利; 变旋翼转速应避免旋翼固有频率, 防止因共振而导致交变载荷增大。

关 键 词: 旋翼; 气动性能; 悬停效率; 振动载荷; 风洞试验

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

Wind tunnel test of variable speed rigid rotor performance and load

LIU Shiming, YING Xucheng, LI Deng'an, SHAO Song

(Nanjing Research Institute on Simulation Technology, Nanjing 210000, China)

Abstract: In order to study the influence of rotating speed variation on the performance and vibratory load of rotor, a scaled hingeless rigid rotor was developed. The dynamic scaled and Mach number scaled hover test and wind tunnel test were carried out. Rotor trim, performance, blade and pitch link loads, hub loads and some other aspects were studied by changing the thrust, airspeed and rotating speed. The credibility of the test results was proved by the repeatability and periodicity of the performance and the vibratory load. Results indicated that the power required can be saved by reducing the rotor speed for both hover and forward flight, and lower thrust showed higher effectiveness. The amplitude of vibratory hub load was not obviously increased by reducing rotor speed. The frequency of rotor rotating speed vibratory blade load and pitch link load increased, because the cyclic pitches were greater in trimmed condition for slower speed, which was adverse to the fatigue life of the rotating parts. Natural frequencies of the rotating blade should be avoided for varying the rotor speed to prevent enlargement of the vibratory load caused by the resonance.

Keywords: rotor; aerodynamic performance; figure of merit; vibratory load; wind tunnel test

旋翼是直升机最主要的振源, 改变旋翼转速会影响直升机的振动特性, 有可能引起动力学问题, 因此常规直升机以固定的旋翼转速工作。但是固定的旋翼转速不能保证起飞质量、飞行速度等参数变化时旋翼的效率都处于最优状态, 并且

固定转速旋翼前飞状态前行边桨尖速度较大, 限制了直升机的最大飞行速度^[1]。

国外部分高速直升机、长航时无人直升机等使用了变转速旋翼技术, 比如美国的 A160T、V22、X2、欧直的 X3 直升机等^[2-4], 都通过改变旋翼的

收稿日期: 2021-05-07

基金项目: 旋翼空气动力学重点实验室研究开放课题(RAL20200403)

作者简介: 刘士明(1991—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事直升机旋翼设计研究。

引用格式: 刘士明, 应旭成, 李登安, 等. 变转速刚性旋翼性能与载荷风洞试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 354-363. LIU Shiming, YING Xucheng, LI Deng'an, et al. Wind tunnel test of variable speed rigid rotor performance and load[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 354-363.

转速, 以达到突破速度限制、提高旋翼效率等目的。其中 X2 为共轴双旋翼带推力螺旋桨的复合型高速直升机, 在高速飞行时降低了约 20% 的旋翼转速以减小前行边的桨尖马赫数, 从而延缓空气压缩性对最大飞行速度的限制。倾转旋翼飞行器 V22 在悬停和前飞状态的旋翼工作转速不同: 悬停状态为直升机模式, 以较高转速为提供起飞所需全部拉力, 前飞状态为飞机模式, 旋翼以较低转速产生拉力平衡飞行器前飞状态的整机阻力。X3 是双螺旋桨推进型复合式高速直升机, 在悬停与低速前飞状态, 旋翼按额定转速工作提供飞行所需的主要升力, 在高速飞行阶段, 机翼产生的升力占比增加, 旋翼仅提供约 70% 升力, 降低旋翼转速至 85% 额定转速, 可降低前行边桨尖马赫数, 延缓激波产生, 最大飞行速度达到了 470 km/s。A160T 为变转速长航时无人直升机, 依据起飞质量、飞行速度、海拔等参数选择合适转速档位, 使旋翼始终维持较高效率, 因而具有优越的续航性能。A160T 的转速变化范围更大, 最低工作转速仅为额定转速的 50%, 为确保在整个工作转速区间内旋翼都不会发生动力学问题, 该机型采用轻质刚性旋翼技术, 缓解降转速时旋翼固有频率与低阶转速倍频共振引发的动力学问题。

国外学者使用数值模拟的方法对变转速旋翼的气动与动力学特性进行了分析^[1-5], 并在风洞中开展了缩比模型旋翼试验研究降转速后的配平、性能、动载荷等特性^[6-7]。国内虽尚无公开的直升机型号采用变转速旋翼技术, 但近十年来国内学者对变转速旋翼的配平与性能^[8-10]、气动噪声^[11]、振动载荷^[12]、飞行特性^[13]等方面已开展了大量理论研究, 得到诸多有价值的结论。在试验研究方面, 南京航空航天大学对变转速旋翼的性能和载荷进行了一系列研究: 孙宇、吴凯华等^[14-15]研制了刚性旋翼试验模型并开展了风洞试验研究, 研究了转速降低后的振动载荷特性; 黄东盛、徐明等^[16-17]先后使用半铰接式旋翼和摆振柔软的无铰式旋翼开展了变转速旋翼的性能研究和低阶载荷研究, 试验验证了改变转速对旋翼性能的提升及对振动载荷的影响。从国内外的研究情况可以看出, 变转速旋翼技术的研究主要在性能、配平、桨叶载荷、拉杆载荷、桨毂载荷等方面, 目前的试验研究多以铰接式或摆振柔软的无铰式旋翼为对象, 少数无铰式刚性旋翼风洞试验的旋翼转速也比较低, 未能做到桨尖马赫数相似。旋翼构型和动力学特性的相似性对研究桨叶和桨毂的振动载荷特性十分重要, 桨尖马赫数相似的要求对模拟真实

旋翼的性能很有必要, 因此开展马赫数相似且动力学相似的刚性旋翼模型试验对变转速旋翼的性能、配平、桨叶与拉杆载荷、桨毂载荷等方面进行系统地研究具有重要意义。

本文以动力学相似且马赫数相似的无铰式刚性旋翼模型为对象开展风洞试验研究, 研究不同起飞质量和风速时变旋翼转速对旋翼配平、旋翼性能、桨叶与拉杆载荷、桨毂载荷等多个方面的影响, 重点分析旋转坐标系内振动载荷随旋翼转速的变化规律, 为全尺寸的变转速刚性旋翼研制提供参考。

1 变转速旋翼模型试验介绍

1.1 旋翼气动总体参数

以图 1 所示的 4 片桨叶刚性旋翼缩比模型为被试品, 在 8 m×6 m 风洞(中国空气动力研究与发展中心, FL-13 风洞)开展试验, 研究变转速刚性旋翼的性能与载荷特性, 旋翼参数见表 1。



图 1 刚性旋翼模型

Fig. 1 Rigid rotor model

表 1 旋翼模型参数

Table 1 Rotor model parameters

参数	数值及说明
旋翼形式	无铰式刚性旋翼
桨叶片数 k	4
旋翼半径 R/m	2
额定转速 $\Omega/(\text{r/min})$	1 050
实度 σ	0.071 2
预锥角 $\beta_p/(\text{°})$	4.5

模型旋翼共采用 4 种自研的旋翼翼型, 分别为 NR121、NR115、NR112、NR109, 其中相对厚度较大的 NR121 和 NR115 布置于桨叶根段和内侧, 桨叶主体段采用 NR112 翼型, 桨尖采用 NR109 翼型, 翼型分布及桨叶弦长分布见表 2, 表中 R 为旋翼半径。

表 2 翼型和弦长分布

Table 2 Distribution of airfoil and chord

位置	翼型	弦长/m
0.2R	21% 厚度(NR121)	0.149
0.454R	15% 厚度(NR115)	0.128
0.554R~0.765R	12% 厚度(NR112)	0.119~0.101
0.865R~0.965R	9% 厚度(NR109)	0.093~0.084
0.965R~1R	9% 厚度(NR109)	0.084~0.045 (抛物后掠)

1.2 试验模型动力学参数

根据桨叶三维模型及铺层方案,使用桨叶剖面特性计算程序^[18]计算桨叶剖面参数,初步建立旋翼动力学模型。复材桨叶制作过程使用的胶、腻子、油漆等材料对结构特性的影响难以准确预估,给模型带来偏差,在初步建模后,实测桨叶的质量、展向与弦向重心、静态固有频率等参数,作为旋翼动力学模型的修正依据,修正后的旋翼结构参数如表 3,其中第 1 号段为金属桨毂,第 2~9 段为桨叶。

表 3 模型旋翼结构参数

Table 3 Structural parameter of rotor model

序号	桨叶分段/mm	挥舞刚度/(N·m ²)	摆振刚度/(N·m ²)	扭转刚度/(N·m ²)	线密度/(kg/m)	挥舞惯量/(g·m)	摆振惯量/(g·m)
1	60~254	20 000	12 000	16 000.0	8.000	8.000	8.000
2	254~282	11 368	369 845	15 575.0	7.615	0.668	10.070
3	282~400	4 820	257 769	6 589.7	5.129	0.415	5.061
4	400~650	1 612	57 476	2 115.8	1.630	0.129	2.076
5	650~1 050	740	32 961	1 077.4	2.178	0.070	1.942
6	1 050~1 250	209	14 541	291.7	0.827	0.019	0.608
7	1 250~1 650	208	8 914	208.9	1.179	0.018	0.660
8	1 650~1 900	68	4 020	90.1	0.809	0.010	0.344
9	1 900~2 000	39	2 201	47.0	1.146	0.009	0.288

表 4 是静态挥舞 1 阶(β_1)、挥舞 2 阶(β_2)、摆振 1 阶(ζ_1)以及额定转速状态摆振 1 阶(ζ_1)等模式的频率,计算值和测量值误差在 10% 以内。不同转速的旋翼频率见图 2,转速 $\omega=\Omega$ 时,桨尖速度为 220 m/s,此时无量纲摆振 1 阶频率为 1.66ω ,挥舞 1 阶频率为 1.27ω ,符合刚性旋翼的频率特点。1 阶挥舞和 1 阶摆振两个模式在试验转速范围内与转速的前两阶倍频仅存在一个共振点,可避免变转速试验中频繁出现旋翼共振。

四周较为开阔,可以忽略地面效应对性能的影响。试验转速范围是 $50\%\Omega\sim100\%\Omega$,总距范围是 $0^\circ\sim12^\circ$,并预先测量空桨毂在不同转速下的载荷,用于修正试验结果。

旋翼模型前飞状态的试验在 $6\text{ m}\times8\text{ m}$ 风洞中开展,如图 3,给定阻力面积作为前飞试验时的前倾角配平的输入。研究 5 个不同的旋翼试验转

表 4 桨叶固有频率

Table 4 Blade natural frequencies

模式	实测值/Hz	计算值/Hz	误差/%
静态 β_1 (仅桨叶)	6.38	5.816	-8.84
静态 β_2 (仅桨叶)	24.93	24.93	0
静态 ζ_1 (仅桨叶)	38.30	37.89	-1.07
静态 ζ_1 (旋翼)	21.7	23.8	9.7
额定转速 ζ_1	29.5	29.1	-1.4

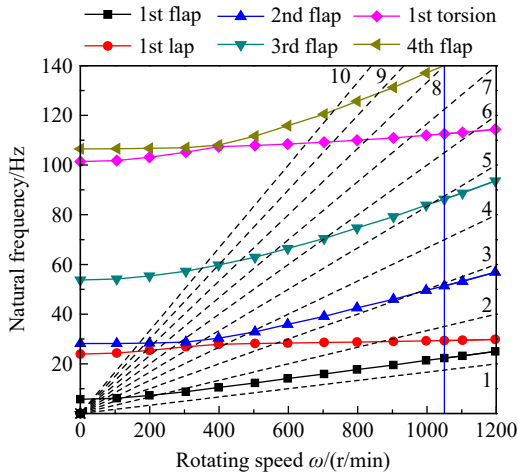


图 2 旋翼固有频率

Fig. 2 Rotor natural frequencies

1.3 试验包线

模型旋翼悬停试验在悬停试验间开展,旋翼距地面大于 $2.4R$,距试验室屋顶大于 $3R$,且旋翼

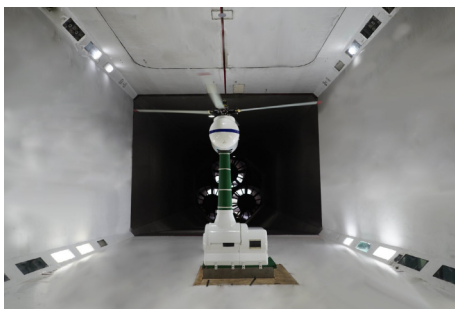


图3 风洞中的旋翼试验模型

Fig. 3 Model rotor in the wind tunnel

速 $\omega=100\%\Omega, 90\%\Omega, 80\%\Omega, 70\%\Omega, 60\%\Omega$ 。风洞中对 $T=1\ 800, 2\ 400, 3\ 050\ \text{N}$ 三种升力的状态进行了试验, 3种试验风速分别为 $V=13.5, 27.8\ \text{m/s}$ 和 $41\ \text{m/s}$ 。

2 性能与载荷结果处理

2.1 性能数据处理

以大气密度 ρ 、转速 ω 、半径 R 等对旋翼拉力 T 和功率 P 做无量纲化处理

$$C_T = \frac{T}{\rho \pi R^2 (\omega R)^2} \quad (1)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho \pi R^2 (\omega R)^3} \quad (2)$$

式中 C_T 是旋翼拉力系数, C_P 是功率系数。

以悬停效率 η 评估旋翼的悬停气动性能, 由理想旋翼的诱导功率 P_i 和旋翼实际需用功率 P 的比值得到

$$\eta = \frac{P_i}{P} = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}C_P} \quad (3)$$

前飞状态的旋翼效能以旋翼升阻比 L/D 表示, 其公式为

$$L/D = \frac{C_w}{C_P/\mu - C_h} \quad (4)$$

式中 $\mu = V/\Omega R$ 为前进比, 即风速 V 的无量纲形式; C_w 为旋翼垂直力系数, 是旋翼拉力系数 C_T 在垂直于来流方向的分量; C_h 为水平力系数, 配平状态的水平力系数由全机单位废阻 C_x 、全尺寸机身迎风截面积 S 、模型旋翼半径 R 、模型比例 l 决定, 公式为 $C_h = \frac{\mu^2 C_x S}{\pi R^2 l^2}$ 。

2.2 载荷数据处理

为研究变转速对旋翼振动载荷的影响, 对于桨叶挥舞、摆振弯矩及变距拉杆载荷等旋转系内

载荷, 本文研究的时域信号中皆减去信号均值。所有载荷信号都采用旋翼方位角作为触发信号进行等方位采集, 每旋转一圈采集 64 个点, 每个状态采集 80 圈。

稳态的旋翼在周期交变的惯性力和气动力作用下, 旋翼桨叶载荷和桨毂载荷具有周期性, 对周期载荷以 Fourier 级数的形式进行变换便于开展振动特性研究。对于计算或实测得到的离散载荷 f , 可用 Fourier 级数将其表示为

$$f(\psi) = f_0 + \sum_{i=1}^n [f_{ic} \cos(i\psi) + f_{is} \sin(i\psi)] \quad (5)$$

式中 f_0 是 f 的均值, f_{ic} 和 f_{is} 分别是 f 的第 i 阶 Fourier 级数, 式中 n 表示做 Fourier 分解时选取的阶次, 本文处理旋翼振动载荷时 n 取 10。

根据下式由离散载荷 f 求得 Fourier 级数

$$f_0 = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N f_k$$

$$f_{ic} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N f_k \cos(i\psi_k) \quad (6)$$

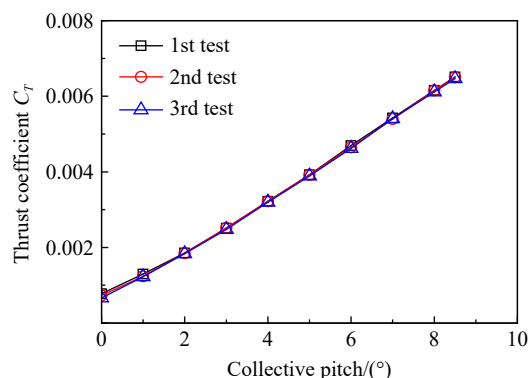
$$f_{is} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N f_k \sin(i\psi_k)$$

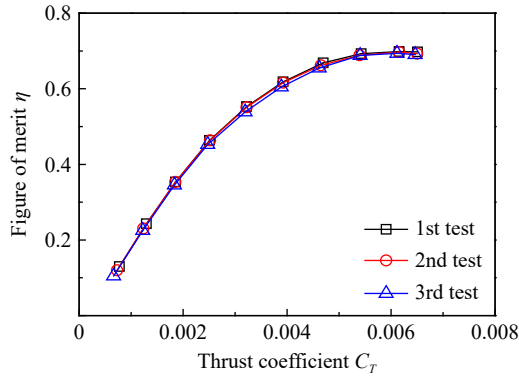
式中 N 是旋翼旋转一圈的载荷采样点数, f_k 、 ψ_k 分别为该采样点的载荷数值和当前桨叶的方位角。

3 旋翼台悬停试验

3.1 测量结果重复性

在额定转速下重复开展 3 次试验验证试验结果的重复性, 试验总距范围是 $0^\circ \sim 8.5^\circ$ 。由图 4、图 5 所示试验结果可见, 3 次试验的拉力系数-总

图4 拉力系数-总距重复性($\omega=100\%\Omega$)Fig. 4 Repeatability of thrust coefficient with collective pitch ($\omega=100\%\Omega$)

图 5 拉力系数与悬停效率关系重复性($\omega=100\%\Omega$)Fig. 5 Repeatability of relation between thrust coefficient and figure of merit ($\omega=100\%\Omega$)

距曲线、悬停效率-拉力系数曲线重复性都很高,说明试验结果是有效且可重复的,满足试验的指标要求。

3.2 变转速悬停性能

图 6 为拉力系数随总距变化的试验结果,可以看出旋翼转速越高,相同总距对应的拉力系数越大。图 7 为悬停效率与拉力系数的关系,对于 100% 转速的情况,悬停效率拐点 $\eta = 0.723$ 对应地 $C_T \approx 0.006$,总距约为 8° 。转速改变时,旋翼转速越低,悬停效率拐点对应的拉力系数越大,转速 $\omega=50\%\Omega$ 时,直到最大试验总距 12° ,悬停效率也未出现拐点。在出现悬停效率拐点之前的较高拉力系数段(C_T 位于 $0.004 \sim 0.006$),随着旋翼转速的提高,同等拉力系数对应的悬停效率先变大后变小,在 $80\%\Omega$ 附近的悬停效率最高,最大 $\eta = 0.791$ 对应于 10° 总距,此时 C_T 约为 0.0075 。

由图 8、图 9 可知,当旋翼拉力相同时,需用功率会随旋翼转速发生显著变化,在旋翼发生失速之前,需用功率随旋翼转速的下降而降低。但

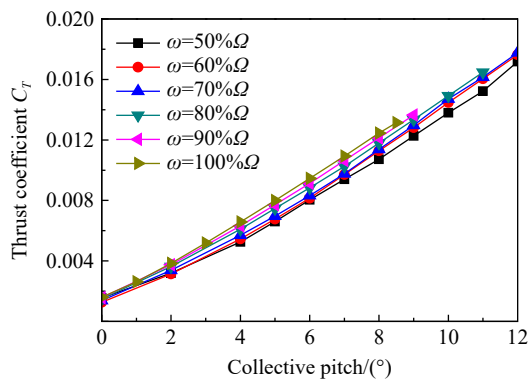


图 6 不同转速的拉力系数-总距曲线

Fig. 6 Curve of thrust coefficient with collective pitch of variable speed rotor

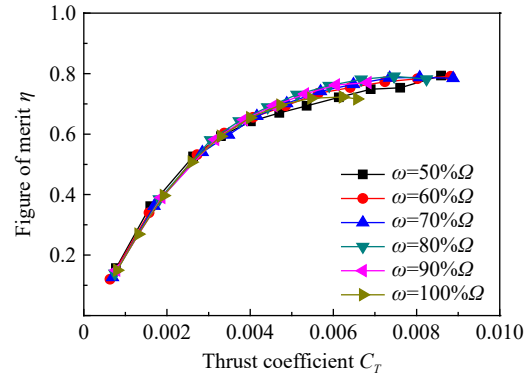


图 7 不同转速的悬停效率-拉力系数曲线

Fig. 7 Curve of figure of merit with thrust coefficient of variable speed rotor

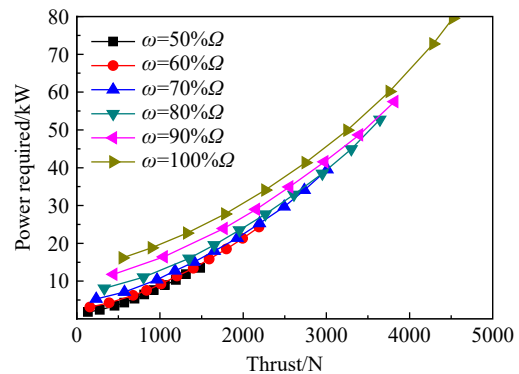


图 8 不同转速的功率-拉力曲线

Fig. 8 Curve of power required with thrust of variable speed rotor

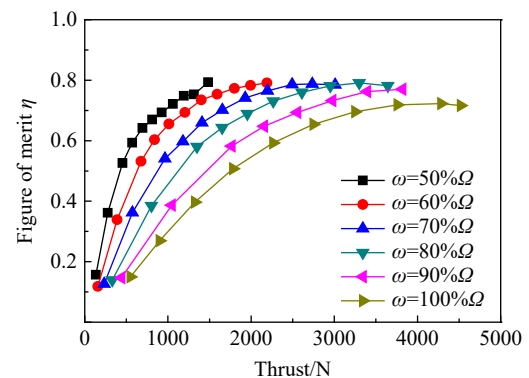


图 9 不同旋翼转速的悬停效率-拉力曲线

Fig. 9 Curve of figure of merit with thrust for different speed rotor

当转速太低时,要产生相同的拉力需要的总距太大,此时旋翼的最大拉力储备会降低,因而小转速不适用于对拉力要求较高的状态。以 3000 N 旋翼拉力为例,通过调节旋翼可节省 13.6% (6.2 kW) 的需用功率。

相比额定转速,改变旋翼转速可降低旋翼需

用功率,从表 5 可以看出,拉力越小,通过改变转速而节省的需用功率及其相对比例反而越大。在 $T=1\,500\text{ N}$ 时,通过降低 $40\%\Omega$ 的转速可节省 40.7% 的旋翼功率,当 $T=3\,000\text{ N}$ 时,通过改变旋翼转速最大仅能节省 13.6% 的旋翼功率。使用改变旋翼转速的方法来降低旋翼需用功率时,需要注意工作总距不能过高,以保证旋翼在失速前的拉力具有足够的储备。试验时从安全角度考虑,并未开展大于 12° 总距的模型旋翼试验,因而图 9 中的一些悬停效率曲线没有清晰的拐点。

表 5 变转速对旋翼悬停性能的影响

Table 5 Influence of performance of rotor in hover with variable speed

拉力/N	额定转速 功率/kW	降转速 功率/kW	节省 功率/kW	功率 相对变化/%
1 500	24.6	14.6	10	40.7
2 000	30.6	21.4	9.2	30.1
2 500	37.6	29.8	7.8	20.7
3 000	45.6	39.4	6.2	13.6
3 500	55.0	49.5	5.5	10.0

3.3 悬停变转速应变测量

开展悬停小总距状态的变转速试验,以旋转状态的周期扰动对旋转状态的桨叶进行扫频激励,测量桨叶的应变,结合模型桨叶的设计共振图研究旋翼的动力学特性。图 10 为转速 $50\%\Omega\sim 100\%\Omega$ 范围内桨叶根部摆振面内应变信号的频率成分,各转速频率中皆存在明显的 1ω 、 2ω 、 3ω 等旋翼转速倍频成分,如图 10 中频率-转速面内黑色虚线,这些频率由旋翼周期旋转产生。除倍频外,

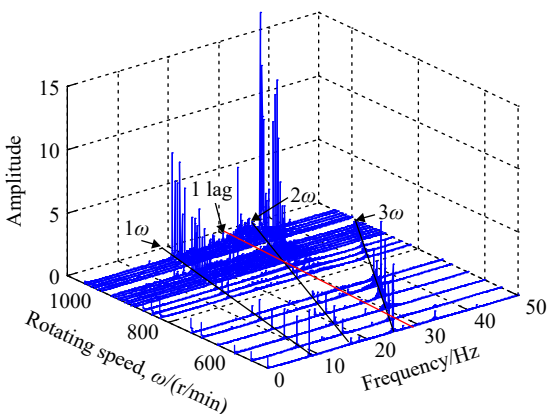


图 10 桨叶摆振方向应变频谱幅值

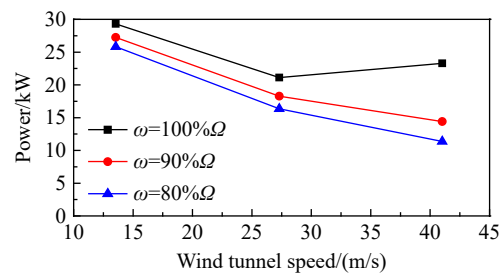
Fig. 10 Frequency spectrum amplitude of lead-lag direction strain on blade

多个转速都存在 $28.5\sim 29.5\text{ Hz}$ 的频率成分,且该频率随转速提高略有增长,结合计算的旋翼共振图可以确定该频率为摆振 1 阶频率(图中红色线),在旋翼转速 $\omega=885\text{ r/min}$ 附近时旋翼转速 2 倍频与此频率共振,此转速附近载荷的 2ω 谐波明显放大。

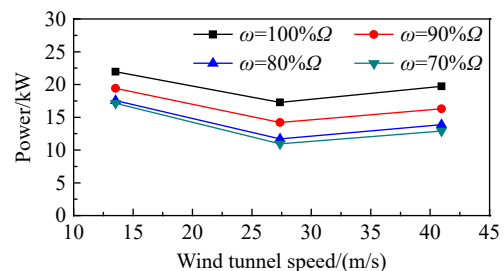
4 前飞风洞试验

4.1 前飞性能试验

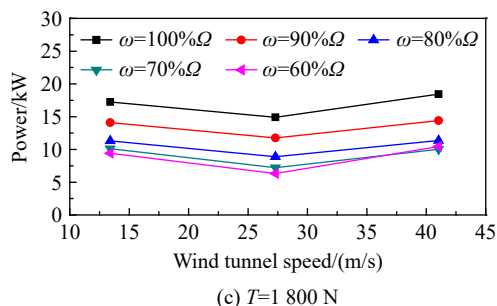
前飞状态给定机身阻力面积,调整旋翼操纵角度(θ_{75} 、 θ_{1c} 、 θ_{1s})和旋翼轴前倾角 α ,将 C_w 和 C_h 配平到试验值,配平容差分别为 ± 0.003 与 $\pm 0.000\,005$,同时将旋翼俯仰力矩 M_z 和滚转力矩 M_x 配平到 $0\text{ N}\cdot\text{m}$,力矩的配平容差为 $\pm 10\text{ N}\cdot\text{m}$ 。常规固定转速的旋翼通常以无量纲参数评估旋翼性能,对于变转速旋翼,垂向力系数和功率系数在无量纲化过程中可能掩盖转速改变对性能的影响,因此本文以有量纲的拉力和功率分析变转速旋翼的前飞性能,如图 11 所示。对于给定的拉力和旋翼转速,需用功率通常随风速的增大而先变小后变大,曲线符合“马鞍形”变化规律。对于试验中的不同升力和吹风速度,降低旋翼转速都可以显著降低旋翼需用功率,吹风速度为 41 m/s 时,三种拉力状态通过降低旋翼转速可降低 $34.6\%\sim 51.2\%$ 的需用功率。低风速、 $T=3\,050\text{ N}$ 状态额定转速的旋翼需用功率为 29.32 kW ,比更高风速或更低拉力的状态功率都大,此状态降低旋翼转速所节约的需用功率最不明显,仅 11.9% 。



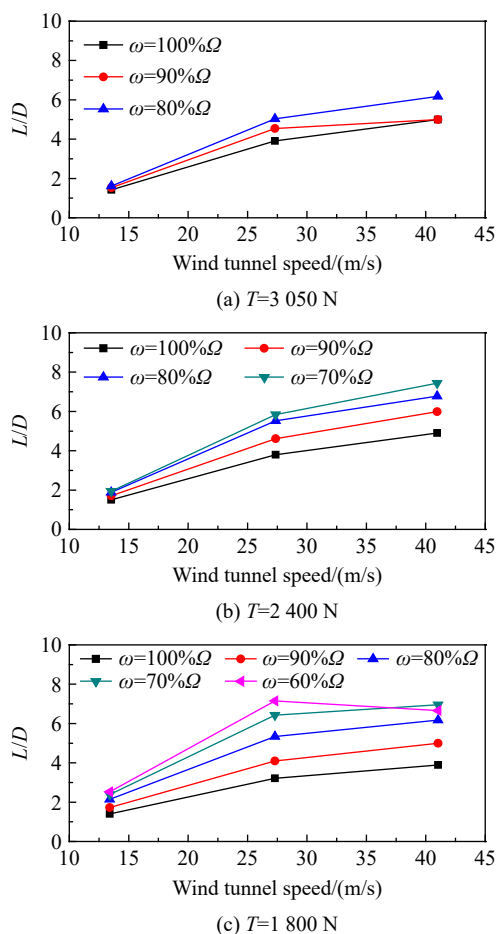
(a) $T=3\,050\text{ N}$



(b) $T=2\,400\text{ N}$

图 11 不同 ω 功率随风洞速度关系Fig. 11 Power versus wind tunnel speed for varying ω

前飞升阻比也是描述前飞状态旋翼性能的重要参数,以无量纲参数比值的形式对其定义可以避免转速变化对数值的影响。由图 12 可见给定拉力和前飞速度状态旋翼转速变化对前飞升阻比的影响:旋翼拉力越低,降转速对升阻比的提升越明显,对于最低拉力 $T=1\ 800\ \text{N}$ 状态,通过降低旋翼转速最大可提升 122% 的前飞升阻比,对于最大拉力 $T=3\ 050\ \text{N}$ 状态,降低旋翼转速对升阻比的最大提升量仅 29%。

图 12 不同 ω 下 L/D 随风洞速度关系Fig. 12 L/D versus wind tunnel speed for varying ω

对于不同的拉力,旋翼操纵角度随风速以及旋翼转速的变化规律相似,以 $T=1\ 800\ \text{N}$ 拉力状态为例,如图 13 所示,随风速提高,总距值先变小后变大,与需用功率随速度的变化规律一致,纵向周期变距 θ_{1c} 随风速提高而变小,横向周期变距 θ_{1s} 绝对值逐渐变大。转速降低后,为达到预定的拉力和前向力,总距操纵角度和周期变距操纵角度都增加。

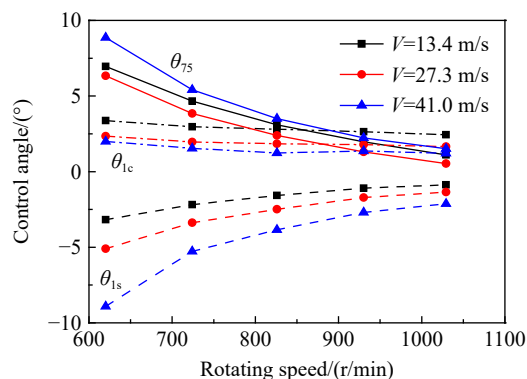


图 13 不同风速操纵角度随旋转速度关系

Fig. 13 Control angle versus rotating speed for varying wind speed

4.2 振动载荷测量

不旋转坐标系的桨毂载荷由六分量天平测量,4 片桨叶按旋转方向依次编号为 1~4 号,1 号桨叶和 3 号桨叶分别使用全桥应变片测量挥舞弯矩 M_y 和摆振弯矩 M_z ,测量位置为 $0.1R$,在 1 号桨叶对应的变距拉杆处使用应变片测量拉杆轴向力,试验前使用静力加载的方法对载荷和电压信号的关系进行标定。每个试验工况旋翼运转稳定后,采集 80 圈原始数据,每 10 圈载荷数据平均成 1 圈,共保持 8 圈载荷数据作为时域信号进行存储。 $\omega=70\%\Omega$ 、 $\mu=0.18$ 、 $C_T=0.007\ 1$ 状态的桨根振动载荷如图 14 所示,2 片被测桨叶的挥舞弯矩 M_y 和摆振弯矩 M_z 都具有明显的周期性,由于 2 片桨叶结构特性存在互差,2 片桨叶的载荷信号并非完全一致。1 号桨叶和 3 号桨叶安装在关于旋翼轴中心对称的位置,因此两片桨叶的载荷时域信号间存在 180° 相位差。

按上述工况的状态独立重复两次试验,3 次试验结果各任取一个周期的挥舞弯矩对比如图 15 所示,交变载荷变化趋势相同且重复性很好,说明前飞试验配平方法及载荷测量方法是可信的。

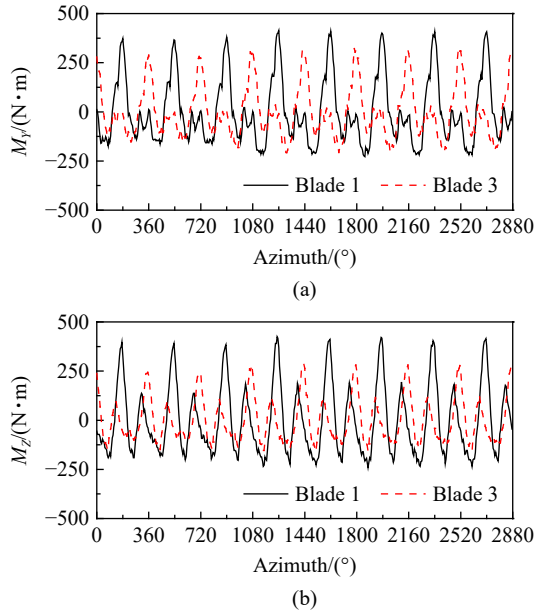


图 14 振动载荷周期性

Fig. 14 Periodicity of vibratory load

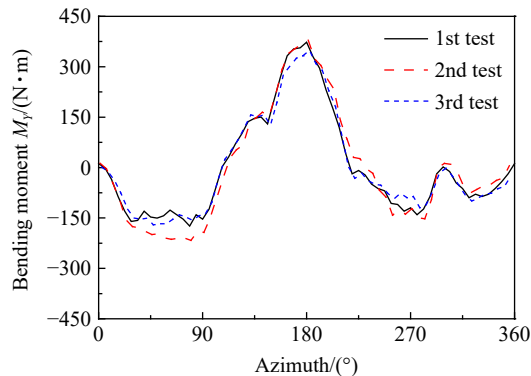


图 15 振动载荷重复性 (\$\omega=70\%\Omega\$, \$\mu=0.18\$)

Fig. 15 Repeatability of vibratory load (\$\omega=70\%\Omega\$, \$\mu=0.18\$)

4.3 转速对振动载荷影响

风洞内分别使用相对旋翼台静止的六分量天平 and 跟随旋翼旋转的无线应变采集系统测量桨毂载荷和桨叶/拉杆振动载荷, 研究旋翼转速对振动载荷的影响。维持 $T=1800\text{ N}$ 、 $V=27.3\text{ m/s}$, 依次对 5 个不同的旋翼转速进行测试, 旋翼旋转坐标系内的桨叶与拉杆载荷谐波幅值如图 16 所示。总体上, 旋转系内载荷在频域内具有共同特点, 谐波以 1~3 阶为主, 其中 2 阶谐波幅值总体上占比最大。旋翼周期变距操纵给旋翼提供每转一次的交变气动载荷, 随旋翼转速降低, 维持配平所需的周期变距操纵角度越大, 如图 13。因此图 16 中桨叶挥舞和摆振弯矩的 1 阶谐波幅值随转速降低而增加。随旋翼转速降低, 载荷 2 阶谐波的幅值先变大后变小, 在转速 $\omega=80\%\Omega$ 时, 旋转频率

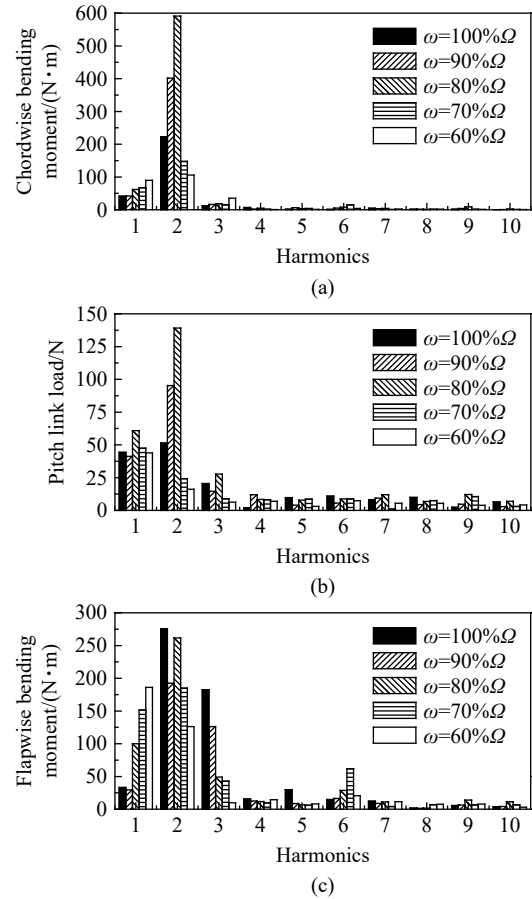


图 16 不同转速桨叶弯矩与拉杆载荷谐波幅值

Fig. 16 Blade bending moment and pitch link load harmonic amplitudes for various rotating speed

的 2 倍频与旋转状态的摆振频率接近, 载荷谐波幅值达到最大, 这与悬停状态的变转速载荷试验结果(图 10)是一致的。

图 17 是一个周期的桨叶摆振弯矩, 从时域信号的形状上也能看出摆振频率以旋翼 2 倍频为主题, 且随旋翼转速降低, 载荷的整体幅值呈先增大后减小的趋势, 这和频域内的规律是一致的。

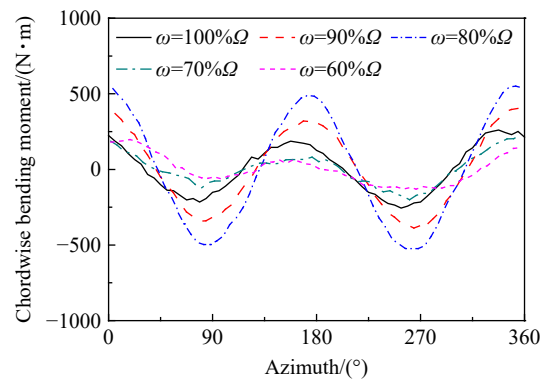


图 17 不同 \$\omega\$ 桨叶摆振弯矩(去除均值)

Fig. 17 Chordwise bending moment for varying \$\omega\$ (mean removed)

拉力 $T=1800\text{ N}$ 、风速 $V=27.3\text{ m/s}$ 条件下,由旋翼天平采集的桨毂载荷处理得到的3个方向载荷谐波幅值如图18。由于模型旋翼4片桨叶间结构或气动特性上存在不一致,因此桨毂载荷中存在1阶谐波。桨叶片数4的整数倍数是桨叶旋转系载荷传递至不旋转系的通过频率,因此3个方向的桨毂载荷中最大的谐波成分是 4ω 或 8ω 。结合图2可知随试验转速降低, ζ_1 频率与 3ω 频率越来越接近,在 $\omega=60\%\Omega$ 时因 ζ_1 频率与 3ω 频率接近而产生较大的3倍频的摆振弯矩(如图16),传递至桨毂后形成如图18所示幅值较大的转速4倍频桨毂面内载荷(图18中 F_x 、 F_y 、 F_z 分别为桨毂后向载荷、侧向载荷和垂向载荷)。

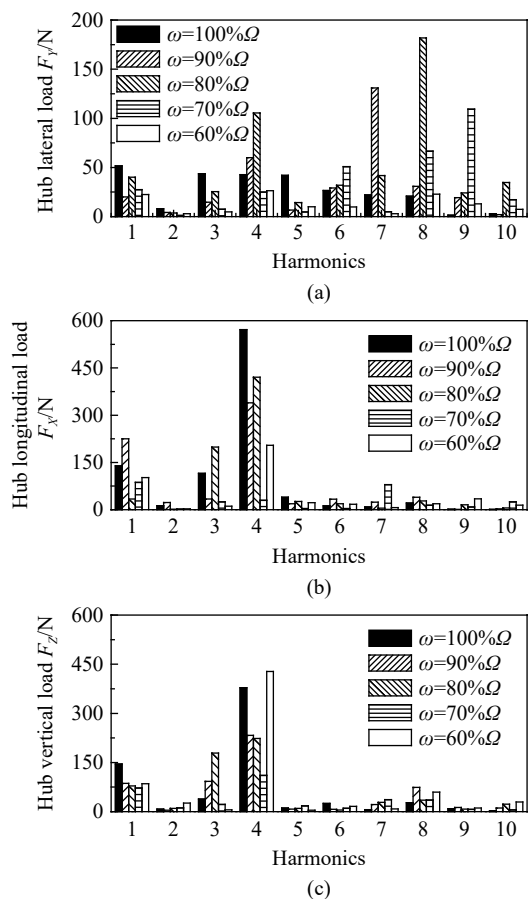


图18 不同 ω 桨毂载荷谐波幅值

Fig. 18 Hub load harmonic amplitudes for varying ω

4.4 拉力对振动载荷影响

桨叶振动载荷影响其自身的疲劳寿命,从旋转坐标系合成传递到不旋转系的桨毂载荷过程中,载荷的谐波幅值和频率特点发生变化,某些频率成分在传递过程中得以保留,而某些方向特定频率的载荷被桨毂过滤,在传递中多片桨叶间相互抵消。对直升机而言,桨毂振动载荷直接激发机

体振动,是与机体振动最相关的物理量。对比风速为 27.3 m/s 、额定转速状态不同旋翼拉力的桨毂侧向载荷 F_y ,时域成分和谐波成分如图19、图20。桨毂侧向载荷以旋翼4倍频为主,且交变载荷的幅值随旋翼拉力的增大而增大。

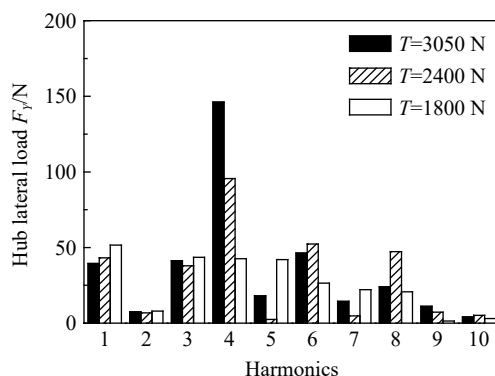


图19 不同拉力桨毂侧向载荷谐波幅值

Fig. 19 Hub lateral load harmonic amplitudes for various thrust

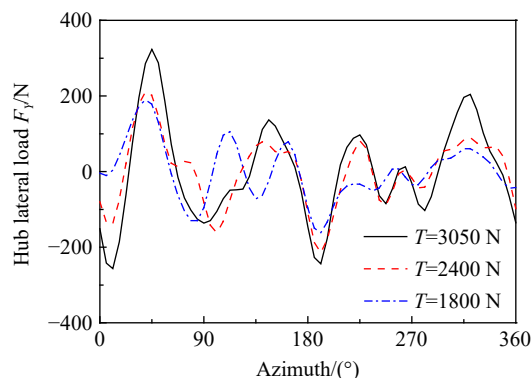


图20 不同拉力桨毂侧向载荷(去除均值)

Fig. 20 Hub lateral load for various thrust (mean removed)

5 结论

1) 悬停试验结果表明额定转速的最大悬停效率为0.723,旋翼转速越低,同一总距下 C_T 越小,悬停效率最高点对应的 C_T 越大。

2) 旋翼转速可节约悬停和前飞状态的需用功率,且拉力越低效果越明显。

3) 悬停状态桨叶摆振载荷的连续 Fourier 变换结果可以看出桨叶上存在明显的旋翼转速整数倍的频率,对于摆振频率与转速倍频接近的转速,该频率的应变幅值会增加。

4) 前飞状态的桨叶与拉杆载荷以前3阶谐波为主,转速降低后1阶谐波幅值增加,2阶谐波幅值先增后减,80% Ω 时转速2倍频接近摆振共

振点, 2 阶谐波幅值最大。

5) 降转速对桨毂振动载荷影响不明显, 但增加了配平所需的周期变距操纵, 会明显增加桨叶与变距拉杆的 1 倍频振动载荷, 对旋转部件疲劳寿命不利。

参考文献:

- [1] JASON H S, FARHAN G. An investigation of variable speed rotor RPM on performance and trim[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada: the American Helicopter Society International, 2008: 278.1-278.9.
- [2] 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(3): 9-14.
Deng Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012(3): 9-14. (in Chinese)
- [3] 方永红. 无人直升机系统发展展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 35-40.
FANG Yonghong. Development prospect of unmanned helicopter system[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021, 32(1): 35-40. (in Chinese)
- [4] 陈铭, 武梅丽文, 曹飞. 复合式直升机技术特点及发展概述[J]. 航空制造技术, 2017, 60(21): 94-101.
CHEN Ming, WU Meiliwen, CAO Fei. Technology and development overview for compound helicopter[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017, 60(21): 94-101. (in Chinese)
- [5] GRAHAM M B D, INDJERT C. Aeromechanics of a slowed rotor [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2015, 60(3): 1-13.
- [6] ANUBHAV D, HYEOSOO YEO, THOMAS R N. Experimental investigation and fundamental understanding of a slowed UH-60A rotor at high advance ratios[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2013, 58(2): 1-17.
- [7] BEN B, INDERJIT C. Wind tunnel testing for performance and vibratory loads of a variable-speed mach-scale rotor[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 67th Annual Forum. Virginia Beach, Virginia: the American Helicopter Society International, 2011: 137.1-137.14.
- [8] 韩东. 变转速旋翼直升机性能和配平研究[J]. 航空学报, 2012, 34(6): 1241-1248.
HAN Dong. Study on the performance and trim of a helicopter with a variable speed rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 34(6): 1241-1248. (in Chinese)
- [9] 刘士明, 杨卫东, 董凌华, 等. 优化转速旋翼性能分析与应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(6): 888-894.
LIU Shiming, YANG Weidong, DONG Linghua, et al. Performance investigation and applications of optimum speed rotors[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2014, 46(6): 888-894. (in Chinese)
- [10] 吴裕平, 董凌华, 解望. 变转速旋翼直升机的续航性能与变速策略[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(2): 193-199.
WU Yuping, DONG Linghua, XIE Wang. Endurance performance and rotational speed change of variable speed rotor helicopter[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(2): 193-199. (in Chinese)
- [11] 池骋, 陈仁良. 旋翼转速变化对直升机需用功率、配平、振动及噪声的影响分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(5): 629-639.
CHI Cheng, CHEN Renliang. Influence of rotor speed variation on required power, trim, vibration and noise of helicopter[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2018, 50(5): 629-639. (in Chinese)
- [12] 余智豪, 周云, 宋彬. 大前进比变转速旋翼气弹动力学建模与载荷特性分析[J]. 振动与冲击, 2021, 40(4): 17-22.
YU Zhihao, ZHOU Yun, SONG Bin. Aeroelastic modeling and load analysis of a variable speed rotor in high advance ratio[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2021, 40(4): 17-22. (in Chinese)
- [13] 杨悦. 变旋翼转速直升机飞行特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
YANG Yue. Research on helicopter flight characteristics of variable speed rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [14] 孙宇. 变转速刚性旋翼载荷分析与试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
SUN Yu. Loads analysis of variable speed rigid rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [15] 吴凯华, 吴裕平, 孙宇, 等. 变转速刚性旋翼风洞试验研究[C]// 第32届全国直升机年会. 四川 绵阳: 中国航空学会直升机分会, 2016: 2.21-2.24.
- [16] 黄东盛, 吴世杰, 韩东. 变转速模型旋翼挥舞摆振低阶载荷试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 873-882.
HUANG Dongsheng, WU Shijie, HAN Dong. Experimental investigation of flapwise and lagwise lower harmonic loads of a variable speed model rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(3): 873-882. (in Chinese)
- [17] 徐明, 韩东, 李建波. 变转速旋翼气动特性分析及试验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2047-2056.
XU Ming, HAN Dong, LI Jianbo. Analysis and experimental investigation on the aerodynamic characteristics of variable speed rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9): 2047-2056. (in Chinese)
- [18] WENBIN Y, VITALI V V, DEWEY H H, et al. Validation of the variational asymptotic beam sectional analysis (VABS)[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 2105-2113.

(编辑: 张 雪)