

高速直升机前行桨叶概念旋翼技术

The ABC Rotor Technology for High Speed Helicopter

邓景辉 / 中航工业直升机所

导读:高速直升机通过构型的革新,可以在保留直升机使用特点的基础上提高飞行速度,是直升机未来的重要发展方向之一。本文对国外相继出现的各种构型的高速旋翼飞行器进行了简要回顾,介绍了采用前行桨叶概念旋翼构型的高速直升机,对前行桨叶概念旋翼的气动、动力学和操纵特性做了分析研究,并梳理了相关的在研关键技术。

关键词: 直升机; 前行桨叶概念; 旋翼; 高速; 共轴

Keywords: helicopter; advancing blade concept; rotors; high speed; coaxial

0 引言

直升机可以野外垂直起降、悬停作业,且具有良好的低空机动性能,在军民领域具有其他飞行器不可替代的重要作用。但是与固定翼飞机相比,直升机也存在飞行速度低(平飞速度约300km/h)、航程短等不足。因此飞得更快、更远,成为各国直升机行业始终追求的目标。

自20世纪50年代开始,以美国为首的西方各直升机强国对高速旋翼类飞行器进行了大量研究,推出了很多构型,试飞过的机型达数十种^[1]。其中有代表性的可以概括为倾转式、复合式和停转式等3类,见图1。倾转旋翼机可以直升机模式垂直起降、旋翼

倾转后以螺旋桨飞机模式飞行,飞行速度达到了560km/h,见图2a的V22。复合推力直升机通过在常规直升机上采取加装辅助推力装置、增加机翼给旋翼卸载、降低旋翼转速等措施实现高速飞行,该类飞行器速度最高达到了505km/h,如图2b的贝尔533。停转旋翼机,以直升机模式垂直起飞,速度达到一定程度后,旋翼停止转动,变为飞机模式实现高速飞行,如图2c的“蜻蜓”。停转旋翼机的最大平飞速度理论上可以达到850km/h,但由于技术难度太大,目前尚处在探索研究阶段,没有成功飞行的报道。

保留直升机的飞行使用特点是高速直升机赖以生存和发展的根本,实现

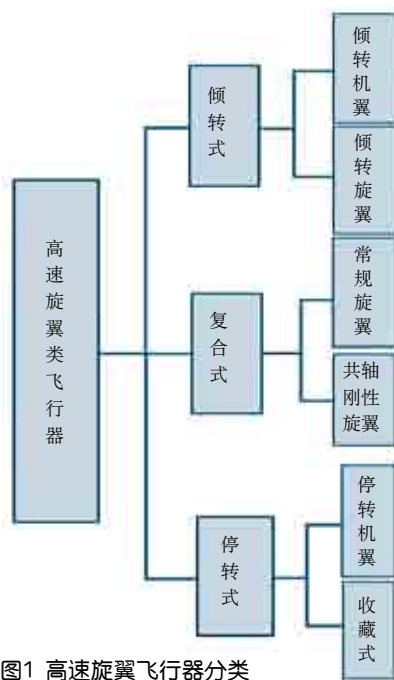


图1 高速旋翼飞行器分类



(a) 倾转旋翼机V22



(b) 复合推力直升机贝尔533



(c) 停转旋翼机“蜻蜓”

图2 高速旋翼飞行器

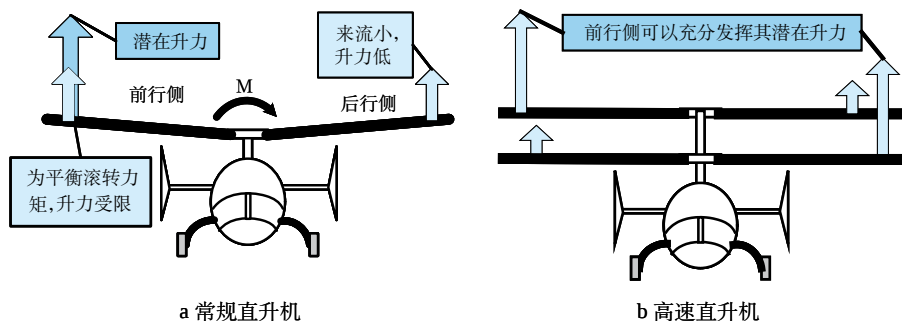


图3 前飞状态直升机旋翼桨叶升力分布示意图

高速飞行是为了提升装备技术水平、提高作战效能。倾转旋翼机、停转旋翼机近地机动能力弱、悬停作业能力差,更适合于战略运输等。而复合推力直升机在保留直升机飞行使用特点的基础上,通过采取相应技术措施使飞行速度得到提高,是目前的研究热点。

值得一提的是,采用前行桨叶概念(advancing blade concept, ABC)旋翼的复合推力高速直升机(下文简称高速直升机)是目前少有的不依靠机翼能实现大速度前飞的高速构型^[2],该构型的高速直升机具有比较鲜明的技术特点,充分保留并发展了常规直升机的技术特点,速度能提高80%左右,更能胜任时间敏感型任务,是未来直升机的重要发展方向之一。

1 前行桨叶旋翼直升机发展历程

以旋翼为升力面和操纵面的直升机具有不可替代的作用,但是,也正是旋转的机翼,限制了直升机的前

飞速度。西科斯基公司针对制约直升机高速飞行的旋翼前行桨叶失速、后行桨叶气流分离问题,于20世纪60年代提出了前行桨叶概念(刚性共轴旋翼)的解决方案^[2]。

图3给出了前行桨叶旋翼气动力分布情况,由相互反转的上下旋翼自身平衡滚转力矩和反扭矩,后行桨叶卸载,消除了后行桨叶的大迎角失速问题,前行侧桨叶也不再受后行侧桨叶限制,可以充分发挥其升力潜力,提高气动效率,实现高速前飞。

1973年7月,第一架刚性共轴旋翼验证机XH-59(图4a)首飞,1980年8月,XH-59速度达到了487.5km/h。该机从技术上验证了共轴刚性旋翼技术的可行性,但是也暴露了许多问题,主要有:旋翼刚性不够,上下旋翼间距较大,导致旋翼系统阻力大;全机振动水平较高;由于采用两台喷气发动机作为推进装置,飞行员既要操纵旋翼又要操纵发动机,飞行负担太重^[3-4]。

随着复合材料旋翼技术、振动主动控制技术、电传飞行控制技术的发展,2005年西科斯基公司再次启动高速直升机研究项目,推出了X2(图4b)高速直升机。X2于2008年8月首飞,在2010年9月进行的飞行试验中,达到463km/h的水平飞行速度,小角度俯冲时速度达到481km/h。在XH-59的基础上,X2攻克了桨毂减阻、高升阻比刚性桨叶、振动主动控制、旋翼/推力桨/发动机综合控制、电传飞行控制、旋翼降转速控制等关键技术,为转入型号研制扫除了技术障碍。2010年10月20日,西科斯基公司宣布将利用X2的技术,开展4t级轻型战术直升机S-97“袭击者”(图4c)原型机的设计、生产和飞行试验。S-97符合美国陆军2010年3月提出的武装空中侦察机项目(AAS)的要求,具有高速和低噪声双重优势,可载海豹突击队秘密渗透,美军方希望其能够成为陆军OH-58“基奥瓦勇士”的替代机型。

至此,共轴刚性旋翼高速直升机经过数十年的研究后,正在步入产品化。

2 共轴刚性旋翼技术特征

2.1 共轴刚性旋翼气动特性

为了使得共轴刚性旋翼在保证悬停和低速性能的同时,能满足高速飞行性能要求,首先必须从旋翼桨叶减阻、平面形状、扭转分布等开展分析研究。



a XH-59



b X2



c S-97

图4 美国高速直升机

1) 桨叶减阻

与常规构型直升机旋翼不同, 高速直升机旋翼的后行桨叶处于大面积反流中, 大速度(250 kn时有85%的气流都从翼型后缘流向前缘, 这样的气流很容易产生分离, 导致后行桨叶阻力增加, 巡航效率降低。因此, 为了减少后行桨叶反流区的气流分离, 桨叶应该使用带钝形后缘的纺锤型翼型^[5]。

图5给出了X2高速直升机刚性旋翼桨叶优化前后的升阻特性^[5]。由图可知, 刚性旋翼桨叶前行侧升力较大, 后行侧升力基本为零, 反流区出现较大的负升力, 从图中还可以看出, 尽管优化后的桨叶升力比优化前要小一些, 但优化后的阻力大幅度降低, 尤其是后行侧桨根区域的阻力降低了一半以上。

2) 平面形状

早期的XH-59A高速直升机采用2:1尖削比桨叶, 通过对桨叶升力和阻力的分析表明, 后行侧桨叶会产生较大的阻力, 尤其是旋翼桨叶的内段部分。因此, 必须对平面形状(弦长)进行优化。图6为X2高速直升机旋翼优化后的桨叶弦长分布。

弦长分布除考虑气动力之外, 还得结合结构动力学(根部应力, 桨尖偏转)和桨叶材料特性(尽管采用了具有高弹性模量的碳复合材料, 基本强度要求仍应得到满足)的限制。因此, X2高速直升机旋翼主要部分弦长为椭圆分布, 椭圆中心在70%R处(图7), 锥形桨尖, 在桨叶根部后缘采用了抛物线过渡。

从图中可以初步看出, 与常规旋翼桨叶相比, 刚性桨叶弦长变化比较大, 桨叶中部弦长最大, 中部至桨尖部分弦长逐渐减小, 这可以使得桨叶的升力中心更靠近桨根处, 以减小桨根处的弯矩。

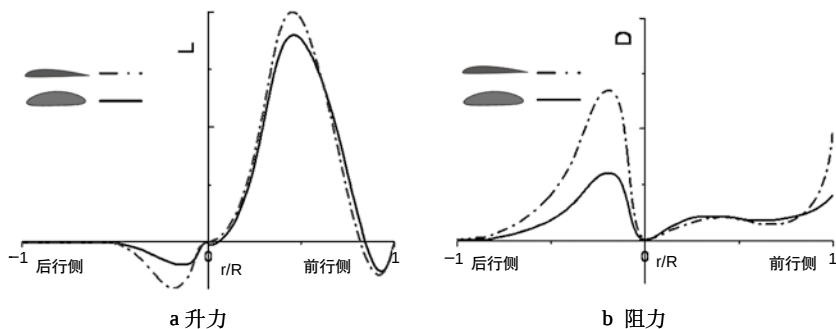


图5 共轴刚性旋翼桨叶气动力分布示意图

3) 桨叶扭转

为了减小反流气流与后行桨叶之间的有效迎角, 在X2直升机旋翼桨叶设计中还采用了新的扭转分布, 目的是为了更好使反流区的根部翼型和当地速度一致, 把这些桨叶部分产生的负升力和高阻力降到最小, 如图8所示, 从桨根至40% R处采用了正扭转分布, 桨叶外段为负扭转分布^[6]。

X2高速直升机共轴刚性旋翼桨叶如图9所示。

2.2 共轴刚性旋翼动力学特性

共轴刚性旋翼采用刚性的无铰旋翼构型, 取消了挥舞和摆振铰, 只保留了变距铰, 且桨叶根部刚性地固结在桨毂上, 因此, 其动力学特性与常规构型旋翼有较大不同。

同时, 为了保证大速度时前行桨叶桨尖马赫数不超过0.9, 旋翼旋转速度需降低。变转速会给桨叶设计固有频率配置带来极大的挑战, 也会增加机身4 Ω 振动水平控制的难度^[7]。

1) 固有频率配置

X2验证机旋翼固有频率要求在悬停和高速两种状态下, 避开转速谐波范围(特别是要将1阶挥舞和1阶摆振模态频率配置在1/rev与2/rev

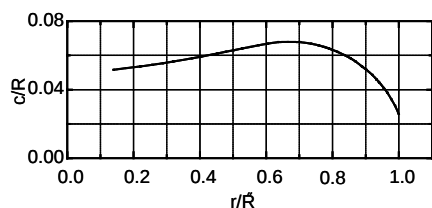


图6 高速直升机X2旋翼桨叶弦长分布

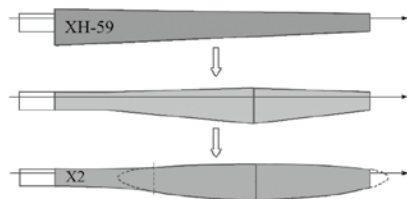


图7 共轴刚性旋翼桨叶优化前后平面图

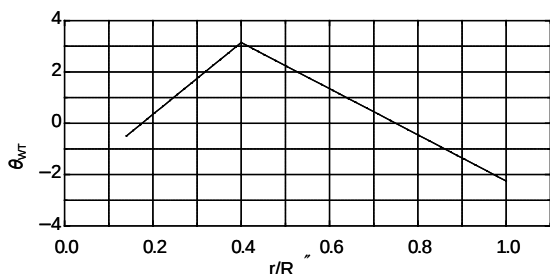


图8 高速直升机X2旋翼桨叶正负扭转分布



图9 高速直升机X2旋翼桨叶

之间)。图10为国外文献计算得出的X2旋翼共振图^[7]。表1相应地给出了X2共轴刚性旋翼两种工作模式下的各阶模式下的频率值。

悬停时旋翼转速约为105%，高速前飞时旋翼转速约为85%。在悬停状态转速下一阶摆振频率为1.4/rev，一阶挥舞频率为1.5/rev，在高速前飞状态，当旋翼转速降低时（大约降低20%），一阶摆振频率也维持在2/rev以下，而对于一般无铰式旋翼，其一阶摆振频率在1.08/rev~1.15/rev范围内。在整个转速范围内，其他的桨叶模式频率都远离3/rev, 4/rev, 5/rev, 但在低转速状态2阶挥舞频率可能比较接近5/rev。

2) 稳定性分析

与常规直升机旋翼相比，ABC旋翼系统属于摆振刚硬，其频率离旋翼旋转频率较远。桨叶刚度既要满足在前行侧必须承担大部分的升力，又要保持桨尖间距，导致很大的扭转刚度，这也使得一阶扭转模态频率大于10Ω。大刚度减小了挥舞、扭转之间的耦合。因此，ABC旋翼系统没有旋翼稳定性问题，即没有旋翼模态和机身模态的耦合，不存在地面共振和空中共振问题。

同时，ABC旋翼在飞行包线内仅有一阶摆振后退型模态的响应能被激起，其频率为1.5Ω。这个模态几乎是纯的摆振响应。在摆振响应、桨叶挥舞弯曲、桨叶扭转或机身/控制系统响应中没有特别显著的

耦合。因此ABC旋翼系统唯一的小阻尼模态是一阶摆振模态。后退型摆振阻尼较小，但仍可以避免不稳定问题。

图11为前飞典型状态稳定性计算结果，可以看出桨尖位移迅速衰减，是稳定的。

3) 振动特性

共轴刚性旋翼可以看作是大刚度无铰旋翼，尽管旋翼系统稳定性比较好，但桨叶载荷会对旋翼桨毂产生很大的振动力矩。尤其是在高速前飞状态下，座舱内4/rev（4为桨叶片数）振动非常大。图12给出了0.1R处旋翼剖面振动载荷随前飞速度的关系，在高速前飞时（240 kn以上）载荷会迅速增加。因此，共轴刚性旋翼直升机在大速度时振动会比较严重。以早期XH-59A为例，三片桨叶每片都产生3/rev的力和力矩，这些激励主要是旋转的桨叶坐标中桨叶2/rev和4/rev的垂向弯曲产生的挥舞力矩。

研究还发现，两副旋翼产生的N/rev(N为桨叶片数)振动力和振动力矩，与两个桨毂的方位角顺序有关^[8]，

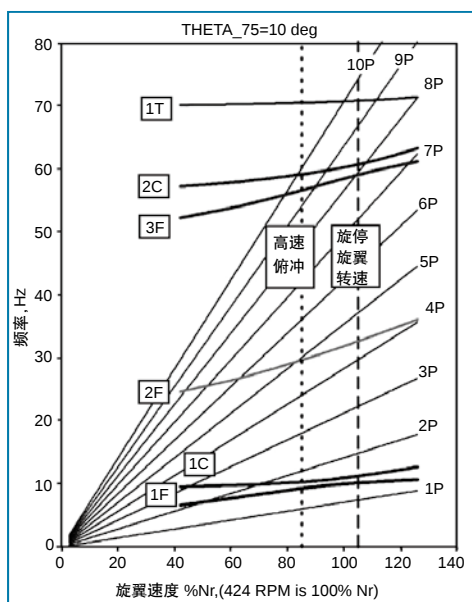


图10 桨叶固有频率

如图13所示。上下两副旋翼都经历相同状态的气动载荷时，如果安装桨毂使得上下两副旋翼桨叶在0方位角交叠，就会导致N/rev的滚转力矩，偏航力矩和侧向力抵消。这可以认为是由于两副旋翼产生的载荷相位是相反的，通过桨毂后就抵消了。但是，这种桨叶安装方式会导致N/rev的垂向力、纵向力和变距力矩加强。同样，如果桨毂安装使得桨叶在90°/N方位交叠，则N/rev的滚转、偏航和侧向力将增大，而N/rev的垂向力、纵向力和变距力矩会抵消。

因两副旋翼承受的载荷相同，两副旋翼产生的振动力矩可以部分抵消，同时，上下旋翼交叠的方位角决定了横向

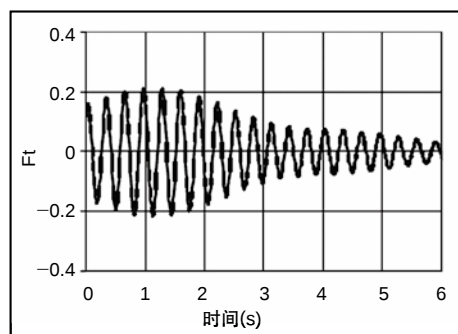


图11 周期变距脉冲下桨尖弦向位移变化计算值

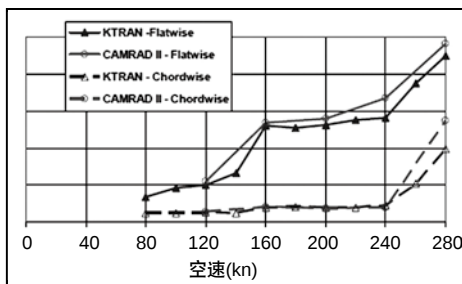


图12 桨叶载荷随前飞速度的变化计算值

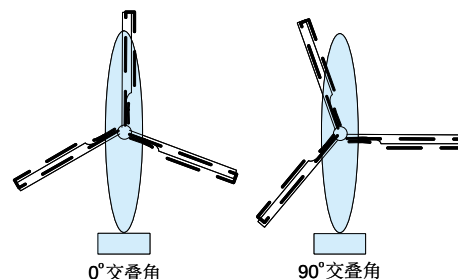


图13 两旋翼交叠位置示意图

表1 桨叶各阶挥舞摆振频率

	悬停	高速前飞
1 阶挥舞	1.4Ω	1.6Ω
1 阶摆振	1.5Ω	1.8Ω
2 阶挥舞	4.4Ω	4.9Ω
2 阶摆振	8.2Ω	9.8Ω
3 阶挥舞	7.9Ω	9.5Ω
1 阶扭转	9.5Ω	10.6Ω

或纵向力和力矩能否抵消。早期XH-59A飞行时采用图14中所示的两个交叠角开展过飞行试验研究。

试验中测量了振动载荷以及这些载荷如何随旋翼旋转条件的不同而发生变化。首先,对桨根振动力矩的测量显示,预期的两副旋翼产生的振动力矩确实部分抵消了。两副旋翼的振动力矩几乎相同,在 0° 的交叠角时滚转力矩减少了80%,俯仰力矩在 90° 交叠角时减少了85%。由此看来, 0° 的交叠角可以产生更低的驾驶舱振感,因此试验一直以 0° 交叠角的配置进行。表2为速度为200kn时机组位置的g值(没采取任何减振措施)。两个不同交叠角情况下,俯仰和滚转振动的相对强度与预期的一致。尽管数值比较大,但在200kn高速下,振动水平与常规直升机在低得多的速度下的振动水平相当。

尽管X2高速直升机旋翼采用每副四片后,有效地降低了振动水平(因为3P和5P载荷比2P和4P载荷要小),但对于高速直升机来讲,振动主动控制是解决该问题的最好措施之一。X2高速直升机采用振动主动控制后,在

表2 两种交叠角振动水平测量

振动方向	0° 交叠角	90° 交叠角
垂向	0.3	0.3
纵向	0.6	忽略不计
横向	0.1	0.9
滚转	0.15	0.55

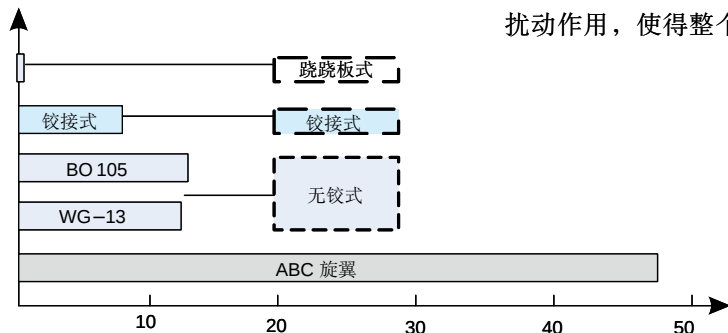


图14 不同形式旋翼当量铰外伸量示意图

250kn速度时,座舱内4/rev振动水平小于 $0.1g$ 。

2.3 共轴刚性旋翼操纵

1) 操纵特性

旋翼铰外伸量影响直升机机动性、阵风响应及操纵稳定性等。尽管共轴刚性旋翼没有挥舞摆振铰,但同样要产生如铰接式等旋翼构型的桨毂力矩。为了与常规构型旋翼定量相比较,引入当量铰外伸量。图14为各种构型旋翼的当量铰外伸量,从图中可以看出,ABC旋翼当量铰外伸量接近旋翼半径的50%,因此,其操纵功效也会比较大。

对铰接式旋翼而言,周期输入必须在所需的最大挥舞点之前 80° 到 90° 。而无限刚性的旋翼的提前量基本上为 0° 。ABC旋翼桨叶刚度大,必须使周期变距在合适的方位角上产生特定的力矩输出,该方位角不同于铰接式和无铰式旋翼所需的输入方位。国外通过大量试验发现,其周期变距输入在所需力矩输出之前 30° 至 40° ,如图15所示。

2) 轴内变距操纵

常规共轴双旋翼直升机采用外操纵,上下旋翼共用不动环,而下旋翼的动环又兼做上旋翼的不动环(随下旋翼旋转),通过总距杆操纵自动倾斜器沿旋翼轴上下运动,实现总距操纵。通过周期变距杆操纵自动倾斜器相对于旋翼轴向前、后(或左右)倾斜,实现周期变距操纵。

旋翼变距拉杆的旋转对气流有扰动作用,使得整个桨毂阻力大幅

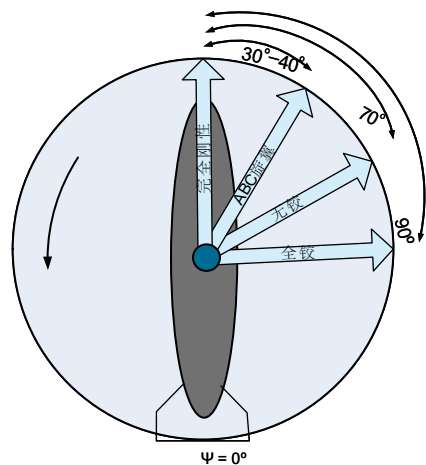


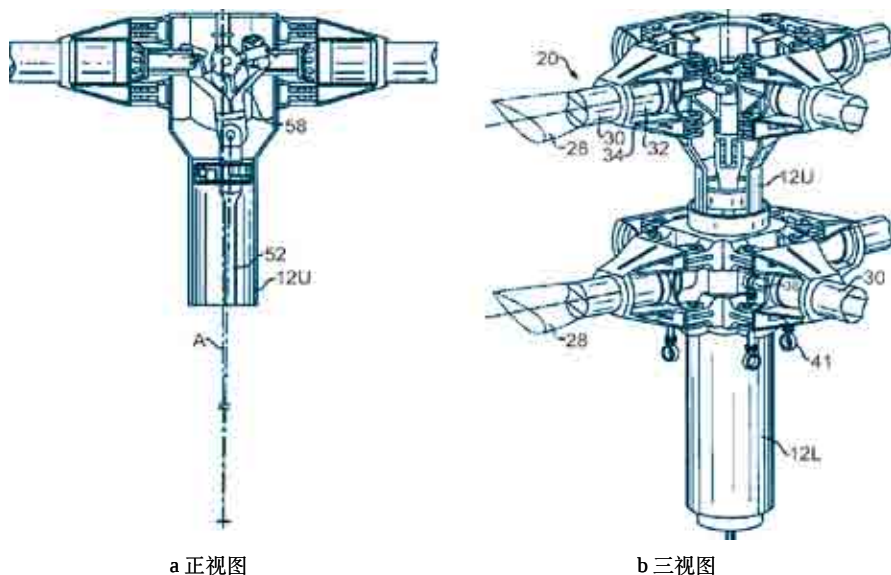
图15 不同形式旋翼周期变距操纵输入响应度增加,尤其在大速度前飞状态。为了降低桨毂阻力,很有必要对高速直升机的共轴刚性旋翼的上旋翼采用轴内变距操纵,以消除变距拉杆对气流的扰动作用,并加整流罩,有效降低桨毂阻力^[9-10]。如图16所示,下旋翼操纵原理和构型和常规单旋翼一样,而上旋翼的操纵原理和常规旋翼也基本一致,都包括了动环和不动环,只是形式和操纵方式上有所不同。

3 共轴刚性旋翼重点研究方向

以常规构型直升机技术为依托,开展高速直升机探索及核心部件共轴刚性旋翼的关键技术攻关,其重点研究方向包括:

1) 高升阻比的刚性桨叶气动设计技术

与常规单旋翼相比,共轴刚性旋翼采用刚性桨叶,没有挥舞、摆振铰,整个桨叶都要承受较大的弯矩,尤其是桨根处,因此,其桨叶气动力中心要设计得比较小(常规直升机旋翼桨叶气动力中心约为 $70\%R$,刚性旋翼桨叶为 $30\% \sim 40\%R$)。此外,由于兼顾悬停和高速前飞性能,其桨叶翼型、弦长等也与传统构型直升机有较大不同,这些都给刚性桨叶的研制和刚性旋翼的气动



a 正视图

b 三视图

图16 共轴刚性旋翼内操纵机构示意图

特性分析带来了很大的挑战。

2) 新构型高速直升机旋翼桨毂减阻技术

常规单旋翼带尾桨直升机的桨毂阻力一般将达到全机阻力的30%左右，共轴刚性旋翼系统的桨毂比普通桨毂要高，且有两个桨毂头，因此其阻力占全机的比例会更加突出，为全机的50%左右，为了提高复合推力直升机的飞行速度，共轴刚性旋翼桨毂气动减阻设计非常关键，桨毂气动减阻设计涉及到气动干扰等技术，因此是技术难点之一。

3) 共轴刚性旋翼动力学分析技术

刚性旋翼系统，采用高的一阶挥舞和一阶摆振频率，其挥舞刚度和摆振刚度将很高，旋翼的操纵也与常规直升机有很大区别，这种新的旋翼构型将导致传到桨毂的交变载荷比常规旋翼更大，因此对于刚性旋翼的动力学也将比常规直升机更为复杂。

4) 共轴刚性旋翼轴内变距操纵机构设计技术

国内目前还没有型号采用旋翼轴内变距操纵，因此该技术是国内空白，可以参考国外该领域的相关技术，在此

基础上，可结合我国自身的技术基础研制出一套旋翼轴内变距操纵系统。

4 结束语

高速直升机之所以再度成为大家关注的焦点，不是因为实现了高速飞行，而是因为技术的进步使得高速直升机真正具备了产品化的能力。据估计，国外高速直升机在5~10年后将投入使用，我国应尽早开展高速直升机的探索研究工作，尤其是核心部件共轴刚性旋翼关键技术攻关，缩小与国外在该领域的差距。

AST

参考文献

- [1] Robb R L. Hybrid helicopters: compounding the quest for speed[J]. Vertiflite, 2006, 52(2).
- [2] Burgess R K. The ABC rotor: a historical perspective[C]. Baltimore: The 60th Annual Forum of the American Helicopter Society, International, June 7-10, 2004.
- [3] Ruddell A J, Macrino J A. Advancing blade concept (ABC) high

speed development [C]. Washington D C: The 36th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1980.

[4] Burgess R K. The ABC rotor: a historical perspective [C]. Washington DC: American Helicopter Society 57th Annual Forum, May 9-11, 2001.

[5] Ashish Bagai. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade[C]. Canada: American Helicopter Society 64th Annual Forum, April 29-May 1, 2008.

[6] Bagai A, Moffitt R C, Blackwell R H, Jr Krauss T A. Rotor blade for a high speed rotary-wing aircraft[P]. U S Patent, No. 7, 252, 479 B2, August 7, 2007.

[7] Blackwell R, Millott T. Dynamics design characteristics of the Sikorsky X2 technology demonstrator aircraft[C]. Canada: American Helicopter Society 64th Annual Forum, April 29-May 1, 2008.

[8] Bailey V P. Status report on the advancing blade concept(ABC) technology demonstrator program [C]. Los Angeles, CA: Society of Automotive Engineers, Aerospace Meeting, November 14-17, 1977.

[9] Coleman C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[R]. NASA Technical Paper TP-3675, March 1997.

[10] Brian E. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver[C]. Grapevine, Texas: American Helicopter Society 64th Annual Forum, May 27-29, 2009.

作者简介

邓景辉，中航工业直升机旋翼技术首席专家。