



突破直升机速度极限

Break Limit of Helicopter Speed

北京航空航天大学 吕春雷
中航工业直升机设计研究所 朱璟 黄利



吕春雷

北京航空航天大学博士研究生，中航工业直升机设计研究所研究员，专业方向为直升机总体设计，历任主管设计、副主任设计师、主任设计师、所B级技术专家，主持了多项课题预研工作，并参与了多个型号的研制，获得国家级成果两项，省级成果1项，集团级成果两项，荣立个人二等功1次。

在过去的十几年里，直升机的发展已经证明其技术是成熟的。越来越多的军、民领域用户对直升机的垂

随着对气动技术认识与研究的深入，气动设计手段的丰富与提升，人们越来越认识到突破直升机的速度极限不再遥不可及。本文在着重分析了限制直升机速度的因素，并在此基础上，对目前已有的突破直升机速度极限的两大技术途径进行了总结。

直起降能力及其卓越的低速能力大加赞赏。随着对气动技术认识与研究的深入，气动设计手段的丰富与提升，人们越来越认识到突破直升机的速度极限不再遥不可及。本文在着重分析了限制直升机速度的因素，并在此基础上，对目前已有的突破直升机速度极限的两大技术途径进行了总结。

直升机划代与速度发展

从20世纪30年代中期，直升机真正投入使用，至今经过70年的发展，直升机技术已经日趋成熟，经历了四代技术发展阶段，第五代技术正

处于构想阶段。

1 第一代(20世纪30年代~50年代末)

安装活塞式发动机；木质/金属混合式旋翼；机体为桁架式或半硬壳式结构；装简易的仪表和电子设备。最大平飞速度约200km/h，全机振动水平约0.2g，噪声水平约110dB，均较高。典型机型如贝尔47和米-4(直5)。

2 第二代(20世纪60年代初~70年代中期)

安装第一、二代涡轴发动机；全金属桨叶与金属铰接式桨毂；机体为铝合金半硬壳式结构；开始采

用早期的微电子机载设备。最大平飞速度约 250km/h, 振动水平约 0.15g, 噪声水平约 100dB, 较前有所降低。典型机型如米-8、“超黄蜂”和直 8。

3 第三代(20 世纪 70 年代中期~80 年代末)

安装第三代涡轴发动机; 全复合材料桨叶及带有弹性元件的桨毂构成的旋翼; 机体结构部分使用复合材料; 采用大规模集成电路的电子设备和飞行控制系统。最大平飞速度约为 300km/h, 振动水平约 0.1g, 噪声水平约 90dB, 得到进一步控制。典型机型为“阿帕奇”、“山猫”、“海豚”和直 9。

4 第四代(20 世纪 90 年代~2010 年)

安装第四代涡轴发动机; 优化设计的翼型、桨尖和先进复合材料的旋翼桨叶, 弹性铰式或无铰式等新型桨毂; 机体大部分或全部采用复合材料; 电传操纵系统; 机载电子设备采用数据总线、综合显示与任务管理; 先进的飞行控制、通信导航等系统。最大平飞速度约 315km/h, 振动水平约 0.05g, 噪声水平约 80dB, 已得到良好控制。典型机型为“科曼奇”、NH-90。

5 第五代构想(2010 年左右开始)

主要特点是高速、高机动、隐身、远程、长航时等。

安装第五代涡轴发动机(压比为 20~26, 功重比大于 8kW/kg, 油耗小于 0.2kg/(kW·h)); 旋翼将采用进一步优化的翼型、平面形和叶尖构形的复合材料桨叶, 或采用智能旋翼; 桨毂将更多采用高性能的复合材料和更好的弹性元件; 机体向全复合材料发展, 有更好的总体、气动、隐身、减振、耐弹伤和适坠等综合优化特性, 全机空重比进一步降低。

安装高度综合的数字化、微型化、智能化的航空电子设备; 采用电传、光传等新型飞控系统, 大大简化

人工操纵; 最大平飞速度(按直升机方式)达 350km/h 以上; 振动和噪声水平进一步降低; 安全性、可靠性、维修性、保障性、舒适性和耐久性明显提高。

提高飞行速度将是第五代直升机的重点发展方向, 外电称“高速直升机时代到来”。除倾转旋翼机外, 值得关注的是: (1) 美国西科斯基公司的 X2 最大飞行速度已达 462km/h (2010 年 9 月 15 日); (2) 法国欧直公司的 X3 最大飞行速度已达 472 km/h (2013 年 6 月 7 日); (3) 俄罗斯米里设计局和卡莫夫设计局提出的 Mi-X1 和 Ka-92 高速直升机方案, 其最大飞行速度将超过 500km/h。

综上所述, 尽管不同代际直升机之间在动力装置、电子技术等方面都存在着区别, 但是不可否认的是, 直升机的最大平飞速度亦是主要特征之一。

限制直升机速度的因素

在直升机真正诞生之后, 在 1936~1937 年, 首先出现了布雷盖飞机, 然后是福克飞机, 其中福克飞机的速度达到了 122km/h。从这个时间到 1963 年, 直升机的速度得到了快速提高, “超黄蜂”的速度达到了 250km/h。此后, 速度记录的发展开始减缓了。从 1986 年到现在, 速度记录一直是“山猫”直升机保持的 300km/h。

那么到底是什么限制了直升机速度的提升, 使之无法与固定翼飞机相媲美呢? 文献[1]概括了提升直升机速度必须突破的主要限制, 包括旋翼气动、重量、噪声、阻力、发动机功率、振动、疲劳与操纵限制等。

真正的可用功率需求由阻力(大部分由旋翼桨毂产生)以及旋翼自



X-2技术验证机

身^[1-2]产生。实际上, 由于前飞时必须同时确保直升机的升力与推力, 旋翼自身在一个低升阻比状态下工作。

但是, 在高速状态要求大桨叶面积, 其目的之一是避免后行桨叶上失速现象引起的损失, 另一个目的是降低转速以避免前行桨叶上压缩现象所引起的损失。同时, 还要求加大零件几何尺寸以承受交变飞行载荷以及由此带来的疲劳工作状态。

旋翼是传统直升机上最有特色的部件, 直升机在大速度前飞时, 旋翼的前行桨叶会出现激波, 后行桨叶出现气流分离, 是直升机速度受限的基本原因: 前行桨叶与后行桨叶的气流速度差为 2 倍飞行速度^[3]。

例如, 一副原地旋转的旋翼, 假设桨尖速度为 756km/h, 飞行速度 360km/h, 则:

(1) 前行桨尖速度为 756+360=1116km/h, $Ma > 0.9$;

(2) 后行桨尖速度为 756-360=396km/h。

即前行桨叶达高亚音速, 出现激波、阻力及振动突增; 而后行桨叶速度太小, 下挥过快使迎角过大、失速。由此带来的后果是升力减小、功耗增大、振动加剧。这种情况在起飞状态下更加严重。

换句话说, 直升机前飞时, 旋翼所处的复杂的流动环境从根本上限制了直升机速度的提升。

突破直升机的速度极限

从前面的分析可知, 为了突破直升机的速度极限, 最根本的问题是将

旋翼从极度恶劣的前飞工作环境中解脱出来,具体思路包括总体构型革新与旋翼能力的提升。

1 总体构型革新

总体构型革新旨在突破传统旋翼工作机理的限制,提高直升机的速度。

20世纪50年代以来,出现了不同型式的数十种高速直升机,最大速度达到500km/h以上。这些直升机从根本上来讲已经不再是传统意义上的直升机,它们结合了直升机和固定翼飞机的优点,既保持了直升机垂直起降的独特优点,又可实现接近亚音速固定翼飞机的飞行速度。

(1) 倾转旋翼机。

大家熟知的倾转旋翼机V-22是一种转换式飞行器,它可以在飞行中根据需要在飞机模式与直升机模式之间转换以便发挥每一种模式的优势。

(2) 增装机翼及推进器的复合式构型。

作为复合式代表的XV-1基本上是带有压气机驱动的旋翼的飞机。该机在悬停、低速时以直升机模式工作,速度提高到某一值时旋翼进入自转状态,速度再提高时旋翼转速降低并逐渐卸载,当转速降至原来的一半时,旋翼只承担20%的飞行重量。这样,桨叶剖面迎角的减小和旋翼转速的下降分别推迟了后行桨叶的气流分离和前行桨叶的激波失速。其实,早在20世纪30年代,人们就曾经将双翼飞机的上机翼改装成旋翼,以期证实在飞行中旋翼和机翼可以相互转换;也曾在常规直升机上加装短机翼,使机翼在前飞时为旋翼卸载。这就是复合式的基本思想。

(3) 矢量尾桨/推进器构型。

矢量推力式涵道螺旋桨将平尾、垂尾、尾桨和推进发动机紧凑地结合起来,不仅使复合式直升机飞得更快、更远,还有效减轻了重量,降低了成本,提高了效率。

(4) ABC旋翼构型。

ABC旋翼构型是指使用两副共轴反转刚性旋翼,以消除通常的后行桨叶的失速现象。在较高的前飞速度下,每副旋翼的后行桨叶卸载,以避免失速,升力逐渐转移到前行桨叶。由于两副共轴旋翼的前行桨叶转向相反,因此产生的滚转力矩相互平衡。实际上,每副旋翼的升力中心向外侧移动到桨盘的前行桨叶一侧,通常是15%或20%的半径。后行桨叶失速得以有效消除,旋翼可达到更高的速度。

(5) 旋翼停转式。

美国NASA的刘易斯研究中心提出一种“X-翼”旋翼飞行器。它可以垂直/短距起落和作马赫数为0.85的高速水平飞行。它采用了曾有效用于卡曼直升机的环量控制技术。在水平飞行时,离合器将功率输出轴与旋翼脱开,并将旋翼固定呈“X-机翼”状,发动机向后喷气来推进飞行器。美国NASA的阿姆斯研究中心经过多年研究提出了另一种变换式高速直升机方案(M85)。它由固定翼飞机改型而来,有一个大尺寸的盘状桨毂整流罩,在旋翼和固定翼模式转换期间,它能产生足够的升力来支持飞行器重量。桨叶从整流罩中伸出,其直径约比整流罩直径大40%~50%。桨叶宽度较大,以保证足够刚度。

2 旋翼能力提升

现代直升机飞行速度的提高,对旋翼能力提出了更高的要求,随着复合材料桨叶技术的发展,使其很容易设计出随着桨叶翼展变化的不同翼型段、桨尖形状、桨叶平面形状和扭转分布,以最大限度地改善直升机的性能,尤其是速度极限的突破。

总之,旋翼能力提升的具体途径为基于先进翼型研究成果的旋翼气动设

计,包括翼型配置、桨叶平面形状、气动扭转以及桨尖形状设计。

2.1 先进翼型研究

正如机翼翼型一样,桨叶翼型是构成桨叶的基石。在直升机的发展初期(20世纪40~50年代),基本上都采用NACA对称翼型系列,如“NACA0012”。对称翼型的零升俯仰力矩在理论上为零,而且具有相对于正负迎角升阻特性对称的优点,迄今仍在尾桨上采用。但对称翼型的最大升力系数 $C_{l_{max}}$ 过低,于是在20世纪60年代,采用了“前缘下垂”翼型,如“NACA23012”。前缘下垂翼型的 $C_{l_{max}}$ ($R_c=6 \times 10^6$)要比对称翼型的高10%以上,而且零升俯仰力矩系数很小,最小阻力系数也与对称翼型相当。

随着对直升机性能的要求越来越高,特别是空气压缩性对翼型的影响越来越重,到了20世纪70年代,各大直升机单位都按照“超临界翼型”的思路,发展各自的独家翼型,如波音伏托尔的VR系列、西科斯基的SC系列、法国的OA系列及俄罗斯的TsAGI系列等,这些翼型在较宽的马赫数范围内都有较好的气动特性。20世纪90年代,法国正发展OA4系列,俄国已有TsAGI系列^[4]。

在CH-47直升机上采用新低阻翼型后,其悬停性能有所提高,在旋翼实度相同时,新翼型品质因素提高6%。在前飞时,用先进的VR-15翼型使性能得以改善,其巡航效率或升阻比提高25%。



X-3技术验证机

而法国 ONERA 和宇航技术公司联合实施了高速直升机旋翼性能优化计划,根据计划要求提出了一组旋翼翼型设计的具体技术要求。根据这些要求,ONERA 研制出了 5 种厚度/弦长比为 6%~13% 的 OA 系列翼型,并在 Dauphi 直升机上进行了试验,结果表明 OA209、207 和 212 这 3 种翼型,在悬停飞行时与用 NACA0012 主翼型相比,飞行重量提高 25%,前飞时飞行包线有很大的扩展,1980 年在巴黎-伦敦的飞行记录为 163nm/h。OA213 与 209 将用于下一代的高速直升机,已证明可能有更高的失速边界,在速度达到 340nm/h 之前不会出现阻力发散。

国内目前也正致力翼型的研究,对于现代直升机的旋翼桨叶来说,对翼型的设计和进步可以提出下列 5 项要求:

(1) 在较宽马赫数范围内,有较高静态和动态最大升力系数,以适应机动过载状态;

(2) 在较高马赫数及小迎角时,有较大的阻力发散马赫数,以推迟前行桨叶激波失速;

(3) 在中等马赫数时及中等迎角时,有较高的升阻比,以提高旋翼的悬停效率;

(4) 在较低的马赫数及大迎角时,有较好的失速特性,以延缓后行桨叶的气流分离;

(5) 在整个飞行包线内,有较小的俯仰力矩系数,以降低桨叶的操纵负荷。

2.2 旋翼气动设计

旋翼气动设计包括翼型选择、翼型配置、桨尖形状、气动扭转等。

(1) 翼型选择。

翼型选择的原则是选用同一族的翼型,选用异性的气动特性要能满足直升机的使用要求,这一族翼型通常是 6%~13% 厚度的部分或全部。

对于翼型性能,选择的准则是满足直升机机动性能要求、快速巡航要

求和悬停要求。分析表明:

a. 为保证直升机的高机动能力,通常采用先进的翼型族。由于高的 $C_{z_{max}}$ 和大的发散马赫数两者兼备,厚的翼型(一般是 12% 的厚度)将确保最大的升力。较厚翼型(一般是 9% 的厚度)也将始终产生高的升力,但它特殊的大阻力发散马赫数将允许把它的展向推到尽可能远。

b. 在不降低高机动性的同时,为了允许尽可能提高最大速度,在桨尖必须使用薄的翼型(一般是 7% 的厚度)。这是由于更薄的翼型把阻力发散马赫数提高到最高,这样节省了功率。而且,在桨尖选择更薄的翼型将减小旋翼的噪音。

(2) 桨尖形状。

桨尖形状对旋翼性能有着重大的影响。桨尖区域是一个非常敏感的区域。它既是桨叶的高动压区,又是桨尖涡的形成和逸出之处,桨尖形状小小的改变就能导致桨尖涡的强度和轨迹有较大的变化,从而影响旋翼的流场、气动载荷和噪音。因此,采用合适的桨尖形状,能有效地改进旋翼的气动特性。从 20 世纪 70 年代以来,美、英、法、德和俄国先后开始了各自的旋翼桨尖形状的研究。可以说,在 20 世纪 80 年代后新研制的直升机旋翼上,已经很少再使用矩形桨尖了。大量的非矩形桨尖在直升机上得到广泛的应用,如 AH-64 (阿帕奇)采用双后掠桨尖, BV-360 采用尖削桨尖,米-28 (浩劫)采用后掠桨尖, RAH-66 (科曼奇)和卡-50 采用后掠尖削桨尖, NH-90 和 EC-135 采用抛物线后掠桨尖, BO-105 新旋翼即采用前掠后掠桨尖, S-92 和 S-70 的新旋翼采用了后掠尖削下反桨尖。特别是采用 BERP 桨尖的英国“山猫”直升机于 1986 年创造了 400.87km/h 的世界直升机速度记录。研究人员已经认识到桨尖形状的改进正成为改善旋翼气动特性的重要途径^[5]。

(3) 扭转分布。

对悬停来说,目标是把升阻比 (L/D) 增加到最大。在 50% R 处,使用厚的翼型,根据翼型的马赫数和攻角得到最大的升阻比,而在桨尖,使用薄的翼型,根据翼型的马赫数和攻角得到最大的升阻比。以此为依据可得到一个向下的扭转角。考虑到诱导角的影响,可得到对悬停的最佳扭转角。

在前飞状态,旋翼前行的一侧产生极大的阻力,为了减少这种阻力,避免任何剧烈的功率消耗,一般要求桨尖是 0° 攻角时,50% R 处的攻角为最大升阻比时的攻角,这导致一个最佳的向下扭转角。另外,同悬停一样也必须考虑诱导角。考虑到诱导角的影响,可得到对前飞的最佳扭转角。

另外,试验已经进一步证实悬停趋向于高扭转率,证明了从前飞的最佳扭转率到悬停的最佳扭转率,品质因素增加多达 5%。但是除了气动力关系外,当速度增加时,对限制振动来说,中等扭转率更好。从以前的经验来看,提供给现代直升机的通常扭转率:对旋翼,它们介于 -10°/ R 和 -12°/ R 间变化,对常规尾桨,介于 -14°/ R 和 -16°/ R 间变化^[6]。

结束语

综上所述,通过总体构型革新以及基于先进翼型研究成果的旋翼能力提升,未来直升机突破已有速度极限必将成为现实。

尽管国际上高速直升机领域已有一定的成就,但是国内的相关研究才刚刚起步,如何能够在同行业竞争中后来居上,还将面临更大更多的挑战。

本文共有参考文献 6 篇,因篇幅所限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 深蓝)