

共轴双旋翼直升机的 技术特点及发展

Technology Characteristic and Development of
Coaxial Rotor Helicopter

北京航空航天大学 陈 铭

共轴双旋翼直升机具有绕同一理论轴线一正一反旋转的上下两副旋翼,由于转向相反,两副旋翼产生的扭矩在航向不变的飞行状态下相互平衡,通过所谓的上下旋翼总距差动产生不平衡扭矩可实现航向操纵,共轴双旋翼在直升机的飞行中,既是升力面又是纵横向和航向的操纵面。



陈 铭

博士,教授,博士生导师。毕业于北京航空航天大学飞行器设计专业。自1992年开始在北京航空航天大学从事直升机专业的教学和研究工作。曾担任“海鸥”无人驾驶直升机的副总设计师。自1999年开始从事小型无人直升机的研究开发工作,先后主持设计了M22、FH-1、FH-2小型共轴式无人直升机。在国内核心期刊和国内外学术会议发表文章20余篇。

共轴双旋翼直升机具有绕同一理论轴线一正一反旋转的上下两副旋翼,由于转向相反,两副旋翼产生的扭矩在航向不变的飞行状态下相互平衡,通过所谓的上下旋翼总距差动产生不平衡扭矩可实现航向操纵,共轴双旋翼在直升机的飞行中,既是升力面又是纵横向和航向的操纵面。

共轴双旋翼直升机的上述特征决定了它与传统的单旋翼带尾桨直升机相比有着自身的特点。20世纪40年代初,这种构形引起了航空爱好者极大的兴趣,并试图将其变成可实用的飞行器,然而,由于当时人们对共轴双旋翼气动特性认识的缺乏以及在结构设计方面遇到的困难,许多设计者最终放弃了努力,而在很长一段时间对共轴式直升机的探讨只停留在实验阶段。1932年,西科斯基研制成功了单旋翼带尾桨直升机VS-300,成为世界

上第一架可实用的直升机。从此,单旋翼带尾桨直升机以其简单、实用的操纵系统和相对成熟的单旋翼空气动力学理论成为半个多世纪来世界直升机发展的主流。

然而,人们对共轴双旋翼直升机的研究和研制一直没有停止。

俄罗斯卡莫夫设计局从1945年研制成功卡-8共轴式直升机到90年代研制成功被西方誉为现代世界最先进的武装攻击直升机卡-50;发展了一系列共轴双旋翼直升机,在型





号研制、理论实验研究方面均走在世界前列。美国也于 50 年代研制了 QH-50 共轴式遥控直升机作为军用反潜的飞行平台,并先后交付美国海军 700 多架。美国西科斯基公司在 70 年代发展了一种前行桨叶方案(ABC)直升机,该机采用共轴式旋翼,刚性桨毂,上下旋翼的间距较小。它利用上下两旋翼的前行桨叶边左右对称来克服单旋翼在前飞时由于后行桨叶失速带来的升力不平衡力矩,从而提高旋翼的升力和前进比,其验证机 XH-59A 于 1973 年进行试飞,并先后进行大量的风洞实验。

从 20 世纪 60 年代开始,由于军事上的需要,一些国家开始研制无人驾驶直升机。近年来,无人直升机已成为国内外航空领域内的研究热点。比较成熟的有:加拿大的 CLL227,德国的“Seamos”,美国的“QH50”。这些无人直升机的共同特点是均采用了共轴双旋翼形式。

在实验方面,从 20 世纪 50 年代起,美国、日本、俄罗斯等相继对共轴双旋翼的气动特性、旋翼间的气动干扰进行了大量风洞实验研究。经过半个多世纪的发展,共轴双旋翼的旋翼理论得到不断的发展和完善,这种

构形的直升机以它固有的优势越来越受到业内人士的重视。

北京航空航天大学于上世纪 80 年代开始研制共轴式直升机,并先后研制了“海鸥”共轴式无人直升机、M16 单座共轴式直升机、M22、FH-1 小型共轴式无人直升机。其中 FH-1 小型共轴式无人直升机已在电力部门、科研院所等单位应用。该机目前已实现了从起飞到降落的无人驾驶自主飞行,可载 20kg 任务载荷,飞行 1.5h。

共轴式直升机的总体结构特点

共轴式直升机与单旋翼带尾桨直升机的主要区别是采用上下共轴反转的两组旋翼用来平衡旋翼扭矩,不需尾桨。在结构上,由于采用两副旋翼,与相同重量的单旋翼直升机相比,若采用相同的桨盘载荷,其旋翼半径仅为单旋翼直升机的 70%。单旋翼直升机的尾桨部分必须超出旋翼旋转面,尾桨直径约为主旋翼的 16%~22%,这样,

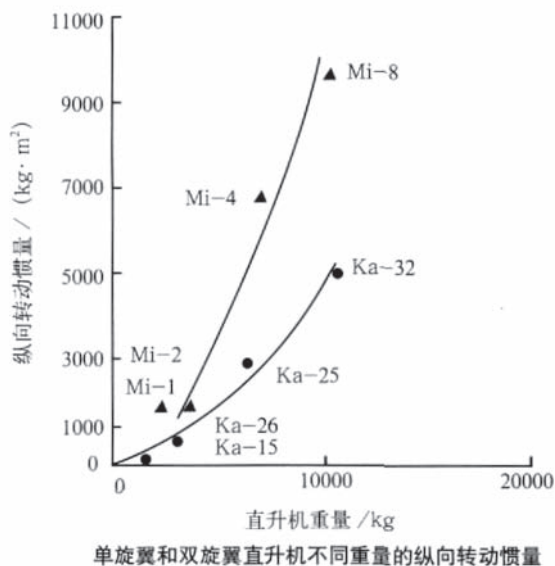
假设尾桨紧邻旋翼桨盘,则单旋翼直升机旋翼桨盘的最前端到尾桨桨盘的最后端是旋翼直径的 1.16~1.22 倍。由于没有尾桨,共轴式直升机的机身部分一般情况下均在桨盘面积之内,其机体总的纵向尺寸就是桨盘直径。这样,在桨盘载荷、发动机和相同的总重下,共轴双旋翼直升机的总体纵向尺寸仅为单旋翼直升机的 60% 左右。

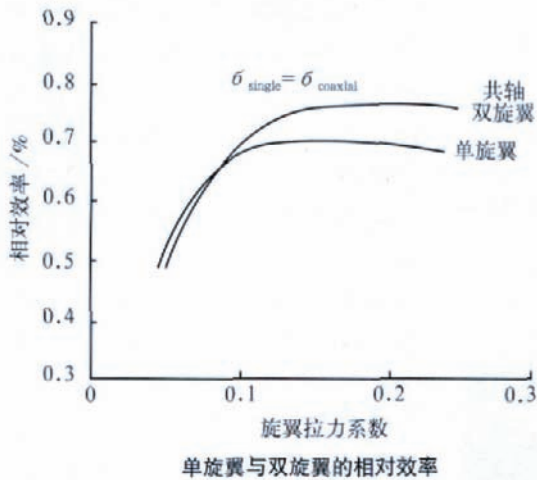
共轴式直升机的机身较短,同时其结构重量和载重均集中在直升机的重心处,因而减少了直升机的俯仰和偏航的转动惯量。

在 10t 级直升机上,共轴式直升机的俯仰转动惯量大约是单旋翼直升机的一半,因此,共轴式直升机可提供更大的俯仰和横滚操纵力矩。并使直升机具有较高的加速特性。

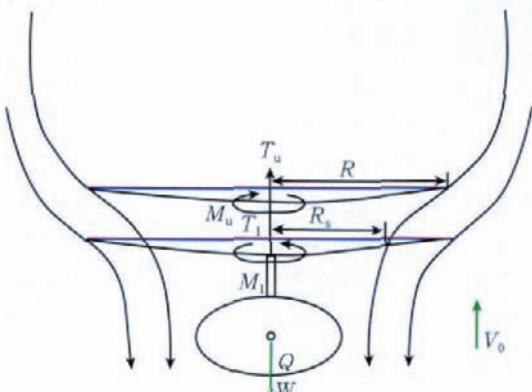
由于没有尾桨,共轴式直升机消除了单旋翼直升机存在的尾桨故障隐患和在飞行中因尾梁的振动和变形引起的尾桨传动机构的故障隐患,从而提高了直升机的生存率。

由于采用上下两副旋翼,增加了直升机的垂向尺寸,两副旋翼的桨毂和操纵机构均暴露在机身外。两副旋翼的间距与旋翼直径成一定的比例,以保证飞行中上下旋翼由于操纵和阵风引起的极限挥舞不会相碰。





单旋翼与双旋翼的相对效率



共轴直升机垂直飞行滑流示意图

两旋翼间的非流线不规则的桨毂和操纵系统部分增加了直升机的废阻面积,因而,共轴式直升机的废阻功率一般来说大于单旋翼带尾桨直升机的废阻功率。

共轴式直升机一般采用双垂尾以增加直升机的航向操纵性和稳定性。

一般来说,共轴式直升机绕旋翼

轴的转动惯量大大小于单旋翼带尾桨直升机,因而,航向的操纵性好于单旋翼带尾桨直升机,而稳定性相对较差;由于共轴式直升机的机身较短,故增加平尾面积和采用双垂尾来提高直升机的纵向和航向稳定性。共轴式直升机的垂尾的航向操纵效率只在飞行速度较大时方起作用。

共轴双旋翼直升机的主要气动特性

共轴式直升机具有合理的功率消耗(无用于平衡反扭矩的尾桨功率消耗),优良的操纵性、较小的总体尺寸等特点。与单旋翼带尾桨直升机相比,共轴式直升机的主要气动特点为:共轴式直升机具有较高的悬停效率;没有用于平衡反扭矩的尾桨功率损耗;尾桨在起飞、悬停状态下的功率消耗为7%~12%;空气动力对称;具有较大的俯仰、横滚控制力矩。

据卡莫夫设计局资料称,通常共轴双旋翼直升机的悬停效率要比单旋翼带尾桨直升机高出17%~30%。由于上述的原因,在相同的起飞重量、发动机功率和旋翼直径下,共轴式直升机有着更高的悬停升限和爬升率。

共轴式直升机的另一个重要特性是随着升限增高,其航向转弯速度保持不变甚至有所增加。这是由于共轴式直升机不需要额外的功率用于航向操纵,因而改善了航向的操纵效率。增加同样的拉力所需的扭

矩增量随悬停高度的增加而增加,因此,对单旋翼直升机来说,为平衡反扭矩所需的尾桨功率也需要增加,在尾桨功率供应不足的情况下使航向操纵效率减小。而共轴式直升机不存在这样的问题。

共轴双旋翼的平飞气动特性与单旋翼也有不同,资料表明,在相同拉力和旋翼直径下,刚性共轴双旋翼的诱导阻力比单旋翼低20%~30%。

由于操纵系统部分和上下旋翼桨毂这些非流线形状部件的数量和体积大于单旋翼直升机并暴露在气流中,因而共轴式直升机的废阻面积大于单旋翼直升机。共轴式直升机在悬停、中低速飞行时的需用功率小于单旋翼直升机,随速度增加,需用功率逐渐增大至大于单旋翼直升机,这一特性决定了共轴式直升机有较大的实用升限、较大的爬升速度、更大的续航时间。而单旋翼直升机则有较大的平飞速度、较大的巡航速度和飞行范围。由于共轴式直升机具有特殊的操纵系统构件,两旋翼必须保持一定的间距,因此要将废阻面积降低到单旋翼直升机的水平很困难。

共轴式直升机在各种飞行状态下均不同程度地存在着气动干扰,表现为上旋翼对下旋翼的下洗流的影响以及下旋翼对上旋翼的流态的影响,实验和理论研究表明,在悬停和小速度前飞状态下,旋翼的相互影响使得下旋翼的下洗速度比单旋翼的要大得多,而上旋翼的下洗速度与单旋翼几乎相同,略大一些。上旋翼的滑流流管在下旋翼处收缩至 R_s ($R_s < R$),即下桨盘只在半径 R_s 以内的区域受到上旋翼下洗流的影响,而上桨盘完全处于受下桨盘作用的滑流里。在垂直爬升时,由于上下旋翼的气动干扰,每组旋翼的轴向速度包括直升机的爬升速度、自身诱导速度和来自另一旋翼的诱导干扰速度。

因此,无论是上旋翼还是下旋翼,在气动力估算时均不能用估算单



俄罗斯卡-52直升机

旋翼的方法进行旋翼特性估算。早期共轴双旋翼的气动计算是按等效实度的单旋翼气动模型计算的,如上下旋翼共4片桨叶,则按4片相同几何参数的单旋翼来估算。后来发现这种方法与实验结果相差较大,而且由此得出的结果导致了操纵系统的设计余度不够而出现飞行事故。因此,无论是前飞还是悬停,简单的动量法已不能用于共轴双旋翼的气动计算。应当用比较符合旋翼流场物理现象的涡流理论或计算流体力学解决共轴双旋翼的气动计算问题。

由于上下旋翼的诱导速度不同,上下旋翼的气动特性也不同。表现在当上下旋翼的升力相同时,上下旋翼的扭矩不同;上下旋翼的扭矩相同时,上下旋翼的升力不同。并且上下旋翼的拉力系数和阻力系数以及上下旋翼的扭矩均随飞行状态和飞行速度而变化。

一般来说,扭矩相同的情况下,共轴双旋翼的上下旋翼在悬停状态的拉力之比为 $C_{T_{low}}/C_{T_{upp}}=0.85$ 左右,随着前飞速度的增加,在 $\mu \geq 1.5$ 时, $C_{T_{upp}}=1.05C_{T_{low}}$ 。

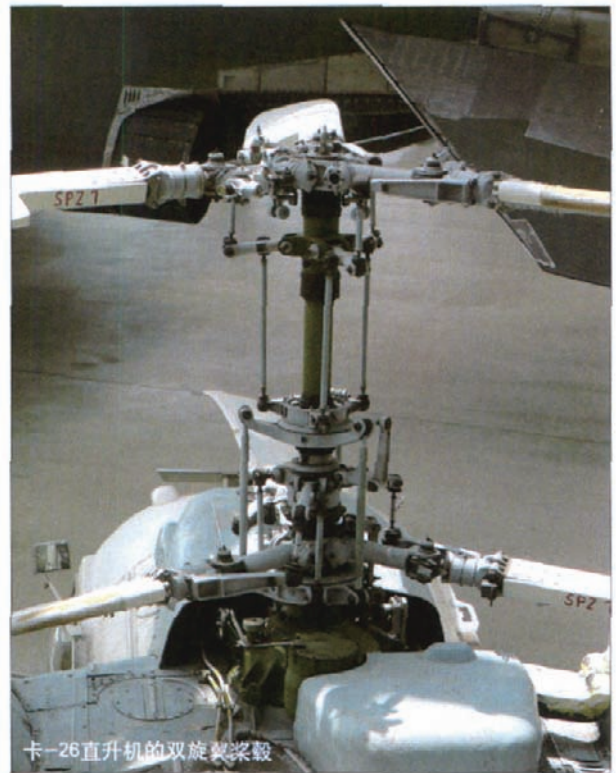
与单旋翼带尾桨直升机有所不同的是,共轴式直升机的航向操纵是通过改变上下旋翼总距来实现的。因此,在改变了上下旋翼的扭矩分配后,上下旋翼的升力也有所变化。其结果是,伴随着航向的变化直升机还有升降的变化。因此,这种航向与升降运动的耦合响应,必须通过总距操纵补偿来解决。

共轴式直升机的操纵系统

共轴式直升机与传统单旋翼带尾桨直升机的主要区别之一是航向操纵的形式和响应不同,其改变上下旋翼的扭矩的方式又分为:全差动、半差动、桨尖制动、磁粉制动。全差动方式是同时反向改变上下旋翼的桨叶角来实现直升机航向的操纵和稳定,俄罗斯卡莫夫系列共轴式直升

机均采用此种控制方式。桨尖制动方式是在旋翼桨尖设置阻力板,通过改变阻力板的迎风阻力面积改变旋翼的扭矩以实现直升机的航向操纵和稳定,德国研制的无人驾驶直升机SEAMOS采用了此种控制方式。磁粉制动是通过传统系统内部的磁粉离合器对上下旋翼轴进行扭矩分配,加拿大研制的无人直升机CLL227采用了此种形式。半差动方式一般是通过改变下旋翼桨叶角改变上下旋翼的功率分配,使其相等或不等来控制直升机的航向。

根据直升机的飞行原理可知,直升机的飞行控制是通过周期变距改变旋翼的桨盘锥体从而改变旋翼的总升力矢量来实现的,由于旋翼的气动输入(即周期变距)与旋翼的最大响应(即挥舞),其方位角相差 90° ,当旋翼在静止气流中旋转时,以纵向周期变距为例,上旋翼在 90° 时即前行桨叶处得到纵向周期变距输入,此时上旋翼为逆时针旋转,对上旋翼来说将在 180° 时得到最大响应,即挥舞最大。而对下旋翼而言,上旋翼的前行桨叶方位处是下旋翼的后行桨叶方位,此时下旋翼为顺时针旋转,其桨叶前缘正好与上旋翼相反,对上旋翼的最大输入恰好是对下旋翼的最小输入,下旋翼将在 0° 处达到最小挥舞响应。而在下旋翼的前行桨叶处(上旋翼的后行桨叶)达到最大输入,在 180° 处达到最大挥舞。因此,上下旋翼在纵向周期变距的操纵下的挥舞平面是基本平行的。类似的在给出横向周期变距操纵后,在上



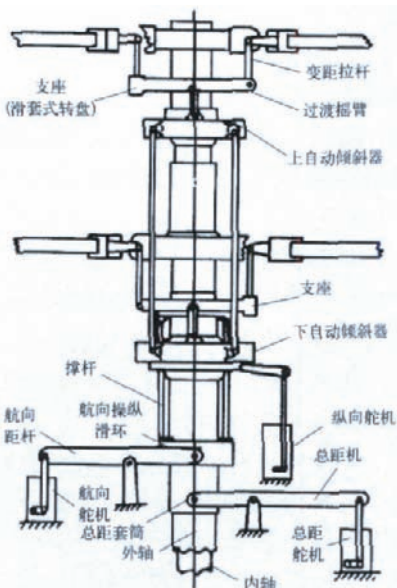
下旋翼的方位角 0° 、 180° 处对上下旋翼均给出同样的操纵输入,但由于两旋翼的转向相反,翼剖面的前后缘反向,因而,一个是最大输入对另一个是最小输入,两旋翼的最大响应和最小响应相差 180° ,其挥舞平面也是平行的。因此,共轴式直升机的上下旋翼的自动倾斜器是通过若干拉杆组成连杆机构,该机构使得上下旋翼的自动倾斜器始终保持平行。

共轴式直升机的纵横向操纵是通过操纵下旋翼自动倾斜器的不动环再通过拉杆机构改变上旋翼自动倾斜器从而使上下旋翼的锥体保持平行的运动。

需要注意的是,上述的情况是在静止气流中的物理现象,是操纵的输入与响应。而在有相对来流的情况,由来流所引起的上下旋翼挥舞所形成的锥体有着它的特性。

假设共轴双旋翼在有来流的情况下旋转,此时没有周期变距操纵,由直升机空气动力学可知,在升力、离心力和桨叶重力达到平衡时,旋转的旋翼形成倒锥体。此时前方来流

速度矢量与旋翼锥体成一角度。将该速度矢量分解成垂直于桨叶的分量和沿桨叶径向的分量。与桨叶垂直的分量相当于给旋翼一个气动输入,此时对上下旋翼的锥体都在该方位处即 180° 处输入了一个使其上挥的气动力(来流从机头吹来),由于两旋翼的转向相反得到挥舞的最大响应均沿各旋翼转向转了 90° ,结果是,两旋翼的最大挥舞处相差了 180° 。上下旋翼得到负的气动输入(在 0° 处),两旋翼的下挥响应也差了 180° ,此时的锥体便形成了一副旋翼是右高左低,而另一副旋翼是左高右低,即在来流的两侧,一侧两旋翼挨得较近,另一侧两旋翼离得较远。这种情况不是由于操纵引起的,操纵也改变不了共轴双旋翼在有来流情况下的固有的挥舞特性。这种情况是由于旋翼锥度角引起,锥度角越大,来流速度越大,两旋翼的不平行程度就越严重。这种挥舞称为吹风挥舞。至于前后的挥舞情况,如上面分析,是由于在前行桨叶和后行桨叶速度变化的气动输入引起的,由于两旋翼的前行桨叶相差了 180° ,因此,各自的气动正输入也相差了 180° ,其结果是在有来流情况下,上下旋翼均前高后低,旋翼锥体呈向后倾倒状。



半差动航向操纵系统原理图

30 航空制造技术·2009年第17期

由以上分析可知,共轴式直升机的纵横向操纵系统是通过平行地操纵上下自动倾斜器来实现的。航向操纵则是通过改变上下旋翼的总距。直升机的两种典型的航向操纵结构形式即半差动和全差动形式。

1 半差动航向操纵系统

目前国内研制的共轴式直升机采用的是半差动航向操纵形式,总距、航向舵机固联在主减速器壳体上,纵横向舵机固联在总距套筒上,随其上下运动。舵机输出量通过拉杆摇臂、上下倾斜器和过渡摇臂变距拉杆传到旋翼上,使其转过相应的桨距角,以实现操纵的目的。

上下桨叶通过桨毂分别与内外转轴固联。在外轴的外面轴套上套总距套筒,其上又套航向操纵滑环、滑套式转盘和下倾斜器内环,它们之间可沿轴向相对上下滑动,但不能转动。上倾斜器内环通过滑键与内轴相联,它不仅可沿轴向上下相对运动,还随内轴一起转动。上下倾斜器外环通过扭力臂与上下桨叶同步转动,并有根等长撑杆将它们相联以实现使上下桨叶同步地偏转相同的桨距角。上倾斜器与上旋翼间摇臂支座直接夹固在内轴上,随内轴转动。而下倾斜器与下旋翼间摇臂支座套在轴套上,半差动航向操纵时可上下滑动,其外环随下旋翼一起转动。

半差动航向操纵的过程为:航向舵机的输出量通过航向拉杆带动航向操纵滑环,使滑环沿总距套筒上下滑动,滑环经两个撑杆带动过渡摇臂的支座。铰接在支座上的过渡摇臂借助两组推拉杆分别连接下倾斜器和下桨叶的变距摇臂。使下桨叶迎角变化,导致由下旋翼气动力对机体所产生的反扭矩变化,此值就是航向操纵力矩。再根据该力矩的大小和符号,决定航向速率和转弯方向,实现航向操纵的目的。

上述的半差动航向操纵方案的总距操纵是通过上下移动自动倾斜

器来实现的,即总距操纵除了克服上下旋翼的铰链力矩外,还要克服上下倾斜器、上下倾斜器连杆以及相关的套筒和零件的重量。因此,该半差动操纵系统机构比较适于小型共轴式直升机,因为,对于小型直升机来说,旋翼锥径相对较小。各种操纵线系只能从轴外走,上下旋翼的自动倾斜器以及相关零件的重量也相对较轻,采用该方案相对较易实现。而对于大型共轴式直升机如卡-50直升机,其连接上下旋翼的传动系统、桨毂、操纵机构比人还高,要操纵如此巨大的机构上下移动是难以想象的。半差动方案只改变下旋翼总距,由此引起的垂向运动耦合较大。然而,通过总距补偿完全可以解决问题。

2 全差动航向操纵方案

共轴式直升机全差动航向操纵方案是指在航向操纵时大小相等方向相反地改变上下旋翼的总距从而使直升机的合扭矩不平衡,机体产生航向操纵的力矩。由于在操纵时上下旋翼的总距总是一增一减,因此航向操纵与总升力变化的耦合小,即用于由于差动操纵引起的升力变化所需的总距补偿较小。显然,该方案可减轻驾驶员的操纵负担。前苏联卡莫夫设计局研制的卡莫夫系列共轴式直升机均采用了此种方案。

该操纵机构分别在上旋翼轴内和下旋翼轴内设有可上下移动的套筒,该套筒随旋翼轴同步转动且可沿旋翼轴做上下相对运动。上下旋翼套筒在上下旋翼桨毂附近,套筒连接上下旋翼变距摇臂,变距摇臂在不同距离处与旋翼变距拉杆和自动倾斜器外环支杆铰接形成杠杆摇臂,通过上下移动套筒实现变距运动。两套筒的内部设有变距装置,该装置与设主减速器底部的总距手柄和航向手柄相连,总距手柄通过垂直拉动变距装置实现上下旋翼总距的同步增减,达到改变直升机升力的目的。航向手柄通过正反转动变距装置实现

上下旋翼总距一增一减的运动,进而实现航向操纵。

由于操纵拉杆装置设在轴内,使得整个外部操纵机构简单、干净,上下自动倾斜器在轴向没有运动。这种结构方案比较适合于大型直升机,因为轴的内径相对较大,为安装操纵装置提供了较大的空间。而对于轻小型直升机,由于尺寸的限制,采用这样的方案会有些困难。

共轴式直升机的传动系统

共轴式直升机的传动系统是将发动机的动力通过离合器、减速器传递给上旋翼轴和下旋翼轴,本文主要介绍比较典型的等转速方案。

所谓等转速方案是指上下旋翼通过齿轮换向并通过齿轮保持相同的减速比。

一般来说,共轴式直升机的上旋翼轴和下旋翼轴都是通过内外轴以实现共轴反转。上下旋翼的内外轴又是通过主减速器内的圆锥齿轮实现换向运动的。因此,主减速器既是动力传递减速装置又是上下旋翼的换向装置。

对于轴系,一般至少应有上下旋翼轴和套筒三部分组成。上旋翼通过桨毂与内轴相连,内轴穿过与下旋翼连接的外轴,在与外轴的交汇处通过轴承隔开,在此,轴承一方面将内外轴的运动隔开,一方面使外轴对内轴在该点进行支撑。内轴在下端与下锥齿轮连接并通过轴承由减速器壳体支撑。套筒与减速器壳体固连并在下自动倾斜器处通过轴承对外轴支撑。外轴在下端与上锥齿轮通过平键或花键相连并通过轴承与减速器壳体连接。

由气动分析可知,上旋翼在相同功率下的升力大于下旋翼,尤其是在悬停和低速飞行状态,而上旋翼轴相对下旋翼轴又细又长,因此,存在上旋翼轴危险截面的弯扭组合应力远大于下旋翼轴的严重情况。设计时

应予以注意。

共轴式直升机的发展前景

直升机的垂直起降、空中悬停、自转下滑的能力是在所有飞行器中效率最高、并无法代替的。但是,由于采用旋翼作为升力和推进系统,使得直升机的前飞速度受到限制。直升机的前飞速度的限制主要不是来自于发动机功率和机体的废阻力。其最主要的原因是所谓的前行桨叶激波和后行桨叶失速。而首先限制直升机前飞速度的是后行桨叶失速。所谓前行桨叶指的是直升机在前飞中,旋翼旋转的一侧是顺航向,其桨尖处相对桨叶前缘的速度是旋翼切向速度与直升机前飞速度的叠加。如该速度超过音速则产生激波,增加需用功率。后行桨叶失速则是指旋翼向后旋转一侧的桨叶前缘处是旋翼切向速度之差,在旋翼转速一定时,前飞速度越大,该差越大,其桨叶前缘处的速度会越小。西班牙人西尔瓦发明的铰接式旋翼,使旋翼在旋转一周中在空气动力作用下自由

挥舞,使得前行桨叶处速度大时迎角小,而后行桨叶处速度小迎角大,从而消除了侧倾力矩,但后行桨叶的迎角一旦超过临界迎角就会失速,最后导致后行侧无升力。实际上当后行桨叶失速区域占桨盘面积的四分之一时,旋翼的气动不平衡力矩传到驾驶杆上的振动使得直升机处于不可控状态。

近些年为提高直升机的飞行速度和航程,人们在寻找其他的方法,比较典型的是美国的X2复合式直升机和俄罗斯的卡-92复合式直升机。

这两种飞行器的一个最明显的特点都是采用了共轴双旋翼的布局。X2复合式直升机采用了共轴双旋翼加短机翼和螺旋桨的形式。俄罗斯卡-92复合式直升机则是共轴双旋翼加共轴式螺旋桨形式。

这两种飞行器的特点是,采用共轴双旋翼作为垂直飞行时的升力系统,采用推力螺旋桨作为前飞时的推进系统,充分发挥了各自优势,保持了共轴双旋翼的高的悬停效率和自转下滑能力,以及螺旋桨的高效推进能力。

这种复合式直升机在前飞时螺旋桨和机翼所产生的升力为旋翼卸载,减小了旋翼拉力的前飞分量,从而缓解了前行桨叶激波和后行桨叶失速对飞行器的恶劣影响。由于采用了共轴双旋翼,高速前飞所带来的后行桨叶失速问题可由上下旋翼转



速相反,其后行桨叶所处位置相对机体对称的特性而解决:一副旋翼产生的侧倾力矩被另一副旋翼的侧倾力矩平衡。因此,共轴双旋翼反转的对称性,与倾转旋翼的左右布置且反转的对称性相比,具有悬停效率高、保持自转下滑能力、不需倾转机构、安全性高的优势。所需研究和解决的问题是在高速前飞中共轴双旋翼的质量特性和气动特性对机体的影响。

共轴式复合式直升机很可能作为一种新型飞行器,来提高直升机的速度和航程。(责编 侧卫)