

斜置尾桨对直升机飞行特性的影响

彭勇 陈平剑 孙强

(中航工业直升机设计研究所, 景德镇, 333001)

摘要:基于叶素理论建立了斜置尾桨的数学模型,以 UH-60A 直升机为对象,计算了平飞配平特性,并与试飞结果进行对比,完成了对模型的验证。验证结果表明,所建的斜置尾桨模型合理准确,能满足工程精度。本文从直升机悬停需用功率研究了尾桨斜置角的设计,计算了不同尾桨斜置角对直升机悬停需用功率的影响,得出 UH-60A 直升机的尾桨斜置角优化值为 $20^{\circ}\sim 25^{\circ}$ 。通过计算和对比斜置尾桨与常规尾桨直升机的平飞配平特性,得出尾桨斜置主要影响直升机的纵向配平特性。最后,对斜置尾桨的利与弊进行了一些讨论。

关键词:斜置尾桨;数学模型;斜置角设计;UH-60A 直升机

中图分类号: V212.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2011)04-0446-07

Effect of Canted Tail Rotor on Helicopter Flight Characteristics

Peng Yong, Chen Pingjian, Sun Qiang

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

Abstract: A mathematical model of the canted tail rotor is developed based on the blade element theory. UH-60A helicopter is taken as an example to carry out the trim calculation. The validation of the model is made by comparison between calculation results and flight test data, which indicates that the model of canted tail rotor is reasonable, accurate, and proper for the application in engineering. The effect of different canted angle on the required power of helicopter in hover is calculated, which concludes that the optimum canted angle of UH-60A is between 20° and 25° . The trim characteristics of helicopter in level flight with canted tail rotor and conventional tail rotor are calculated and analyzed. The longitudinal trim of helicopter is changed when the tail rotor tilted up. Finally, the advantages and disadvantages of canted tail rotor are discussed.

Key words: canted tail rotor; mathematical model; canted angle design; UH-60A helicopter

20 世纪 60 年代,美国为增加 S-65/CH-53 直升机的载重能力,拟加装第三台发动机,为此需将尾桨等部件后移以扩大机身舱内空间,此举会使直升机的重心偏后,导致纵向不平衡。为解决该问题, Sikorsky 公司的设计师们提出加长机身头部,但该方法会使得直升机的重量增加。David Jenney 提出尾桨向上斜置产生的升力分量可以解决直升机不平衡的问题,虽然该方法独特新颖,但未被采纳。

在同时期的 UTTAS 项目中,“黑鹰”UH-60 为适应空运要求导致其重心偏后,为解决该问题,

David Jenney 极力提倡采用斜置尾桨构型。由此,斜置尾桨布局在 UH-60 直升机上得到了成功应用,其尾桨向上斜置 20° ,直升机悬停时无需增加其需用功率情况下可提供总重 2.5% 的升力增量^[1]。这对于运输类直升机而言具有较大优势,为此,先后有 CH-53E, S92, AW139 和 EC175/Z15 等型号均采用了斜置尾桨构型。

斜置尾桨构型在型号研制中得到了广泛应用,但已公开发表的有关其技术研究工作的文献较少。在国外,文献[2,3]在 UH-60 工程仿真模型中,采

用 Bailey 理论建立了斜置尾桨模型,该方法只考虑尾桨拉力和反扭矩,忽略后向力和侧向力。文献[4]采用叶素理论建立了斜置尾桨模型,但未考虑尾桨处的气动干扰。文献[5]讨论了斜置尾桨的优点及有待解决的问题,并简述了尾桨斜置角的设计。在国内,仅开展了尾桨斜置对直升机飞行性能的影响研究,初步探讨了斜置尾桨对直升机设计其他方面的影响^[6]。

鉴于国内斜置尾桨的研究现状,为满足斜置尾桨设计需要,本文对斜置尾桨进行了比较全面的研究,包括斜置尾桨数学建模、尾桨斜置角设计、斜置尾桨对直升机配平特性的影响以及斜置尾桨利弊分析等。

1 斜置尾桨数学模型及其验证

1.1 斜置尾桨数学模型

斜置尾桨数学模型是开展斜置尾桨设计与研究的核心内容。尾桨向上斜置后,尾桨处的气流环境与常规尾桨略有不同,如尾桨叶挥舞运动增大,尾桨处的气动干扰不同于常规尾桨。因此,本文在建立斜置尾桨数学模型时,与常规尾桨建模相比,需考虑以下几点:

(1) 尾桨气动力对直升机纵向特性的影响

常规尾桨的拉力主要影响直升机的横航向特性,尾桨斜置后,因其拉力产生沿直升机立轴的垂直分量,该垂直分量会影响直升机的纵向特性。因此,建立直升机纵向力与力矩平衡方程时,需考虑斜置尾桨气动力的影响。

(2) 尾桨的挥舞运动

常规尾桨建模中,一般不考虑尾桨的挥舞运动,气动力计算只考虑其拉力和反扭矩。尾桨斜置后,因其产生更大的拉力,故尾桨挥舞运动增大。本文采用准定常的桨盘平面法分析尾桨叶的挥舞运动,计算尾桨气动力时,除了拉力和反扭矩外,还有后向力和侧向力。

(3) 旋翼和机身对尾桨的气动干扰

常规尾桨的气动干扰建模中,主要考虑尾桨/垂尾的阻塞效应,对旋翼/尾桨和机身/尾桨的气动干扰考虑较少。尾桨向上斜置后,因其距离旋翼较近,感受旋翼的洗流比常规尾桨大。另外,对于拉力式尾桨,尾桨向上斜置使其与垂尾的间距变化。因此,本文详细建立旋翼和机身对尾桨的气动干扰模型,包括旋翼对尾桨的下洗和侧洗,机身对尾桨的下洗和侧洗以及垂尾/尾桨的气动阻塞效应。

尾桨相对气流速度沿体轴系的3分量为 u_{TR} ,

v_{TR}, w_{TR} , 见图1, 其表达式如下^[2,7]

$$\begin{cases} u_{TR} = u_B K_{QTR} - q_B (WL_{TR} - WL_{c.g.}) - \\ r_B (BL_{TR} - BL_{c.g.}) + u_{ITR} \\ v_{TR} = v_B K_{QTR} + p_B (WL_{TR} - WL_{c.g.}) - \\ r_B (STA_{TR} - STA_{c.g.}) + v_{ITR} \\ w_{TR} = w_B K_{QTR} + q_B (STA_{TR} - STA_{c.g.}) + \\ p_B (BL_{TR} - BL_{c.g.}) + w_{ITR} \end{cases} \quad (1)$$

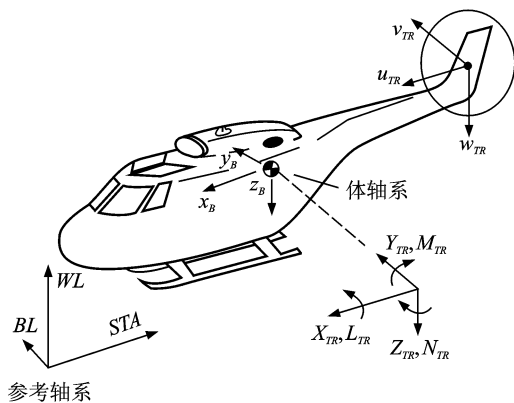


图1 参考轴系和体轴系

式中: u_B, v_B, w_B 为机体相对气流速度; p_B, q_B, r_B 为机体角速度; K_{QTR} 为尾桨处的动压损失系数; $STA_{c.g.}, BL_{c.g.}, WL_{c.g.}$ 和 $STA_{TR}, BL_{TR}, WL_{TR}$ 为直升机重心和尾桨桨毂中心在参考轴系中的坐标值; $u_{ITR}, v_{ITR}, w_{ITR}$ 为尾桨处的干扰速度。

尾桨处的干扰速度的表达式为^[2]

$$\begin{cases} u_{ITR} = u_{MRTR} \\ v_{ITR} = v_{MRTR} + v_{WFTR} \\ w_{ITR} = w_{MRTR} + w_{WFTR} \end{cases} \quad (2)$$

式中: u_{MRTR} 和 w_{MRTR} 为旋翼对尾桨的下洗速度; v_{MRTR} 为旋翼对尾桨的侧洗速度; v_{WFTR} 和 w_{WFTR} 分别为机身对尾桨的侧洗和下洗速度。

旋翼对尾桨的气动干扰可按式(3)计算

$$\begin{cases} u_{MRTR} = v_i \Omega R K_{uTR} \\ v_{MRTR} = v_i \Omega R K_{vTR} \\ w_{MRTR} = -v_i \Omega R K_{wTR} \end{cases} \quad (3)$$

式中: v_i 为旋翼的诱导速度; K_{uTR}, K_{vTR} 和 K_{wTR} 为旋翼对尾桨的干扰系数, 该系数按试验方法确定^[2]。

机身对尾桨的下洗和侧洗可按式(4)计算

$$\begin{cases} v_{WFTR} = -u_B K_{QTR} \varphi_{vTR} \\ w_{WFTR} = -u_B K_{QTR} \varphi_{wTR} \end{cases} \quad (4)$$

式中: φ_{vTR} 为机身尾流对尾桨的侧洗角, 为机身侧滑角的函数; φ_{wTR} 为机身尾流对尾桨的下洗角, 为机

身迎角的函数。尾桨动压损失系数、侧洗角和下洗角按试验方法确定^[2]。

假设尾桨向上斜置角为 K ，根据其桨毂坐标系(见图2的 $X_{TRC}Y_{TRC}Z_{TRC}$ ，以脚注 C 表示)与体轴系的转换关系，可得尾桨气流速度沿其桨毂坐标系的分量为

$$\begin{cases} u_{TRC} = u_{TR} \\ v_{TRC} = v_{TR}\sin K + w_{TR}\cos K \\ w_{TRC} = -v_{TR}\cos K + w_{TR}\sin K \end{cases} \quad (5)$$

同理可得尾桨气流角速度 p_{TRC} 、 q_{TRC} 和 r_{TRC} ，其方向定义见图2。

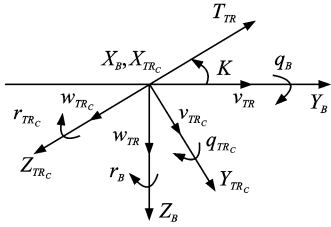


图2 斜置尾桨桨毂坐标系

将式(1)代入式(5)，得斜置尾桨气流速度沿其桨轴系的完整表达式，同时可得其前进比为

$$\mu_{TRC} = \frac{\sqrt{u_{TRC}^2 + v_{TRC}^2}}{\Omega_{TR}R_{TR}} \quad (6)$$

由于计算尾桨的挥舞运动系数和气动力均在其风轴系中进行^[4,7]，因此还需定义斜置尾桨的风轴系(以脚注 CW 表示)，其定义见图3的 $X_{TRCW}Y_{TRCW}Z_{TRCW}$ 。图中： H_{TRCW} 、 Y_{TRCW} 和 Q_{TRCW} 分别为尾桨的后向力，侧向力和反扭矩；尾桨拉力 T_{TRCW} 垂直平面 $X_{TRCW}Y_{TRCW}$ ； β_{TRC} 为侧滑角。

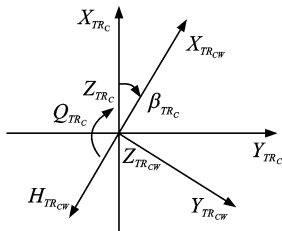


图3 斜置尾桨风轴系及其气动力

根据尾桨叶的挥舞运动方程，可得其挥舞运动系数 a_{1TRCW} 和 b_{1TRCW} ^[4]，根据尾桨风轴系与桨轴系的关系，可得 p_{TRCW} 、 q_{TRCW} 和 r_{TRCW} 。

由于斜置尾桨气动力在风轴系中的表达式和常规尾桨类似，因此，在计算斜置尾桨产生的气动力时，只需将 μ_{TRC} 、 p_{TRCW} 、 q_{TRCW} 、 a_{1TRCW} 、 b_{1TRCW} 代替常

规尾桨气动力^[7]表达式中的 μ_{TR} 、 p_{TR} 、 q_{TR} 、 a_{1TR} 、 b_{1TR} ，即可得 T_{TRCW} 、 H_{TRCW} 、 Y_{TRCW} 和 Q_{TRCW} ，其具体表达式，本文不再赘述。

将风轴系中的尾桨气动力转换到尾桨桨轴系，可得

$$\begin{cases} X_{TRC} = -H_{TRCW}\cos\beta_{TRC} - Y_{TRCW}\sin\beta_{TRC} \\ Y_{TRC} = -H_{TRCW}\sin\beta_{TRC} + Y_{TRCW}\cos\beta_{TRC} \\ Z_{TRC} = -T_{TRCW} \end{cases} \quad (7)$$

将式(7)转换到体轴系，得斜置尾桨产生的气动力在体轴系中的分量，其方向见图1，表达式如下

$$\begin{cases} X_{TR} = X_{TRC} \\ Y_{TR} = Y_{TRC}\sin K - Z_{TRC}\cos K \\ Z_{TR} = Y_{TRC}\cos K + Z_{TRC}\sin K \\ L_{TR} = Y_{TR}(WL_{TR} - WL_{c.g.}) + Z_{TR}(BL_{TR} - BL_{c.g.}) \\ M_{TR} = -Q_{TRCW}\cos K - X_{TR}(WL_{TR} - WL_{c.g.}) + Z_{TR}(STA_{TR} - STA_{c.g.}) \\ N_{TR} = Q_{TRCW}\sin K - X_{TR}(BL_{TR} - BL_{c.g.}) - Y_{TR}(STA_{TR} - STA_{c.g.}) \end{cases} \quad (8)$$

1.2 模型验证

为了验证本文所建斜置尾桨数学模型的精确性和合理性，本文以 UH-60A 直升机为研究对象，根据该机给出的试飞条件对其进行悬停和平飞配平计算，将计算结果与试飞数据^[3]进行对比，同时与美国 Ames 研究中心开发的、应用较多的直升机实时工程仿真模型 GEN HEL^[3]的计算结果进行比较。

为使本文提供的 UH-60A 计算结果真实反映其配平特性，在建立斜置尾桨模型的同时，作者已详细建立 UH-60A 的气动干扰模型(包括旋翼/机身干扰，旋翼/平尾/垂尾干扰)、机械操纵杆系模型(包括总距与纵向、横向和航向的耦合，航向与纵向的耦合)和可动平尾模型，限于篇幅，本文不作描述。

UH-60A 的飞行试验计划是美国军方航空工程飞行试验(United states army aviation engineering flight activity, USAAEFA)于1982年为了验证旋翼机综合系统模拟器而进行的，这是一种早期生产的“黑鹰”直升机，配有 USAAEFA 提供的各种测试仪器^[3]。该机的主要构型数据均来自文献^[2]，本文计算均采用了这些数据。

本文计算得到了 UH-60A 在平飞速度 0~300 km/h 的配平特性，包括驾驶员纵向操纵(δ_c ，前推为正)、横向操纵(δ_a ，右压为正)、总距操纵(δ_c)、

蹬操纵(δ_p ,右脚蹬向前为正)等4个操纵量的位置以及机体的俯仰角(θ ,抬头为正)和滚转角(ϕ ,右滚为正)、平尾安装角(ϕ_{HS} ,前缘抬头为正)、旋翼需用功率(P_{MR})。本文计算结果与相应的试飞结果以及 GEN HEL 的仿真结果对比见图4(驾驶杆操纵位置实际对应的操纵范围以及其他关于操纵杆的具体数据见文献[2])。

从图4可知,本文计算结果基本与试飞结果吻合,但存在一定误差,经分析,除由于基本假设,以及无法完全模拟当时的飞行环境等因素造成的误差外,其他可能的原因为:

(1)旋翼诱导速度模型在中高速前飞时较为准确,但在悬停和低速飞行时,其精确度不是很理想,这是主要原因;

(2)本文虽详细建立气动干扰模型,但实际情况要复杂得多;

(3)悬停和低速时的配平试验中,驾驶员很难对直升机进行配平,为达到配平的目的,采用了其他辅助措施,故一些悬停和低速的飞行试验数据并不能代表当时的试飞情况。

本文计算结果与 GEN HEL 模型的计算结果

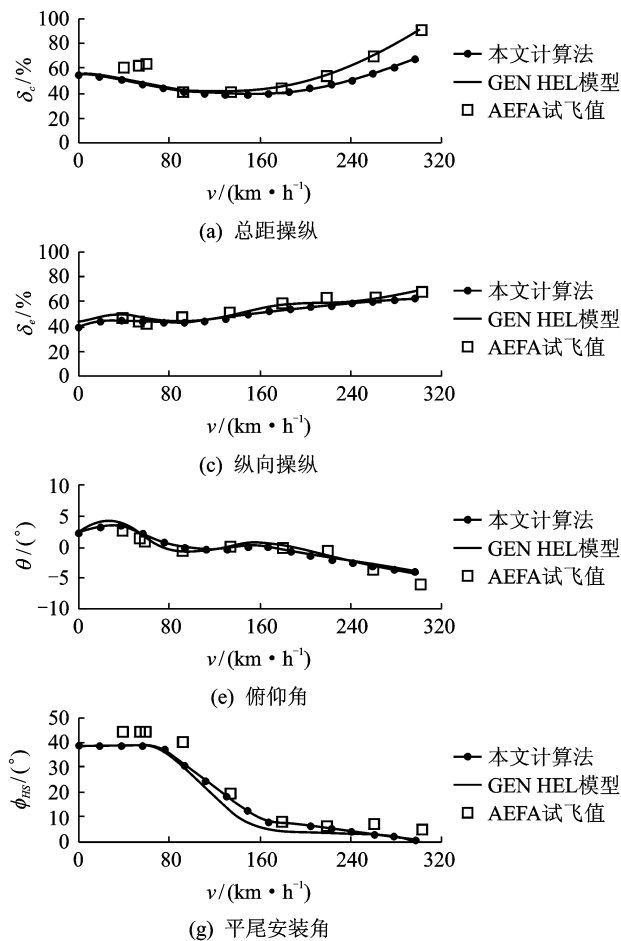


图4 UH-60A悬停和平飞配平计算结果与试飞结果以及GEN HEL模型比较

进行对比后,得出大部分结果相当。其中本文计算的尾桨操纵量更接近试飞结果,这是由于本文采用叶素理论建立尾桨模型,考虑了尾桨的挥舞运动和气动干扰,而 GEN HEL 模型采用 Bailey 理论建立尾桨模型,只考虑尾桨拉力和反扭矩,忽略后向力和侧向力。

2 尾桨斜置角设计

尾桨斜置角是斜置尾桨设计中的一个关键参数,该角度的确定需综合直升机多方面的因素,包括总体设计、飞行性能、飞行品质和结构设计等。在已采用斜置尾桨构型的直升机中,该角度大多在 $15\sim 25^\circ$ 间,见表1^[6,8]。

表1 多种机型的尾桨斜置情况列表

研制方	机型	构型	斜置角/(°)
西科斯基公司	S-70/UH-60	拉力式	20
西科斯基公司	S-80/CH-53E	推进式	20
西科斯基公司等	S92	拉力式	20
贝尔/韦斯特兰公司	AW139	拉力式	15
欧直公司/中国	EC175/Z15	拉力式	20

从表1可知,尾桨斜置角大多为 20° ,这就给设计者们提出这样的问题:尾桨斜置角的确定基于哪些考虑?为何该角度大多为 20° ?

文献[5]是当前仅有的一篇关于尾桨斜置角设计的文献,它从直升机悬停需用功率方面分析了该角度的设计。

本文基于文献[5]提供的方法,以UH-60A为对象,研究和分析尾桨斜置角的设计。

图5给出了UH-60A在不同尾桨斜置角下旋翼和尾桨悬停需用功率的变化。

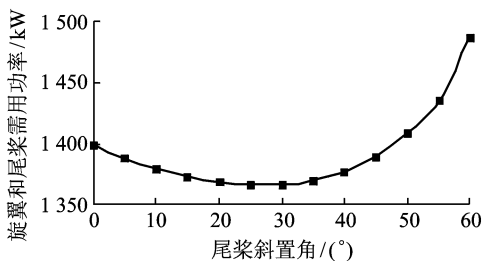


图5 旋翼和尾桨悬停需用功率随尾桨斜置角变化

从图5可以看出,当尾桨斜置角小于 25° 时,需用功率随斜置角的增大而减少,当斜置角超过 25° 时,需用功率随斜置角的增大而增大。出现该现象,一方面是由于尾桨斜置后,为平衡旋翼反扭矩需更大的尾桨拉力,因而其需用功率增加,且随着斜置角的增大而迅速增加(见图6)。另一方面,因尾桨斜置提供了一部分升力,使得旋翼不需产生原来那样大的拉力,故旋翼的需用功率随尾桨斜置角的增大而减少,这两方面的作用彼此相反,合成的结果形成图5所示的变化曲线。

从图5还可以看出,当尾桨斜置角为 25° 左右时,需用功率最少,与常规尾桨相比,能节省约35 kW的功率。

图6示出不同尾桨斜置角下尾桨需用功率的变化,从图可知,当斜置角超过 25° 时,尾桨需用功率迅速增加。

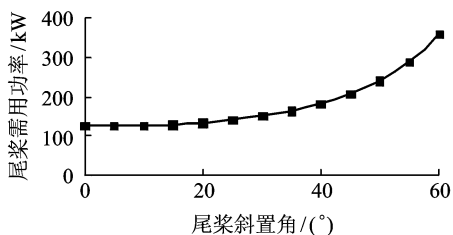


图6 尾桨悬停需用功率随尾桨斜置角变化

图7示出不同尾桨斜置角下尾桨产生的升力分量,当斜置角为 20° 时,尾桨需用功率只需增加

约7.35 kW,就能提供约2 000 N的升力,该值和文献[1]给出的数据一致。

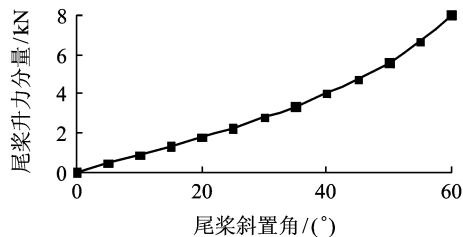


图7 尾桨的升力分量随尾桨斜置角变化

以下分析假设直升机悬停需用功率保持不变,改变尾桨斜置角时,其需用功率在旋翼和尾桨间的重新分配。

图8示出在直升机悬停需用功率保持不变时,直升机可产生悬停状态总升力随尾桨斜置角变化,该升力以常规尾桨为基准给出其相对值。

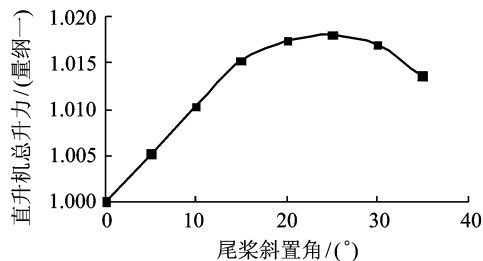


图8 直升机需用功率不变下产生悬停状态的总升力随尾桨斜置角变化

从图8可以看出,当尾桨斜置角小于 25° 时,总升力随斜置角的增大而增大,升力最大增量可达1.8%,当斜置角超过 25° 时,总升力反而减少。这是由于尾桨斜置角增大时,尾桨需用功率增大,则分配给旋翼的需用功率就减少,当尾桨产生的升力分量大于旋翼减少的拉力时,直升机总升力增加,反之,直升机总升力就减少。

综上所述,从直升机悬停需用功率考虑,UH-60A的尾桨斜置角优化值为 $20^\circ \sim 25^\circ$,实际设计中,该角度为 20° ,可能基于其他方面的考虑。

3 斜置尾桨对直升机配平特性的影响

斜置尾桨拉力的水平分量用来平衡旋翼反扭矩,该值与常规尾桨的拉力保持一致,故尾桨斜置对直升机的横航向平衡影响很小。但斜置尾桨产生的垂直分量,对机身形成较大的低头力矩,因而影响直升机的纵向配平。

本文以UH-60A为算例,对斜置尾桨和常规尾桨两种状态在同一重心处(后重心,CG=0.1 m)

进行配平计算和对比,由于尾桨斜置对直升机的横航向配平影响很小,因此本文只给出纵向配平,见图9。另外,本文还计算了斜置尾桨对直升机重心后移($CG=0.4\text{ m}$)的配平特性的影响。为便于分析,计算中采用简化的UH-60A飞行动力学模型,不考虑气动干扰,平尾安装角固定为 0° 。

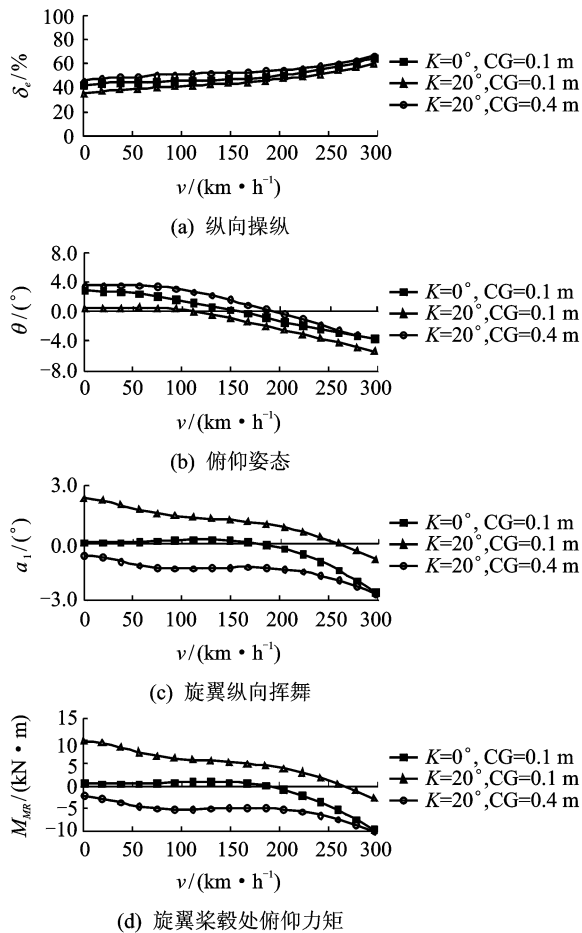


图9 尾桨斜置对直升机纵向配平的影响

由图9(a,b)可知,与常规尾桨相比,尾桨斜置后,使机身低头,驾驶杆后拉增大。这是由于斜置尾桨产生的升力分量对机身形成低头力矩,使得机身趋于低头,为保持直升机纵向平衡,此时需后拉驾驶杆,使旋翼桨盘后倒,对机身形成抬头力矩,以平衡斜置尾桨带来的附加低头力矩。

斜置尾桨使得旋翼桨盘更加后倒,即旋翼纵向挥舞增加,纵向挥舞运动的增加会增大桨毂处的俯仰力矩。图9(c)示出尾桨斜置对旋翼纵向挥舞运动系数的影响,该系数定义后倒为正,图9(d)示出尾桨斜置对旋翼桨毂处俯仰力矩的影响,该力矩定义抬头为正。

通过以上计算可以得出,尾桨斜置后主要影响直升机的纵向配平特性。

4 斜置尾桨利弊分析

众所周知,斜置尾桨概念是 Sikorsky 公司为解决 UH-60 直升机重心偏后问题而提出的一种被动设计方案。由于尾桨斜置能提供直升机总重近 2.5% 的升力增量^[1],能与位于旋翼后的重心配平,从而扩大直升机重心纵向范围,因此,斜置尾桨布局在单旋翼直升机中逐步得到应用,为此斜置尾桨布局从被动设计走向了主动设计。

在现代直升机中,斜置尾桨布局能逐步得到应用,主要基于以下几点^[1,5,6,9]:

(1)有效使用直升机的悬停效率,尾桨斜置能产生直升机总重近 2.5% 的升力增量;

(2)直升机重心可以后移,从而扩大重心纵向范围;

(3)悬停和低速前飞时改善驾驶员的视界;

(4)为满足尾桨斜置后直升机重心后移需要,可采用较短的机身头部,有利于结构减重,同时大速度前飞时,旋翼桨叶不易与机头碰撞;

(5)尾桨向上斜置后,增大了尾桨叶与地面的距离,对安全性有利。

斜置尾桨拉力的垂直分量对机身形成低头力矩,给直升机带来如下问题^[5,6,9]:

(1)斜置尾桨拉力的垂直分量使得机身趋于低头,驾驶杆后移量增加,旋翼桨盘后倒量增加,从而使得旋翼桨叶与尾梁的间距减少,增加了撞击尾梁的风险,另外,旋翼挥舞增加使得其桨毂处载荷增加;

(2)尾桨斜置会带来较大的偏航-俯仰耦合,因此操纵/飞控系统中需有附加的解耦机构以消除该耦合问题。

文献[9]认为,尽管 UH-60A 的操纵和自动飞行控制系统的设计解决了与斜置尾桨有关的耦合问题,除非其他约束迫使造成后重心问题的情况下,不必考虑采用斜置尾桨。

文献[6]指出,运输直升机设计的主要目标是直升机有效载荷最大化,通过改进翼型和提高发动机功率需投入较高的成本,如采用斜置尾桨就能获得较好的效果,这对于提高直升机的飞行性能有利。该文献认为采用斜置尾桨如能解决其带来的问题,对于运输型直升机不失为较好的设计方案。

本文认为,随着直升机飞控技术尤其是电传飞控的发展,能较好地解决斜置尾桨带来的偏航-俯仰运动耦合等问题,对于战术运输直升机,可以优先考虑斜置尾桨方案。

5 结束语

本文所建的斜置尾桨数学模型合理准确,能满足工程要求,可为开展斜置尾桨构型相关的总体布局、飞行品质设计等提供初步基础;同时为飞控系统解决斜置尾桨带来的解耦控制律设计提供置信度较高的飞行动力学模型。本文开展尾桨斜置角的设计方法为初步确定该角度提供参考。

参考文献:

- [1] Leoni R D. Black hawk—the story of a world class helicopter[M]. USA: AIAA, 2007:81-83.
- [2] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program[R]. NASA CR-166309, 1981.
- [3] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation of the UH-60A helicopter [R]. NASA TM-88360, 1987:23-29.
- [4] Hilbert K B. A mathematical model of the UH-60 helicopter[R]. NASA TM-85890, 1984:3-6.
- [5] Rozhdestvenskiy M G, Vaintrub A P. Tilted tail rotor advantages and problems to solve[C]//The 27th European Rotorcraft Forum. Moscow: ERF, 2001: 1-9.
- [6] 徐玉貌,胡士媛,李杰.尾桨倾斜对直升机飞行性能的影响[J].直升机技术,2008(3):82-85.
- [7] Talbot P D, Tinling B E, Decker W A, et al. A mathematical model of a single main rotor helicopter for piloted simulation[R]. NASA TM-84281, 1982: 13-27.
- [8] 倪先平.直升机手册[M].北京:航空工业出版社, 2003.
- [9] Gerdes J. Directional control development experience associated with the UH-60A utility helicopter[R]. USAAVRADCOTR-82-D-26, 1983.