

直升机倾斜式尾桨涡环预测与试飞研究

孟晓伟*, 张宏林, 杨文凤

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 基于叶素理论和滑流理论, 建立了悬停状态直升机倾斜式尾桨诱导速度的计算方法, 在此基础上, 根据高正-辛宏理论, 并考虑到倾斜式尾桨的倾斜角, 对直升机倾斜式尾桨涡环侧飞速度边界进行了预测, 并与飞行试验结果进行了对比, 结果表明, 预测方法计算所得的倾斜式尾桨涡环状态与飞行试验结果较为吻合, 该方法可对直升机倾斜式尾桨涡环进行有效地预测。

关键词: 倾斜式尾桨; 尾桨涡环; 叶素理论; 滑流理论; 高正-辛宏理论; 飞行试验; 直升机

中图分类号: V216 **文献标志码:** A **DOI:** 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.058

当直升机相对侧向气流速度在某一范围时, 直升机航向会出现来回振荡、航向难以保持、振动加剧等现象, 严重时甚至使直升机失去平衡, 而离开这一速度范围, 直升机状态恢复正常, 导致这一现象的原因是尾桨进入了涡环状态。

尾桨涡环现象类似于旋翼涡环, 其产生机理与旋翼涡环^[1,2]相同, 即直升机在侧飞或侧风状态悬停时, 当相对气流在某一范围时, 由于侧方来流的影响, 尾桨的桨尖涡会出现在桨盘周围, 与桨叶发生较严重的桨-涡干扰, 使桨叶载荷出现振荡, 引起直升机产生较强的航向振荡。尾桨涡环飞行的特性就是流动状态非常不稳定, 产生振动以及拉力变化无常, 这会危及飞行安全, 因此, 对尾桨涡环状态的分析研究有着极其重要的意义。若是能提前预测出现尾桨涡环时的速度, 则在试飞和使用阶段, 可提前做好相应准备, 必要时可尽量避开或快速通过该速度段, 为飞行安全提供保障。

对于尾桨涡环的研究, 参考文献[3]报告表明, UH-1直升机在左侧飞速度约为20km/h时, 出现了最严重的涡环效应, 而预期出现最大涡环效应的侧飞速度约为37km/h (UH-1尾桨悬停诱导速度的70%), 这是由于旋翼尾迹对尾桨的干扰, 使尾桨较早地出现了涡环效应。因而, 在分析预测尾桨涡环状态时, 要考虑到旋翼对尾桨的干扰作用, 与此同时, 不同构型的尾桨与垂尾、相对来流的干扰作用同样会对尾桨涡环边界产生影响, 不同构型的尾桨涡环需进行特别分析。对于无倾斜角的尾桨涡环研究, 参考文献[4]根据某

型号直升机右侧飞飞行试验, 对尾桨涡环边界进行了计算分析, 得出了尾桨涡环的速度边界。而本文的样例直升机与其样机构型、飞行试验环境不同, 因而悬停时尾桨诱导速度也不尽相同, 尾桨涡环边界也会有所差异。同时, 本文样例直升机尾桨具有一定的倾斜角(即倾斜式尾桨), 相比于无倾斜角的尾桨, 其与垂尾的干扰作用、相对来流与其诱导气流的干扰作用发生了明显的变化, 因而对倾斜式尾桨涡环的研究有着重要的必要性。

鉴于此, 本文以某型倾斜式尾桨直升机作为研究对象, 首先根据所得相关悬停飞行试验数据, 基于叶素理论和滑流理论, 计算求得悬停状态的倾斜式尾桨诱导速度, 进而依据高正-辛宏理论(简称高-辛理论, Gao-Xin Theory), 并考虑到倾斜角度对垂直于尾桨桨盘来流的影响, 对直升机倾斜式尾桨的涡环边界进行预测, 计算得出对应的侧飞速度(真空速), 然后通过左侧飞飞行试验, 得出其在实际飞行过程中出现尾桨涡环的侧飞速度段, 并将预测结果和飞行试验结果进行对比, 以验证预测方法的有效性, 同时对直升机倾斜式尾桨的涡环状态进行研究分析, 对实际飞行有一定指导意义。

1 直升机参数及飞行试验状态

样例直升机的旋翼系统由主旋翼和尾桨组成, 主旋翼由主桨叶、主桨毂、自动倾斜器等三部分构成, 5片主桨叶

收稿日期: 2017-09-07; 退修日期: 2017-09-21; 录用日期: 2017-12-17

*通信作者. Tel.: 029-86839444 E-mail: 742636879@qq.com

引用格式: Meng Xiaowei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Theoretic calculation and flight test for the helicopter tilting tail rotor vortex ring [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 58-62. 孟晓伟, 张宏林, 杨文凤. 直升机倾斜式尾桨涡环预测与试飞研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (01): 58-62.

均匀布置,旋转方向为右旋。尾桨为倾斜式尾桨,布置于垂尾右侧,构型为底向前拉力式,4片尾桨叶均匀布置,需特别说明的是,相比于常规式尾桨,样例直升机尾桨向上倾斜 20° ,即从直升机后方看,尾桨桨盘逆时针旋转 20° ,由于倾斜角的存在,会影响到尾桨涡环的侧飞速度边界或侧向风速度边界,因而本文在尾桨涡环预测时,将考虑倾斜角的影响。

所涉及的飞行试验包括悬停和左侧飞试验,其中悬停飞行试验为悬停时尾桨诱导速度的计算提供相关试验数据,以进行尾桨涡环边界的预测,而左侧飞飞行试验可对涡环边界的预测值进行试飞验证。飞行试验时直升机离地高度30m,风速 $0\sim 4\text{m/s}$,悬停时测得飞行温度 $T=14.5^\circ\text{C}$ 、大气静压 $p=78\text{kPa}$ 。

2 倾斜式尾桨涡环的预测

出现尾桨涡环时的速度跟悬停时的尾桨诱导速度直接相关,而采用试验测量的方法直接获取直升机悬停时的尾桨诱导速度目前还较难实现,因而,本文首先将叶素理论与滑流理论相结合,通过飞行试验测量悬停相关参数,以此来求得直升机悬停时的尾桨诱导速度。进而依据高-辛理论,并考虑倾斜角的影响,得出倾斜式尾桨出现涡环时的侧飞速度段。

2.1 悬停状态的倾斜式尾桨诱导速度

样例直升机悬停试飞时,离地高度为30m,为无地效悬停,已知尾桨额定转速为 Ω 、尾桨直径 D 、尾桨桨叶弦长 b 和尾桨距 18° 。根据叶素理论^[5],尾桨桨叶微段升力为:

$$dY = \frac{1}{2} C_L \rho W^2 b d_r \quad (1)$$

式中: dY 为桨叶微段产生的升力, C_L 为翼型升力系数, $W=\Omega r$ 流向桨叶翼型的相对气流合成速度,悬停时,若不考虑风速影响,桨叶微段相对来流速度即为微段运动速度, b 为尾桨桨叶弦长, d_r 微段径向长度。

对于一片尾桨桨叶,沿其半径进行积分,可得整片桨叶升力:

$$T = \int \frac{1}{2} C_L \rho W^2 b d_r \quad (2)$$

考虑到尾桨桨根不起拉力部分以及桨尖折合有效部分,从 $0.25R$ 到 $0.98R$ 进行积分, R 为尾桨半径,式(2)可转化为:

$$T = \int_{0.25R}^{0.98R} \frac{1}{2} C_L \rho W^2 b d_r \quad (3)$$

对于常用翼型, $C_L \approx 0.1\alpha$, α 为桨叶有效迎角。考虑到尾桨桨叶具有线性负扭转,其桨距随半径发生变化,将式(3)转化为:

$$T = \int_{0.25R}^{0.98R} \frac{1}{2} \times 0.1 \left(\varphi_7 + \Delta\varphi \left(\frac{r}{R} - 0.7 \right) + \theta_0 \right) \rho (\Omega r)^2 b d_r \quad (4)$$

式中: φ_7 为尾桨桨叶在 $0.7R$ 剖面处的安装角, $\Delta\varphi$ 为桨叶负扭转(样例直升机桨叶负扭转为 13°), θ_0 为尾桨距。

根据气体守恒方程, $pV=nRT$,结合海平面标准大气值,计算飞行密度:

$$\rho = \frac{p}{T} \times \frac{T_0}{p_0} \rho_0 \quad (5)$$

式中: ρ, p, T 分别为飞行时的大气密度、压强和温度, ρ_0, p_0, T_0 分别为海平面标准大气的密度、压力和温度。

联立式(4)与式(5),计算求得尾桨拉力 $T=4325.77\text{N}$ 。

根据滑流理论^[5]:

$$T = 2\rho(\kappa\pi R^2)V_1v_1 \quad (6)$$

式中: $\kappa \approx 0.98$ 为叶端损失系数, $V_1=V_0+v_1$ 是桨盘处的气流速度, V_0 为上游远方来流速度,由于此时是悬停状态, $V_0=0$,则 $T=2\rho(\kappa\pi R^2)v_1^2$,那么诱导速度为:

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho(\kappa\pi R^2)}} \quad (7)$$

通过式(5)和式(7)联立计算得出,样例直升机在悬停状态时,尾桨的诱导速度为: $v_1=16.17\text{m/s}$ (58.21km/h)

2.2 倾斜式尾桨涡环的预测

基于上文计算所得的倾斜式尾桨诱导速度,通过高-辛理论^[4]计算得出倾斜式尾桨的涡环边界:当 $16.17\text{km/h} < V < 35\text{km/h}$ 时(V 为相对气流在尾桨诱导气流方向的速度投影),出现尾桨涡环前期;当 $35\text{km/h} < V < 52\text{km/h}$ 时,出现尾桨涡环中期;当 $V > 52\text{km/h}$ 时,为尾桨涡环后期。

根据高-辛理论预测得到的尾桨涡环速度边界是垂直于桨盘平面的真空速,而样例直升机在左侧飞时,由于倾斜角的存在,侧向来流速度方向并不垂直于桨盘平面,如图1所示,两者的转换关系为: $V_1=V_z \cos\alpha$, V_z 为左侧飞真空速, α 是倾斜角。因而考虑到倾斜角的影响(即 $V_z=V/\cos\alpha$),计算得出倾斜式尾桨涡环的左侧飞真空速边界:当左侧飞真空速 V_z 在 $17\sim 37\text{km/h}$ 之间时,为涡环前期;在 $37\sim 59\text{km/h}$ 之间时,出现涡环中期;大于 59km/h 时,为涡环后期。

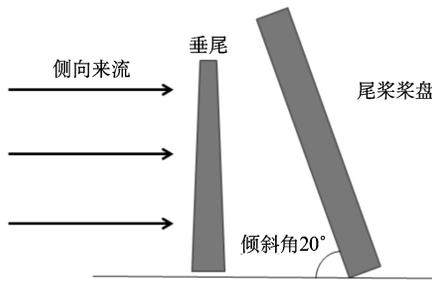


图1 左侧飞时倾斜式尾桨示意图

Fig. 1 Diagram of the tilting tail rotor in leftward level side flight

3 倾斜式尾桨涡环的飞行试验

3.1 左侧飞时的倾斜式尾桨涡环

由于样例直升机为右置拉力式尾桨,因而其在左侧飞时,直升机有可能会进入尾桨涡环状态。本节将通过左侧飞飞行试验的数据分析,进行直升机倾斜式尾桨涡环的研究。图2给出了样例直升机在左侧飞过程中,飞行参数的时间历程曲线。由图可以看出,左侧飞地速约在9.7~17.5m/s (35~63km/h) 时,直升机偏航角速率、航向角、脚蹬量以及尾桨距出现了较为明显的振荡,航向角速率最大约为4 (°)/s,这表明尾桨进入了涡环状态,且处于较为严重的涡环阶段。由于样例直升机在实际飞行时,并非一直处在静风环境中,这将使直升机相对气流的侧飞真空速与侧飞地速不完全一致,因而为了提高对比精度,可计入风速的影响,即对地速和风速进行合成,计算出左侧飞尾桨涡环边界对应的左侧飞真空速,表1给出了直升机在尾桨涡环边界时对应的风速风向。根据左侧飞真空速 V_t 与左侧飞地速 V_g 的计算关系: $V_t = V_g + V_w \cos(\psi_f - \psi_r)$, V_w 为风速, ψ_f 和 ψ_r 分别为航迹角和风向角。由此计算得出本文样例直升机出现较为严重的尾桨涡环时的侧飞真空速范围为41~67km/h,这与参考文献[4]中另一种构型直升机的尾桨涡环飞行试验结果相比有所增大,这是由于倾斜角的存在以及直升机构型的不同所引起的。

表1 尾桨涡环边界对应的风速风向

Table 1 Wind speed and direction with the tail rotor vortex ring state velocity boundary

左侧飞地速 / (km/h)	航迹角 / (°)	风速 / (m/s)	风向 / (°)	左侧飞真空速 / (km/h)
35	93	2.2	129	41
63	97	1.4	139	67

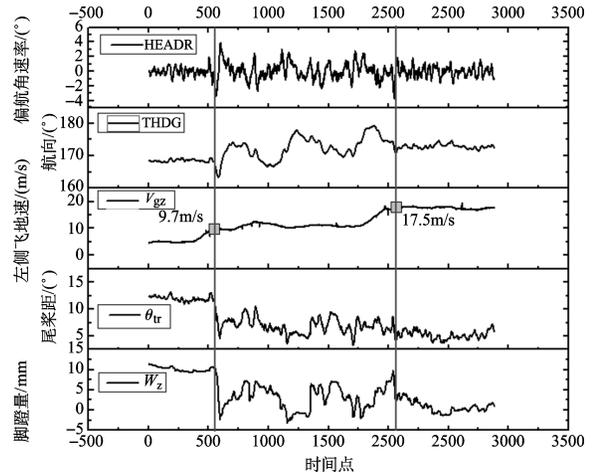
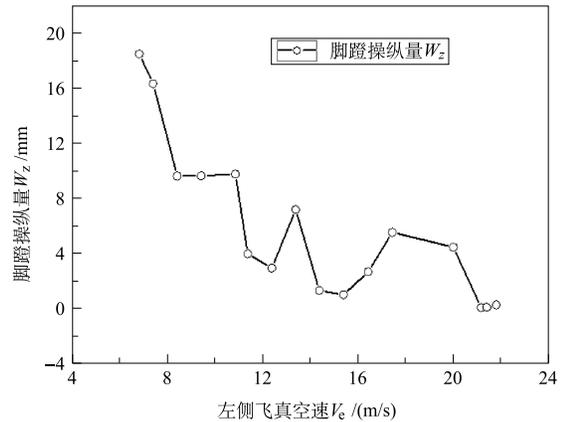


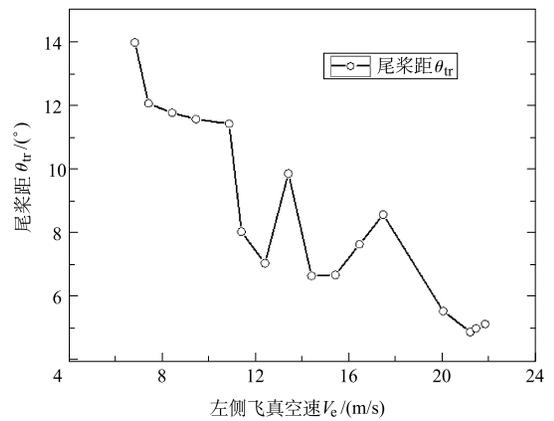
图2 样例直升机左侧飞时间历程曲线

Fig. 2 Time history of the leftward level side flight test of sample helicopter

为了对直升机倾斜式尾桨涡环状态进行进一步的分析,图3给出了样例直升机脚蹬操纵量和尾桨距随左侧飞真空速的变化。



(a) 脚蹬操纵量随真空速的变化



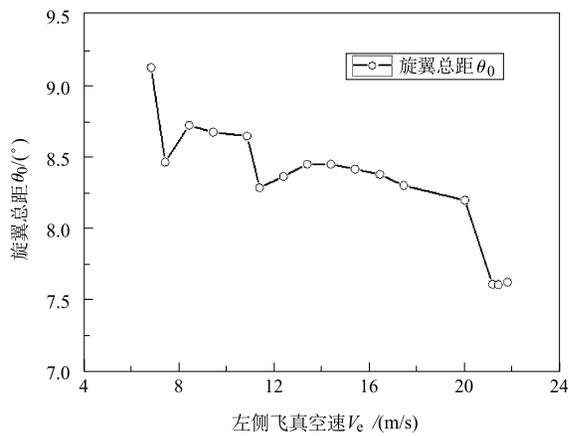
(b) 尾桨距随真空速的变化

图3 脚蹬操纵量和尾桨距随左侧飞真空速的变化

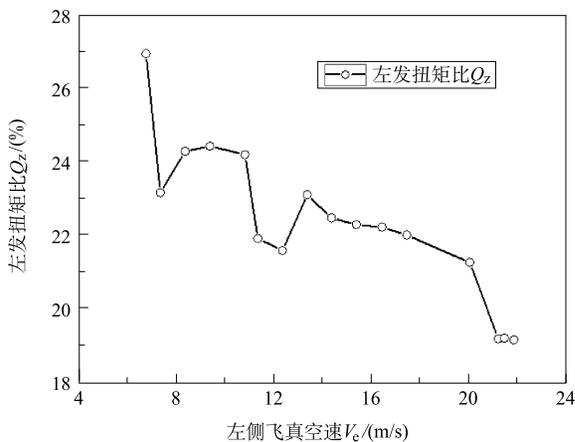
Fig. 3 Variation of pedal controls and tail rotor collective pitch with true airspeed of the leftward level side flight test

空速（地速和风速的合成）的变化曲线。从图中可以看出，随着左侧飞速度的增加，左脚蹬操纵量整体呈减小趋势，尾桨距相应下降，这符合物理实质。而当 $10.9\text{m/s} < V_c < 17\text{m/s}$ 时，脚踏操纵量和尾桨距均出现了明显的波动，这进一步说明在此速度段尾桨进入了较严重的涡环状态，当左侧飞真空速进一步增加时，波动消失，两者继续呈减小趋势，说明直升机逐渐退出了尾桨涡环状态，恢复正常状态。因此，当直升机进入尾桨涡环状态时，必要时可通过改变速度退出涡环状态。

图4给出了直升机在左侧飞时，旋翼总距 θ_0 和左发扭矩比 Q_z 随左侧飞真空速的变化曲线。由图4可知，旋翼总距和左发扭矩比随左侧飞真空速的变化规律基本一致。当左侧飞真空速 $V_c < 21\text{m/s}$ 时，随着速度的增加，由于旋翼桨盘的相对气流速度增加，产生同样大小的拉力需要的总距减小，旋翼总距和左发扭矩整体呈下降趋势。而侧飞真空速大约在 $11\sim 13\text{m/s}$ 时，旋翼总距和左发扭矩出现了振荡，当



(a) 旋翼总距随左侧飞真空速的变化



(b) 左发扭矩比随左侧飞真空速的变化

图4 旋翼总距和左发扭矩比随左侧飞真空速的变化

Fig. 4 Variation of main rotor collective pitch and left engine torque ratio with true airspeed of the leftward level side flight test

侧飞速度继续增加时，振荡消失。同时从图2和图3可以看出，在 $11\sim 13\text{m/s}$ 速度段时，尾桨涡环开始更加严重。为了分析是否由于尾桨涡环引起了旋翼总距的振荡，图5给出了旋翼总距随右侧飞真空速的变化曲线，从图5可以看出，随着速度的增加，旋翼总距整体同样呈减小趋势，虽有略微振荡，但振荡没有左侧飞时振荡明显，这说明左侧飞时出现的旋翼总距振荡，很可能是由于尾桨涡环引起的。而旋翼总距的振荡会引起拉力的振荡，这将使直升机状态不稳定，因而为了保障飞行安全，需注意对该状态的预防和处置。

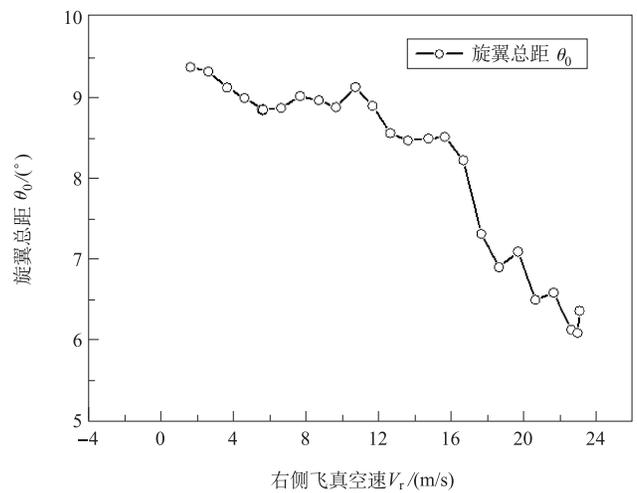


图5 旋翼总距随右侧飞真空速的变化

Fig. 5 Variation of main rotor collective pitch with true airspeed of the rightward level side flight test

3.2 预测值与试验值的对比

由3.1节可知，对于样例直升机，左侧飞真空速约在 $41\sim 67\text{km/h}$ 时，出现较为严重的尾桨涡环。与2.2节的预测结果相比，飞行试验中所出现较严重尾桨涡环时的侧飞速度稍有推迟，出现推迟的原因应该这是由于样例直升机为右置拉力式尾桨，即垂尾在尾桨的左侧（如图1所示），左侧飞时，垂尾会对左侧来流产生阻滞作用，使相对来流速度减小，则相对来流到达尾桨桨盘时的速度会有一定的减小，进而要使相对尾桨桨盘来流的速度达到涡环边界的速度时，需更大的侧飞速度，因而对于拉力式尾桨，出现涡环边界的侧飞速度会有所增加。在进行尾桨涡环的侧飞速度边界预测时，应考虑尾桨构型的影响。整体而言，本文对样例直升机倾斜式尾桨出现涡环的侧飞速度段预测值与试验值较为吻合，具有一定的指导价值。因而在直升机试飞或在其使用飞行阶段，可依据高-辛理论对直升机倾斜式尾桨涡环进行预测分析，为飞行安全提供保障。

4 结论

本文以某型直升机为研究对象,首先基于叶素理论和滑流理论,得出了悬停时倾斜式尾桨的诱导速度,并依据高-辛理论,对倾斜式尾桨出现尾桨涡环时的速度进行了预测,并与飞行试验结果进行了对比分析,得出以下结论:

(1) 对于倾斜式尾桨,当相对气流速度在尾桨诱导速度的反向投影达到一定速度时,直升机会进入尾桨涡环状态,直升机航向发生振荡,姿态难以保持。

(2) 高-辛理论对直升机倾斜式尾桨涡环状态的预测与试飞结果较为吻合,具有一定的指导意义。

(3) 对于拉力式尾桨,由于垂尾对气流的阻滞作用,相比与高-辛理论对尾桨涡环的预测值,出现尾桨涡环时的侧飞速度边界会有所增大。

(4) 对于倾斜式尾桨,由于倾斜角的存在,尾桨涡环侧飞速度边界会有所增加,在进行倾斜式尾桨涡环侧飞速度边界预测时,需考虑倾斜角的影响。

AST

轩,施永立,译.北京:航空工业出版社,1990.

Prouty R W. Helicopter performance, stability and control[M]. Gao Zheng, Chen Wenxuan, Shi Yongli translated. Beijing: Aviation Industry Press, 1990. (in Chinese)

[3] Lehman A F. Model studies of helicopter tail rotor flow patterns in and out of ground effect[R]. Usaavlad TR 71-12, 1971.

[4] 汤连刚,朱宇,李显耀,等.直升机尾桨涡环飞行试验研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(5): 63-66.

Tang Liangang, Zhu Yu, Li Xianyao, et al. Flight test research on vortex ring of helicopter tail rotor[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(5): 63-66. (in Chinese)

[5] 王适存.直升机空气动力学[M].南京:南京航空航天大学出版社,1985.

Wang Shicun. Helicopter aerodynamics[M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1985. (in Chinese)

(责任编辑 杨晓彤)

参考文献

- [1] Drees J M, Hendal W P. Airflow patterns in the neighborhood of helicopter rotors[J]. Aircraft Engineering, 1951, 23(4): 107-111.
- [2] 普劳蒂 R W. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正, 陈文

作者简介

孟晓伟(1990-) 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:直升机飞行试验。

Tel: 029-86839444 E-mail: 742636879@qq.com

Theoretic Calculation and Flight Test for the Helicopter Tilting Tail Rotor Vortex Ring

Meng Xiaowei*, Zhang Honglin, Yang Wenfeng

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: Based on the blade element theory and slipstream theory, the method calculating induced velocity of the helicopter tail rotor in hover was established. And on this basis, according to the Gao-Xin theory and considering the inclination angle of the tilting tail rotor, the helicopter tilting tail rotor vortex ring was predicted and compared with the data of flight test. The results show that the calculation of the tilting tail rotor vortex ring is in good agreement with the flight test results. The method can be applied to effectively predict the helicopter tilting tail rotor vortex ring.

Key Words: tilting tail rotor; tail rotor vortex ring; blade element theory; slipstream theory; Gao-Xin theory; flight test; helicopter

Received: 2017-09-07; Revised: 2017-09-21; Accepted: 2017-12-17

*Corresponding author. Tel.: 029-86839444 E-mail: 742636879@qq.com