倾转旋翼回转颤振参数影响规律研究

董凌华*,杨卫东

南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016

摘 要:基于Hamilton原理,利用多体方法描述动力学部件的空间运动关系,充分考虑倾转旋翼/弹性机翼之间强耦合非 线性的气动、惯性及结构耦合,建立倾转旋翼/机翼气弹耦合动力学分析模型,开展倾转旋翼回转颤振参数影响研究, 分析参数包括:机翼弹性、耦合刚度、机翼几何参数、桨毂构型参数、挥舞变距调节等基本动力学设计参数。分析研 究得到了一些有意义的结论与参数影响规律,这些结论可以用于指导倾转旋翼机的动力学设计。

关键词:旋翼,气弹耦合,稳定性,倾转旋翼,回转颤振

中图分类号: V215.34 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2015) 11-0049-07

倾转旋翼机将直升机垂直起降和固定翼飞机高速前飞 的优点集于一身,尤其是其高速前飞性能极大地扩展了旋翼 飞行器的飞行包线,具有常规直升机无法比拟的速度优势。 V-22型倾转旋翼机海平面最大飞行速度可以达到485km/h, XV-15型倾转旋翼机在1980年的试飞中最大前飞速度达到 惊人的640km/h^[1]。美国在很早就开展了倾转旋翼飞行器的 研制,直到21世纪初,第一种倾转旋翼飞行器MV22才正式 定型服役,突出反映了倾转旋翼飞行器的研制难度及其独有 的飞行性能优势。

倾转旋翼机兼具直升机和螺旋桨飞机的结构形式,兼顾 了两者的优点,可代价是同时具有直升机和螺旋桨飞机的动力 学不稳定问题,但是倾转旋翼机的不稳定问题又有自己的特 点。倾转旋翼机复杂的气弹动力学问题的根源在于可倾转的旋 翼与弹性机翼之间存在着不可忽视的气动、惯性及结构耦合。 倾转旋翼机的旋翼具有刚体挥舞自由度,并且旋翼安装在机翼 的最外端,机翼的弹性不能忽略。与螺旋桨安装在机翼内侧的 固定翼飞机相比,倾转旋翼上的气动力与机翼弯曲扭转变形之 间的耦合效应明显,使倾转旋翼与弹性机翼之间产生更加复杂 的气动弹性耦合现象,具有更低的回转颤振边界^[24]。

通过不断尝试,当代的倾转旋翼机最终确立了等速万 向铰摆振刚硬的桨毂形式以简化旋翼与机翼之间的气弹耦 合效应。采用等速万向铰的桨毂形式之后,倾转旋翼机暂时 回避了类似直升机的"地面共振"及"空中共振"问题,倾转旋 翼机的动力学研究主要集中于如何提高飞机模式高速前飞 时的回转颤振临界速度。国外针对设计参数对倾转旋翼机回 转颤振现象的影响开展了大量理论及试验研究,总结了基本 规律,并应用于倾转旋翼机的设计^[5-15]。

仅仅依靠国外的研究结论并不足以支撑我国倾转旋翼 技术的自主发展。"十五"以后,本文作者及所在的科研团队 开始借助多体建模分析方法开展倾转旋翼动力学稳定性的 理论研究,并掌握了倾转旋翼机的回转颤振机理及动力学参 数影响规律^[16-25]。

1 倾转旋翼机回转颤振分析模型

根据国外^[26,27]及项目组^[23,24]的研究经验,倾转旋翼机的 旋翼与机翼之间的对称模态耦合相比反对称模态耦合更容 易出现回转颤振现象,为降低计算量,通常利用半展分析模 型开展倾转旋翼机的回转颤振分析。

1.1 倾转旋翼机半展气弹耦合动力学建模

借助多体动力学的方法,利用Hamilton原理可以得到倾转旋翼机的半展气弹耦合动力学分析模型。

倾转旋翼机可以离散为一系列的动力学单元体,如图1 所示,各单元体可以建成不同等级的分析模型,机翼、桨叶、 桨毂的柔性件均可以采用有限元的方式建立弹性单元体模

*通讯作者. Tel.: 025-84891805 E-mail: donglinghua@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2015-07-10; 录用日期: 2015-08-26

基金项目: 航空科学基金(2014ZA52006)

引用格式: DONG Linghua, YANG Weidong. Parameters influence study of tiltrotor whirl flutter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015,26(11): 49-55.董凌华,杨卫东. 倾转旋翼回转颤振参数影响规律研究[J]. 航空科学技术, 2015,26(11): 49-55.

型,操纵线系可以离散为一系列用铰链连接的杆系结构,铰 链单元体主要包括倾转铰、挥舞铰、变距铰及连接操纵线系 的球铰等,铰链单元体都视为刚性单元体,处理成几何约束 条件用于连接其它单元体。离散后的倾转旋翼机物理模型转 化为由铰链及各种梁杆系组成的数学模型,相互之间的空间 位置由拓扑结构表示。



图1 倾转旋翼机动部件离散示意图 Fig.1 Tiltrotor discrete maneuvering components

离散后的半展倾转旋翼机Hamilton方程可以表述为:

$$\delta \Pi = \int_{1}^{12} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0$$
⁽¹⁾

其中:δU是弹性虚位能,包含弹性机翼、桨毂弹性约束及各 片桨叶的虑位能之和:

$$\delta U = \delta U_{\text{wing}} + \delta U_{\text{hub}} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta U_{\text{blade}}$$
(2)

δT是虚动能,包含弹性机翼、倾转短舱和各片桨叶的虚动能 之和:

$$\delta T = \delta T_{\text{wing}} + \delta T_{\text{pylon}} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta T_{\text{blade}}$$
(3)

 δW 是气动力虚功,包含机翼及各片桨叶的气动力虚功:

$$\delta W = \delta W_{\text{wing}} + \sum_{i=1}^{Nb} \delta W_{\text{blade}}$$
(4)

倾转旋翼机半展气弹耦合动力学模型推导比较复杂, 具体可见参考文献[23]。最终的考虑尾迹及非定常气动力影 响的倾转旋翼机气弹耦合分析模型可以表述为:



式中:q是广义运动自由度, λ代表广义动态入流状态量, κ代表 动态尾迹状态量, x代表动态失速模型的状态量。基于建立的倾 转旋翼机半展气弹耦合动力学分析模型, 可以开展倾转旋翼/机 翼耦合系统气弹动力学分析, 分析计算功能及流程如图2所示。



図2 「弾柄ロ切刀子/汀桁模型/汀桁切肥加種図 Fig.2 Analysis flowchart of aeroelastic coupling dynamics analysis model

1.2 模型分析参数

国外虽然系统开展了倾转旋翼机的回转颤振试验研 究,但原始数据很难获得。本文采用公布数据较为详尽的 BELL公司在AMES的12.192m×24.384m(40ft×80ft)风洞 进行试验的半展长全尺寸模型^[3]开展回转颤振参数影响对 比分析,基本参数由表1给出。

2 倾转旋翼机回转颤振参数影响分析

2.1 倾转旋翼回转颤振机理

根据倾转旋翼回转颤振机理研究^[23,25],倾转旋翼回转

表1 Bell 全尺寸风洞试验模型基本参数

Table 1	Basic parameters of Be	ell full-size wind tunnel test model
	甘木会粉	粉店

基本	参数	数值
桨叶	一片数N _b	3
旋翼	4半径R	3.82m
旋翼	l实度σ	0.089
挥舞	輕距调节系数K _p	-0.268
升力	I线斜率a	5.7
旋翼	【转速n(飞机模式)	458r/min
旋翼	【转速n(直升机模式)	565r/min
桨叶	·挥舞惯量I。	$142 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
机翼	展长	1.333R
机翼	弦长	0.413R
旋翼	【偏置高度	0.261R
短艄	全心偏置	0.05R
短艄	(质量	655kg
短艄	偏航惯矩	231kg·m ²
短艄	俯仰惯矩	$257 \text{kg} \cdot \text{m}^2$
机翼	【前掠角	6.5°
机翼	基阶梁弯模态阻尼比	1%
机翼	基阶弦弯模态阻尼比	5%
机翼	基阶扭转模态阻尼比	1.8%
机翼	基阶梁弯模态频率	0.4Ω
机翼	基阶弦弯模态频率	0.7Ω
机翼	基阶扭转模态频率	1.3Ω

颤振现象可以由图3描述:当倾转旋翼机以大速度前飞时, 如果机翼受扰产生扭转扰动,则短舱有一个 $\dot{\phi}$ 的扰动运动速 度。由于惯性的影响,旋翼为保持平面转动会产生与扰动运 动反向的桨盘挥舞 β_c ,导致左右桨盘内的桨叶产生不同方向 的挥舞运动。向下挥舞桨盘平面内的桨叶剖面气动力增大 ΔL_{c1} ,可以分解为平行桨盘平面的分量 ΔH_{c1} 以及垂直桨盘平 面的分量 ΔT_{c1} ,向上挥舞桨盘平面内的桨叶剖面气动力减小 ΔL_{c2} ,可以分解为平行桨盘平面的分量 ΔH_{c2} 以及垂直桨盘平 面的分量 ΔT_{c2} ,风图3中可以看出,各片桨叶由于挥舞扰动所 导致的桨盘平面内气动扰动合力方向与机翼的扭转扰动方 向相同,总体结果是产生与机翼扰动方向相同的气动拉力和 扭矩增量,同机翼的挥舞、扭转方向扰动相互激励耦合,如果 机翼阻尼不够,将导致机翼与旋翼振动发生发散。

Bell模型机翼的模态阻尼随前飞速度的变化曲线由图4 给出,图中q1代表机翼的一阶挥舞弯曲模态,q2代表机翼的 一阶弦向弯曲模态,p代表机翼的一阶扭转模态,图中的试验 点数据来源于参考文献^[3]。由图中可以看出,随前飞速度的 增加,旋翼的后退型挥舞与机翼的挥舞弯曲模态发生耦合, 导致机翼的弯曲模态稳定性降低,当前飞速度达到回转颤振 的边界速度后,倾转旋翼机会发生不稳定。回转颤振同"地面 共振"或"空中共振"不同,"地面共振"或"空中共振"现象,当 旋翼转速越过共振转速区后可以重新稳定,但是当前飞速度 超过临界速度之后,回转颤振发散将不可恢复。





2.2 机翼对回转颤振参数影响规律

回转颤振主要是旋翼的后退型挥舞与机翼发生气弹耦 合所导致的不稳定现象。倾转旋翼及短舱安装在机翼的外 端,机翼的刚度对于回转颤振现象具有重要影响。图5是基于 BELL模型数据,改变单一机翼刚度对回转颤振边界速度的 影响分析结果。由于倾转旋翼在飞机模式下工作时,旋翼与 机翼的弦向弯曲模态耦合比较弱,从计算结果中可以看出, 机翼弦向弯曲刚度的改变对回转颤振边界速度影响比较小。 由回转颤振的机理分析可知,旋翼旋转平面内的气动力主要 与机翼的挥舞弯曲及扭转模态相耦合,回转颤振临界速度对 机翼的扭转刚度比较敏感,提高扭转刚度,可以明显提高倾 转旋翼机的回转颤振边界速度,机翼的挥舞弯曲刚度对于回 转颤振边界的影响比较复杂,在机翼扭转刚度及弦弯刚度不 变的情况下,机翼扭转及梁弯的刚度之比对倾转旋翼回转颤 振边界影响更大,单纯提高机翼挥舞弯曲刚度甚至不会明显 提高回转颤振边界速度。



由于弹性机翼的扭转和挥舞刚度的综合效应对回转颤 振临界速度影响显著,利用气弹剪裁设计,对机翼的挥舞和 扭转刚度进行适当的匹配设计已经被证明是提高倾转旋翼 机气弹稳定性的有效手段。图6给出了不同的机翼挥舞弯曲/ 扭转耦合刚度对回转颤振边界速度的影响,从分析结果可以 看出,机翼正挥舞弯曲/扭转耦合刚度(上弯下扭)可以明显 提高回转颤振边界。



Fig.6 Impact of wing bend-torsion coupling effect on whirl flutter boundary

倾转旋翼机为降低飞机模式工作时旋翼机翼之间的干 涉匹配难度,通常机翼带有前掠设计。机翼带有前掠角之后, 在不改变机翼长度的情况下,放大了旋翼旋转平面内的气动 扰动力与机翼之间的耦合作用。在模型分析中,保持机翼的 刚度特性及机翼长度不变,保持旋翼轴始终平行于前飞来 流,单纯改变机翼前掠角对前飞时倾转旋翼回转颤振边界的 影响由图7给出。从分析结果可以看出,前掠对于倾转旋翼机 的回转颤振不利,提高机翼前掠角度的同时要提高机翼的刚 度,以保证回转颤振边界不降低。



图7 机翼前掠对回转颤振边界影响 Fig.7 Impact of wing forward-swept on whirl flutter boundary

倾转旋翼至倾转铰处的偏置高度(简称为旋翼桅杆高 度)会对倾转旋翼同机翼间的惯性及气动耦合产生影响,机 翼的弹性变形由于桅杆的缩放作用,会使旋翼桨毂产生刚体 位移,影响旋翼桨叶的惯性及气动力变化,旋翼所产生的惯 性及气动力变化也通过桅杆同弹性机翼发生耦合。单纯考虑 桅杆高度对回转颤振边界速度的参数影响分析由图8给出。 单纯增加桅杆高度会明显降低回转颤振边界速度。在不提高 倾转铰刚度及机翼刚度的前提下,单纯增加桅杆高度,增加 了短舱及旋翼对机翼的扭转惯量,使机翼的扭转模态频率降 低,等效于降低了机翼的扭转刚度,并且由于力臂的增加,放 大了旋翼平面内的气动力对机翼的影响,导致倾转旋翼机更 容易出现回转颤振。





倾转旋翼短舱通过倾转铰安装在机翼外端,倾转铰的 安装位置会影响到旋翼上的气动扰动同机翼之间的耦合,倾 转铰相对机翼弹性轴线的偏置对倾转旋翼机回转颤振边界 速度的影响由图9给出。

当倾转铰安装在机翼弹性轴线之后时,使机翼向上弯 曲的旋翼平面内气动扰动力会使机翼产生低头的扭矩,使旋 翼机翼之间产生有利的气弹耦合,提高了回转颤振的临界速





度;当倾转铰安装在弹性轴之前时,使机翼向上弯曲的旋翼 平面内气动扰动力会使机翼产生抬头的扭矩,使旋翼机翼之 间产生不利的气弹耦合,降低回转颤振的边界速度。

2.3 旋翼对回转颤振参数影响规律

为抑制旋翼过大的挥舞通常需要采用挥舞变距调节设计, 倾转旋翼机也存在直升机模式前飞的飞行状态,为防止旋翼在 突发情况挥舞过大,通常也采用一定的挥舞变距调节。挥舞变 距调节对万向铰式倾转旋翼机的回转颤振边界影响由图10给 出。从图中可以看出,挥舞变距调节对万向铰式倾转旋翼机的 回转颤振产生不利的影响。正的挥舞变距调节系数(上挥低 头)影响比负的挥舞变距调节系数影响相对小一些。





旋翼桨毂通常设计有一定的结构预锥角,用于降低桨 叶拉力对桨毂的弯矩载荷,万向铰式旋翼属于中心铰接式旋 翼,为降低旋翼旋转平面内的哥氏力载荷,通常会设计有一 定的悬挂高度。但是预锥角及悬挂高度对旋翼挥舞运动的稳 定性存在不利影响。桨毂结构预锥角对万向铰式倾转旋翼机 的回转颤振边界影响由图11给出,悬挂高度对回转颤振边界 的影响由图12给出。从计算结果可以看出,过大的预锥角会 大大降低倾转旋翼机的回转颤振边界。倾转旋翼桨毂在设计 预锥铰和悬挂高度时,必须综合悬挂与预锥的影响,否则会 降低万向铰倾转旋翼机的回转颤振边界。



图11 桨毂预锥角对回转颤振边界影响

Impact of hub cone angle on whirl flutter boundary





Fig.12 Impact of hub suspension height on whirl flutter boundary

3 结论

Fig.11

研究结果表明:倾转旋翼机以飞机模式高速前飞时,回 转颤振的主要原因是由受扰后旋翼后退型挥舞运动所产生 的旋转平面内气动力扰动与机翼的弹性挥舞和弹性扭转所 发生的气弹耦合发散。

参数影响规律研究表明,在开展倾转旋翼机的动力学 设计时,提高机翼的扭转刚度可以提高倾转旋翼机的回转颤 振边界,单纯提高机翼的挥舞弯曲刚度可能不会明显提高回 转颤振边界,机翼的前掠、挥舞变距调节系数对于回转颤振 不利,提高前掠角及旋翼桅杆长度,必须同时提高机翼的弯 曲及扭转刚度,倾转铰在机翼的安装位置及桨毂的预锥及悬 挂设计角度必须合理,否则会降低回转颤振边界。

利用气弹剪裁方法,合理设计机翼上弯下扭的耦合刚 度可以有效提高回转颤振边界。由于动力学设计要服从总体 设计,从提高机翼上弯下扭的耦合效应的角度出发开展动力 学设计,是抑制倾转旋翼机回转颤振的有效手段。 (AST

参考文献

- Martin D M, Demo J G, Daniel C D. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: From concept to flight[R]. NASA SP-2000-4517. National Aeronautics and Space Administration Office of Policy and Plans, NASA History Division, Washington D.C., 2000.
- [2] Magee J P, Alexander H R, Gillmore K B, et al. Wind tunnel tests of a full scale hingeless prop/rotor design for the Boeing model 222 tiltrotor aircraft[R]. Report No.D222-10059-1, Contract NAS2-6505,1973.
- [3] Wayne J. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise flight[R]. NASA-TN-D-7677, Ames Research Center and U.S. Army Air Mobility R&D Laboratory Moffett Field, Calif.
- [4] Young M I, R T Lytwyn. The influence of blade flapping restraint on the dynamic stability of low disk loading propeller-rotors[R]. The 23rd Annual National Forum of the American Helicopter Society, Washington D.C., 1970.
- [5] Kvaternik R G. Experimental and analytical studies in tilt rotor aeroelasticity[R]. AHS/NASA Ames Specialists Meeting on Rotorcraft Dynamics, 1974.
- [6] Kvaternik R G. Studies in tilt-rotor VTOL aircraft aeroelasticity[J]. Solid Mechanics Structures and Mechanical Design, Case Western Reserve University, 1973.
- [7] Johnson W. Analytical model for tilting proprotor aircraft dynamics, including blade torsion and coupled bending modes, and conversion mode operation[R]. NASA Ames Research Center: Moffett Field, California, 1974.
- [8] Johnson W. Analytical modeling requirements for tilting proprotor aircraft dynamics[R]. NASA Ames Research Center, California, 1975.
- [9] Johnson W. Recent developments in the dynamics of advanced rotor systems[R]. NASA TM 86669, 1985.
- [10] Srinivas V. Aeroelastic analysis of advanced tiltrotor aircraft[J]. Aerospace Engineering, 1995.
- [11] Mark W N, Raymond G K, T B Settle. Tiltrotor vibration reduction through higher harmonic control[C]//The American Helicopter Society 53rd Annual orum. Virginia Beach, Virginia, 1997.
- [12] G L Ghiringhelli, P Masaratil, P Mantegazza, et al. Multi-body analysis of the 1/5 scale wind tunnel model of the V-22 tiltrotor[C]// The American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal, Canada, 1999.
- [13] David J P, Raymond G K, Mark W N, et al. A wind-tunnel parametric investigation of tiltrotor whirl-flutter stability boundaries[C]//The

American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington D.C., 2001.

- [14] William T Y, Raymond G K. A historical overview of aeroelasticity branch and transonic dynamics tunnel contributions to rotorcraft technology and development[R]. NASA/TM-2001-211054, ARL-TR-2564, 2001.
- [15] Sreenivas N N, Edward C S. Extension-twist coupled tiltrotor blades using flexible matrix composites[C]//46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Confer. Austin, Texas, 2005.
- [16] 杨卫东,董凌华.倾转旋翼过渡状态瞬态响应分析与试验[J]航空 动力学报,2005,20(5):882-889.

YANG Weidong, DONG Linghua. Analysis and experiments of the tiltrotor transient response during transition flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 882-889.(in Chinese)

- [17] DONG Linghua, YANG Weidong, XIA Pinqi. Aeroelastic stability analysis of tiltrotor aircraft in turboprop cruise mode[C]// The 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2005: 293-301.
- [18] 杨卫东,董凌华.变转速倾转旋翼机多体系统气弹响应分析[J].哈尔滨工业大学学报,2006,38(2):282-306. YANG Weidong, DONG Linghua. Multi-body aeroelastic analysis of tiltrotor with varying rotor rotational speed[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2006, 38(2): 282-306.(in Chinese)
- [19] DONG Linghua, YANG Weidong, XIA Pinqi. Multi-body aeroelastic stablity analysis of tilt rotor aircraft in helicopter mode[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 23(3): 161-167.(in Chinese)
- [20] 董凌华,杨卫东.倾转旋翼/机翼耦合系统过渡飞行瞬态响应分析
 [J].南京航空航天大学学报,2006,38(3):361-366.
 DONG Linghua, YANG Weidong. Transient reponse analysis for rotor/ wing coupled during tiltrotor transition flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 38(3): 361-366.(in Chinese)
- [21] 董凌华,杨卫东,张呈林.倾转旋翼/机翼耦合系统过渡状态气弹动 力学试验研究[J].振动工程学报,2008,21(5):465-470.
 DONG Linghua, YANG Weidong, ZHANG Chenglin. Experiment on aeroelastic characteristics of tiltrotor aircraft in transition flight[J].
 Journal of Vibration Engineering, 2008, 21(5): 465-470.(in Chinese)
- [22] 侯鹏,董凌华,黄文俊,等.万向铰式倾转旋翼整体模态分析与试验

[J].南京航空航天大学学报,2008,43(3):423-428.

HOU Peng, DONG Linghua, HUANG Wenjun, et al. Analysis and experimention of integrated mode of tiltrotor with universal joint hub[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 43(3):423-428.(in Chinese)

[23] 董凌华.倾转旋翼/机翼气弹耦合动力学研究[D].南京:南京航空 航天大学,2011.

DONG Linghua. Research on tiltrotor / wing aeroelastic coupled dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.(in Chinese)

[24] 侯鹏·采用摆振柔软式旋翼的倾转旋翼机动力学研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.

HOU Peng. Study on rotors tiltrotor kinetic using soft type shimmy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.(in Chinese)

[25] DONG linghua, YANG Weidong, HOU peng. Mechanism simulation of tiltrotor whirl flutter with transient response method[C]//The 9th International Conference on Vibration Engineering and Technology of Machinery, 2013.

- [26] Srinivas V, I Chopra. Formulation of a comprehensifve aeroelastic analysis for tiltrotor aircraft[C]//The 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [27] Srinivas V, I Chopra. Validation of a comprehensive aeroelastic analysis for tiltrotor aircraft[C]//The 52nd Annual National Forum and Technology Display of the American Helicopter Society. Washington, D.C.

作者简介

董凌华(1979-) 男,博士,讲师。主要研究方向:旋翼动力学。 杨卫东(1967-) 男,博士,教授。主要研究方向:旋翼动力学。 Tel: 025-84891805

E-mail: donglinghua@nuaa.edu.cn

Parameters Influence Study of Tiltrotor Whirl Flutter

DONG Linghua*, YANG Weidong

National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Based on Hamilton's principle, a dynamical analysis model of semi-span tiltrotor aircraft was developed by the multi-body method, with considerations of complex couplings between tiltrotor and wing, due to the nonlinear and unsteady characteristics coming from the complicated aerodynamic and inertial force, as well as the complicated structures. The influence of parameters on whirl flutter of tiltrotor was analyzed with the analysis model developed in this research. The studied parameters included: the elastic and coupling stiffness of wing, structural geometry parameters of wing, structural parameters of hub and the coupling between flap and pitch. Some useful conclusions and disciplines have been obtained which can be used to provide the guide to dynamic design of tiltrotor aircraft.

Key Words: rotor; aeroelasticity; stability; tiltrotor; whirl flutter

Received: 2015-07-10; Accepted: 2015-08-26 Foundation item: Aeronautical Science Foundation(2014ZA52006) *Corresponding author. Tel.: 025-84891805 E-mail: donglinghua@nuaa.edu.cn