

文章编号: 1000-6893 (2004) 05-0452-05

前飞状态直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析模型

胡国才, 向锦武, 张晓谷

(北京航空航天大学 飞机设计所, 北京 100083)

An Analytical Model of Coupled Rotor/Airframe Helicopter Dynamic Stability in Forward Flight

HU Guocai, XIANG Jinwu, ZHANG Xiaoguo

(Institute of Aircraft Design, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 建立了前飞状态的旋翼/机体耦合动稳定性分析模型。采用扩展的 Pitt/Peters 动力入流模型将悬停与前飞状态统一起来;提出了一种适用性很强的隐式多桨叶坐标转换方法,进而取消了量纲分析及桨叶定常挥舞、摆振的小角度假设,结合 Floquet 传递矩阵法对系统进行了动稳定性分析。应用此分析模型对无铰旋翼直升机地面共振、前飞时孤立旋翼动稳定性进行了计算验证,分析结果与试验值吻合。

关键词: 直升机动力学; 地面共振; 空中共振; 动稳定性

中图分类号: V212.5; V214.3⁺3 **文献标识码:** A

Abstract: An analytical model is presented for helicopter rotor/airframe coupled dynamic stability in forward flight. Extended Pitt/Peters dynamic inflow model is employed in perturbed motion in order to integrate hovering and forward flight cases. A method of implicit multiblade coordinate transformation (MCT) is presented and applied in the derivations of linear differential equations of rotor/airframe coupled system, and the order schemes as well as the hypothesis of low displacement of blade steady flap and leadlag motion are retracted. By Floquet theory and transition matrix resolution, the dynamic instabilities of coupled rotor/airframe system are analyzed. The analytical model is then applied in the predictions of hingeless rotor helicopter ground resonance and isolated rotor instabilities in forward flight. The predictions correlate well with the test data of references.

Key words: helicopter dynamics; ground resonance; air resonance; dynamic stability

直升机地面及空中共振是一种旋翼/机体耦合动稳定性问题,是直升机动力学的基本问题之一。对于地面及空中共振问题,直升机界进行了大量的理论分析和一定的试验研究。

直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析涉及到多桨叶坐标转换(MCT),把旋转坐标系下的桨叶运动自由度转换成旋翼在固定坐标下的整体模态,从而大大方便了旋翼/机体耦合系统的动稳定性分析。Coleman 和 Feingold^[1]最早将它用于直升机地面共振分析(因此也称 Coleman 变换),后来的大部分学者就一直沿用这一做法。直升机在地面或悬停时,旋翼桨叶处于对称流场中,对运动方程进行 MCT 后形成常系数的扰动运动方程组,对此可以很方便地进行特征分析,特征向量表征了各模态的振型及相位,特征值的虚部和实部分别表征了模态频率及阻尼的大小,因此,大量的文献将注意力集中在地面共振及悬停空中共振的研

究^[2]。

直升机前飞时,旋翼桨叶处于非对称流场中,系统的扰动运动方程要复杂得多。为了使 MCT 不致于太过繁琐,一般都进行量纲分析及小角度假设,并且把桨叶的定常挥舞、摆振角等进行 Fourier 级数截断,经过 MCT 后形成显式的周期系数的扰动运动方程组,然后根据 Floquet 理论进行特征分析,得到各个模态的频率及阻尼^[3,4]。进行显式 MCT 时作了许多简化假设,若计入当量铰外伸量、反流区等影响,仍相当繁琐。当桨叶片数改变时,需要重新进行多桨叶坐标变换,因此,显式的 MCT 不具有通用性,另外,量纲分析需要一定的先验知识,容易错漏。

基于此,本文首先在文献[2]的基础上,建立前飞状态的旋翼/机体耦合动稳定性分析模型。在文中提出了一种隐式的多桨叶坐标转换方法,隐式 MCT 是指用数值运算来代替显式三角展开的 MCT 方法,这样,为进行显式 MCT 所作的各种假设和量纲分析在隐式 MCT 中都可以取消,并且

对桨叶片数不同的情况都适用。另外, 隐式 MCT 可以很方便地与 Floquet 传递矩阵结合起来, 因此具有很强的通用性。文章最后用国外的试验数据对所建立的分析模型进行了验证。

1 分析模型

旋翼/ 机体耦合系统表现为低频自激振动, 因此稳定性分析时仅考虑桨叶的挥舞及摆振基阶模态是合理的。为此采用有外伸量的当量铰模型, 垂直铰与水平铰附加弹性约束。该模型适用于带弹性轴承的铰接式旋翼, 也适用于变形主要发生在根部柔性元件的无铰式及无轴承式旋翼。

机体只考虑其刚体滚转及俯仰运动。对空中共振来说, 转动中心可假定为机体的重心。对于风洞试验状态的旋翼模型来说, 转动中心即为旋翼与基座相连的万向铰处。约束桨毂中心的运动自由度, 就是孤立旋翼的情况。

作用在旋翼上的气动力是非定常的, 对于低频的直升机空中共振来说, 用动力入流模型^[5]能很好地反映非定常气动力的作用。为了将悬停与前飞状态统一起来, 采用扩展的 Pitt2Peters 动力入流模型^[6]。定常飞行时采用非均匀定常入流模型。

采用矢量方法导出桨叶上任一剖面的速度及加速度。直升机前飞时, 桨叶挥舞及摆振角速度 $\dot{\beta}$, $\dot{\beta}_k$ 与机体滚转角速度 $\dot{\beta}_x$, $\dot{\beta}_y$ 的乘积项及其高次项对系统的稳定性是有影响的, 故均予以保留。相对桨叶剖面的气流速度由桨叶运动速度、来流速度及诱导速度确定, 剖面的气动力采用升力线理论计算。采用达朗贝尔原理建立桨叶和机体的动力学方程^[2]。

把桨叶的运动自由度表示成富里叶级数的形式, 将它们代入运动方程, 然后由谐波平衡得到以旋翼整体模态为自由度的非线性代数方程组, 解方程组可以得到配平状态下的操纵量及系统的稳态响应。

假定平衡位置附近的扰动量为小量, 将运动方程在平衡位置附近展开, 可以得到系统位于平衡位置附近的小扰动线性化微分方程组。

将入流方程、桨叶挥舞、摆振和机体滚转及俯仰运动的平衡方程及扰动微分方程结合起来, 可以计算直升机和旋翼的定常响应、分析旋翼/ 机体耦合系统的动稳定性。

2 隐式多桨叶坐标变换及 Floquet 传递矩阵

多桨叶坐标变换, 是将旋转坐标系中的自由度转换成不旋转坐标系中的自由度。具体方法如下: 首先将第 k 片桨叶的挥舞、摆振扰动运动的变量 \mathbf{D}_k , \mathbf{F}_k 等表示成富里叶级数的形式, 将它们代入桨叶挥舞、摆振、机体及动力入流方程, 整理后得到以旋翼整体模态、机体模态和入流模态表示的桨叶、机体和入流的二阶微分方程组。然后对第 k 片桨叶的挥舞、摆振运动方程两边分别乘以 $1, \cos m(\mathbf{W} - \mathbf{F}_k), \sin m(\mathbf{W} - \mathbf{F}_k)$ 后, 对全部 N_b 片桨叶的运动方程求和, 得到以旋翼整体模态、机体模态和入流模态表示的旋翼/ 机体耦合系统的二阶微分方程组, 转换为状态方程

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{A}(\mathbf{W}, \mathbf{q}) \quad (1)$$

其中: 状态矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{W})$ 是以 $2P$ (对于旋转旋翼而言) 为周期的系数矩阵; \mathbf{W} 为第 1 片桨叶的方位角。

系统的传递矩阵 $\mathbf{5}(\mathbf{W}, \mathbf{W})$ 可由下式积分得到

$$\mathbf{5}(\mathbf{W}, \mathbf{W}) = \mathbf{A}(\mathbf{W}, \mathbf{5}(\mathbf{W}, \mathbf{W})) \quad (2)$$

其初始条件为: $\mathbf{5}(\mathbf{W}, \mathbf{W}) = \mathbf{I}$, 系统的稳定性完全取决于传递矩阵 $\mathbf{5}(2P, \mathbf{W}, \mathbf{W})$ 的特征值。

为了说明隐式 MCT 与显式 MCT 方法的区别, 将状态矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{W})$ 的元素 $A_{i,j}$ 写成一般的形式

$$A_{i,j} = \sum_{l=1}^L \sum_{k=1}^{N_b} R_{i,j}^{(l)}(\beta, \beta_k, \beta_k, \beta_k, \dots, \mathbf{W}) \quad (3)$$

其中: $\mathbf{W} = \mathbf{W} - 2P(k-1)/N_b$ 为第 k 片桨叶的方位角; $\beta, \beta_k, \beta_k, \beta_k, \dots$ 为桨叶的挥舞角、摆振角、挥舞及摆振角速度的定常响应, 并以其正弦或余弦函数的形式出现, 因此进行显式 MCT 时, 需要做小角度假设, 如 $\sin \beta \approx \beta, \cos \beta \approx 1 - \beta^2/2$ 等。然后进行三角求和运算, 结果矩阵元素 $A_{i,j}$ 只与第 1 片桨叶的方位角 \mathbf{W} 及桨叶片数 N_b 有关, 为减少变换量, 一般要进行量纲分析, 舍弃高阶小量。

隐式 MCT 时, 根据各片桨叶初始时刻 (以广义变量 \mathbf{W} 表示) 的定常响应 $\beta, \beta_k, \beta_k, \beta_k, \dots$, 采用数值运算直接计算矩阵元素 $A_{i,j}$, 得到状态矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{W})$, 因初始时刻的传递矩阵 $\mathbf{5}(\mathbf{W}, \mathbf{W}) = \mathbf{I}$, 这样下一时刻 $\mathbf{W} + \Delta \mathbf{W}$ 的传递矩阵可以通过对式(2)积分得到, 然后依次计算下一时刻的稳态响应、状态矩阵及传递矩阵, 一直计算到 $2P$ 为止, 得到传递矩阵 $\mathbf{5}(2P, \mathbf{W}, \mathbf{W})$ 。

更为一般的隐式 MCT 如下: 先对直升机运动微分方程组进行初值积分, 假定到某一时刻 W 收敛到给定精度的稳态解 $B, F_k, \dot{B}, \dot{F}_k$, 以该时刻作为初始时刻 $W_0 = W$ 计算状态矩阵 $A(W_0)$, 而下一时刻 $W_1 = W_0 + \Delta t A(W_0) W_0$ 的传递矩阵 $\Phi(W_0, W_1)$ 可以通过对式(2)积分得到, 然后依次计算下一时刻的稳态响应、状态矩阵及传递矩阵, 一直计算到 $2P$ 为止, 得到传递矩阵 $\Phi(2P, W_0)$ 。这种做法主要有一个问题, 如果系统本身不稳定或者稳定性较差, 那么对运动方程进行初值积分时, 结果不收敛或需要很长时间才能收敛到给定精度的稳态值, 这时就需要加入一些人工阻尼, 以提高收敛的速度。可以发现, 采用隐式多桨叶坐标系变换, 可以取消小角度假设及量纲分析。

得到传递矩阵 $\Phi(2P, W_0)$ 后, 可以根据 Floquet 理论对系统进行动稳定性分析。悬停情况是个特例, 此时状态矩阵为常系数矩阵, 可以直接对状态矩阵 $A(0) = A(W)|_{W=0}$ 进行特征值求解。

3 结果分析

3.1 孤立旋翼的动稳定性

孤立旋翼的模型参数如表 1 所示。

表 1 旋翼模型参数

Table 1 Rotor model parameters

物理意义	数值
桨叶片数	3
旋翼半径/m	0.81
剖面弦长/m	0.10419
剖面翼型	NACA 23012
无因次当量铰外伸量	0.111
桨叶对铰的惯性矩/(kg#m ²)	0.101695
桨叶质量中心离铰的距离/m	0.1188
/铰0以外的桨叶质量/kg	0.1204
桨叶挥舞固有频率(不转)/Hz	3.09
桨叶摆振固有频率(不转)/Hz	7.02
摆振结构阻尼比(平均)/%	0.19
洛克数	7.54

文献[7]对孤立旋翼前飞动稳定性试验作了介绍, 试验时没有周期变距操纵, 旋翼对桨毂中心存在一定的挥舞力矩, 这是风洞非配平状态。现在风洞试验一般要进行周期变距操纵, 尽量使桨毂力矩或周期挥舞最小, 这种状态称为风洞配平状态。旋翼转速 $\Omega = 1000\text{r/min}$, 总距 $H_0 = 3b$, $A = 4b$ 及 $8b$ 情况下, 摆振后退型模态(LR) 阻尼随前进比的变化如图 1(a)、图 1(b) 所示, 曲线是根据

Floquet 理论的分析结果(实线表示非配平状态, 虚线表示配平状态), 离散点代表试验数据(引自文献[7])。

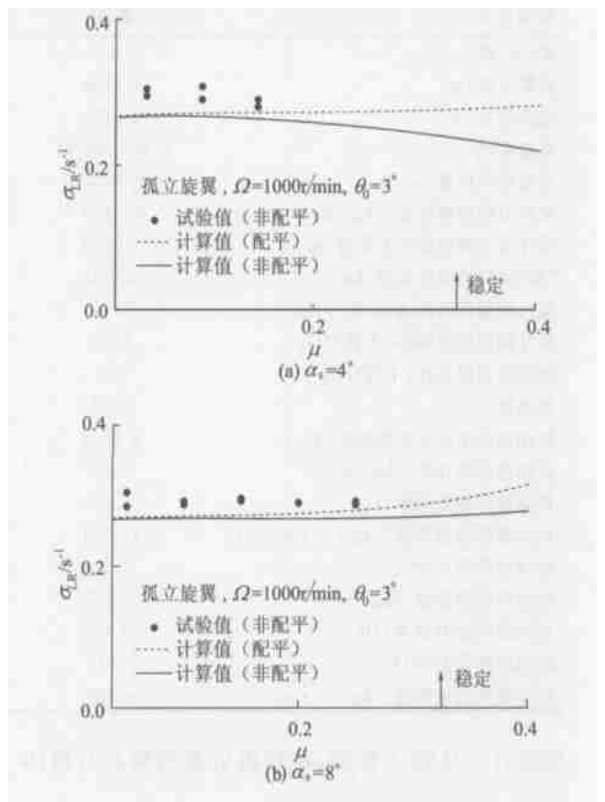


图 1 LR 模态阻尼随前进比的变化

Fig 1 Variation of LR mode damping with respect to advance ratio

将图中的理论分析结果(实线)与试验结果(离散点)进行比较, 看到在试验范围内, Floquet 分析得到的摆振后退型模态阻尼(实线)与试验数据的趋势一致, 分析结果与试验值的相对误差小于 10%; 另外, 比较配平与非配平状态的模态阻尼曲线(虚线和实线), 发现前进比很小时两者基本一致, 随着前进比增大, 两者之间的差别增加, 配平状态的模态阻尼高于非配平状态。

3.1.2 旋翼/机体耦合动稳定性

旋翼、机体模型的参数如表 2 所示^[8]。

(1) 地面共振 前进比 $L = 0$ 、总距 $0b$ 时, 用特征分析得到的模态频率及摆振后退型模态阻尼随旋翼转速的变化曲线如图 2、图 3 所示, 曲线 LA, LR 分别代表摆振前进型及后退型模态; FA, FR 分别代表挥舞前进型及退型模态; BR, BP 分别代表机体滚转及俯仰模态; IN 代表入流模态; 离散点代表试验数据, 试验数据引自参考文献[8]。

从模态频率曲线(图 2)看到, 动力入流对挥舞后退型模态的频率影响较大; 计入动力入流后, 机体滚转及俯仰模态频率的分析结果与试验值更

表2 旋翼及机体模型参数

Table 2 Rotor and airframe parameters

物理意义	数值
桨叶片数	3
旋翼半径/m	018108
剖面弦长/m	010419
剖面翼型	NACA 23012
当量铰外伸量/m	010851
桨叶对铰的惯性矩/(kg#m ²)	010173
桨叶质心离桨毂中心距离/m	012429
/铰0以外的桨叶质量/kg	012432
桨叶挥舞固有频率(不转)/Hz	3114
桨叶摆振固有频率(不转)/Hz	670
摆振结构阻尼比(平均)/%	052
洛克数	737
机体转动中心至桨毂的距离/m	012405
机体俯仰惯性矩/(kg#m ²)	01607
机体俯仰固有频率/Hz	1159
机体俯仰约束刚度/(kg#m#rad ⁻¹)	11201
机体俯仰阻尼比/%	320
机体滚转惯性矩/(kg#m ²)	01177
机体滚转固有频率/Hz	396
机体滚转阻尼比/%	01929
机体滚转约束刚度/(kg#m#rad ⁻¹)	61186

加吻合。从图3看到,在摆振后退型模态与机体

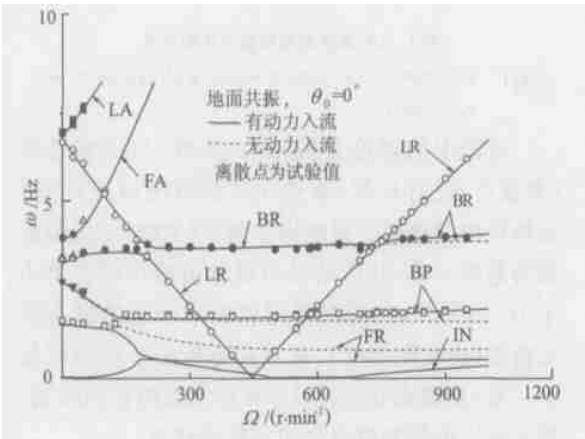


图2 模态频率随旋翼转速变化

Fig 2 Variation of modal frequency with respect to rotor speed

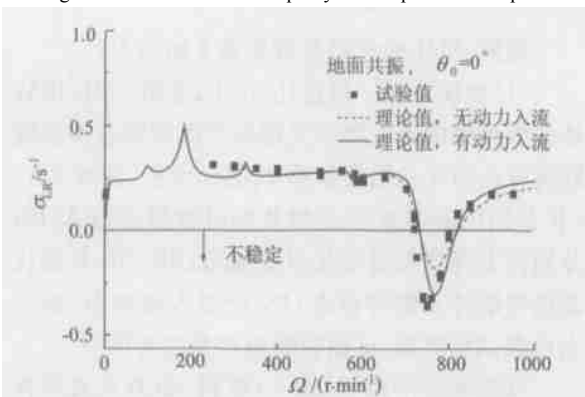


图3 摆振后退型模态阻尼随转速变化

Fig 3 Regressive lag damping with respect to rotor speed

滚转模态频率相重合的区域附近,计入动力入流提高了摆振后退型模态阻尼的预估精度。

(2)前飞状态旋翼/机体耦合动稳定性 以前飞状态的旋翼/机体耦合(即把桨毂放松)动稳定性风洞试验为研究对象,定常状态时的桨毂力矩为零(即风洞配平状态)。图4为 $\mu = 1000r/min$, $H_0 = 0b, 3b, 6b$; $A_0 = 0b, 4b, 8b, 12b$ 时,摆振后退型模态阻尼随前进比的变化曲线,图5为 $L = 013$, $A_0 = 4b$,总距 $H_0 = 0b, 3b, 6$ 时,摆振后退型模态阻尼随旋翼转速变化曲线。

从图4看出,在相同总距下,摆振后退型模态阻尼随桨轴前倾角的增加而提高,并且当前进比增加时,模态阻尼增加更大;摆振后退型模态阻尼曲线随前进比变化近似/勺0型,阻尼值最小点(/勺底0)不是在悬停的时候,基本上在前进比 $L = 011 \sim 012$ 之间。从图5看到,随着总距的增加,摆振后退型模态阻尼下降,即旋翼/机体耦合动稳定性下降。

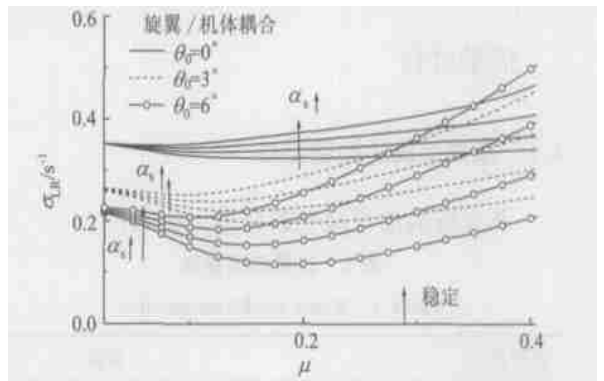


图4 LR模态阻尼随前进比变化

Fig14 Variation of LR mode damping with respect to advance ratio

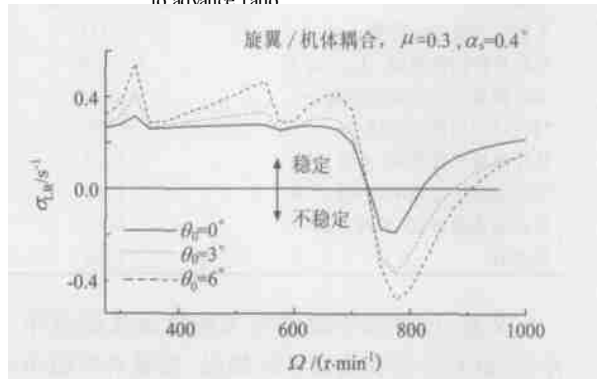


图5 LR模态阻尼随旋翼转速变化

Fig15 Variation of LR mode damping with respect to rotor speed

4 结论

建立了适用于不同状态(地面、悬停及前飞)的旋翼/机体耦合动稳定性分析模型,用国外的试

验数据对分析模型进行了验证,得到如下结论:

(1) 应用所建立的分析模型对地面共振及前飞状态的孤立旋翼动稳定性进行了验算,计算结果与试验数据吻合;

(2) 前进比较小时,不同的试验状态(风洞配平和非配平)得到的旋翼动稳定性基本相同,前进比增大时,定常响应及入流对旋翼动稳定性的影响增加,风洞配平状态下的旋翼动稳定性比非配平状态时高;

(3) 旋翼/机体耦合系统的动稳定性随旋翼总距的提高而下降;总距及前进比一定时,系统的动稳定性随桨轴前倾角的增大而提高;

(4) 与悬停情况相比,某些前进比时的旋翼/机体耦合动稳定性会有某种程度的降低,说明根据悬停状态动稳定性的分析结果,用来推断前飞状态的动稳定性存在不安全的因素。

参 考 文 献

- [1] Coleman R, Feingold A M. Theory of self-excited mechanical oscillation of helicopter rotors with hinged blades[R]. NACA Report 1351, 1958.
- [2] 包劲松. 直升机动力学分析中动力入流模型的理论与试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1995.
(Bao J S. The theoretical and experimental investigations of dynamic inflows influence on the analysis of helicopter dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995.)
- [3] Chan W Y, Chopra I. Aeromechanical stability of hingeless helicopter rotors in forward flight[A]. In: Proceedings of the International Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Basic Research [C]. Georgia Institute of Technology, 1991. 21- 21.
- [4] Milgram J H, Chopra I. Air resonance of hingeless rotor helicopter in trimmed forward flight[J]. Journal of the American Helicopter

Society, 1994, 39(4): 46- 58.

- [5] Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives[J]. Vertica, 1981, 5(1): 21- 34.
- [6] Gaonkar G H, Peters D A. Review of dynamic inflow modeling for rotorcraft flight dynamics[J]. Vertica, 1988, 12(3): 213- 242.
- [7] Gaonkar G. Toward comparing experiment and theory for corroborative research on hingeless rotor stability in forward flight [R]. NASA/CR2181354, 1987.
- [8] McNulty M I, Bousman W G. Integrated technology rotor methodology assessment workshop [R]. NASA CP210007, 1988.

作者简介:



胡国才(1964-) 男,浙江人,海军航空工程学院机械工程系副教授,北京航空航天大学飞行器设计博士研究生。1985年7月本科毕业于南京航空学院飞机系;1988年4月硕士毕业于南京航空学院飞机系;1988年7月至今在海军航空工程学院机械工程系工作;1999年9月攻读北京航空航天大学飞行器设计专业的博士学位。研究兴趣:直升机动力学与飞行动力学。近年获国家科技进步二等奖一项、部级科技进步二等奖一项、三等奖三项,发表论文20多篇。E-mail: guocaihu@sina.com.cn; Tel: 0535- 6637185 (H), 13683384408(手机)



向锦武(1964-) 男,湖南人,教授,博士,博士生导师。1984年7月本科毕业于南京航空学院飞机系;1984年至1987年,在中国直升机设计研究所从事结构设计工作;1990年3月硕士毕业于西北工业大学工程力学系;1993年6月博士毕业于南京航空航天大学飞机系;1995年6月于南京航空航天大学航空宇航技术博士后流动站出站。1995年6月始在北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系工作。研究方向:主要从事飞行器总体与结构设计;飞行器气动弹性、振动控制等方面的研究。近年获部科技进步二等奖三项、三等奖一项,发表论文50多篇。E-mail: xiangjw@mail.China.com Tel: 010 82317543(O), 13501200889(手机)

(责任编辑:李铁柏)