

直升机旋翼/机体动稳定性研究进展¹⁾

贺天鹏^{*,2)} 李书^{*} 李小龙[†]

^{*}(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

[†](中国航天标准化与产品保证研究院, 北京 100071)



李书, 北京航空航天大学航空科学与工程学院飞机系教授, 博士生导师. 现为中国振动工程学会理事. 于南京航空航天大学飞机设计专业获学士、硕士和博士学位. 2005 年 8 月~2006 年 8 月中国航空工业第二集团公司直升机部部长助理(挂职). 2007 年 7 月~2008 年 7 月美国加州大学尔湾分校访问学者, 与国际力学界著名学者 S. N. Atluri 教授(美国工程院院士, 第三世界科学院院士)开展合作研究. 先后主持国家 863 计划项目、国家自然科学基金、航空科学基金、航空科技支撑基金、教育部留学回国人员基金、国防预研基金以及其他重要工程项目. 2009 年获得国防科技进步二等奖(排名第一). 参加编写一部专著, 在《中国科学》、*CMES: Computer Modeling in Engineering & Sciences* 等国内外重要刊物上发表 70 余篇论文, 多次被 SCI, EI 等检索.

摘要 首先对直升机旋翼/机体动不稳定性问题的种类进行了简要概述, 包括旋翼挥舞/变距、变距/摆振、挥舞/摆振和挥舞/摆振/变距耦合等孤立旋翼动不稳定性问题, 以及直升机地面共振和空中共振等旋翼/机体耦合动不稳定性问题, 然后分别从气动力与结构的高精度数值模型、动稳定性的计算分析方法和实验模型测试 3 个方面详细介绍了直升机旋翼/机体动不稳定性问题的研究现状, 并着重讨论了直升机旋翼/机体动稳定性分析技术最近的主要研究方向: 耦合 CFD(computational fluid dynamics)/CSD(computational structural dynamics) 的直升机旋翼气弹动稳定性分析、复合材料旋翼动稳定性分析及其材料不确定性影响、带减摆器的旋翼/机体动稳定性分析和先进直升机构型的旋翼/机体动稳定性分析, 最后对直升机旋翼/机体动稳定性研究的发展趋势进行了展望.

关键词 直升机, 动稳定性, 地面共振, 空中共振, 材料不确定性

中图分类号: V214.3+4 文献标识码: A DOI: 10.6052/1000-0879-13-191

RESEARCH PROGRESS OF DYNAMIC STABILITY OF HELICOPTER ROTOR/AIRFRAME¹⁾

HE Tianpeng^{*,2)} LI Shu^{*} LI Xiaolong[†]

^{*}(School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[†](China Academy of Aerospace Standardization and Product Assurance, Beijing 100071, China)

Abstract This paper first briefly reviews the types of the dynamic instability of helicopter rotor/airframe, including the isolated blade dynamic instabilities such as the rotor flap-pitch coupling, pitch-lag instability, the coupled flap-lag aeroelastic instability, the flap-lag-pitch coupled instability, and the coupled rotor/airframe instabilities, such as the ground resonance and the air resonance. The related studies are reviewed from 3

本文于 2013-05-07 收到.

1) 国家 863 计划 (2012AA112201), 国家自然科学基金项目 (10772013), 航空科学基金项目 (20100251007), 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目.

2) E-mail: tianpeng_he@126.com

aspects, the aerodynamic and structural numerical models with high precisions, the numerical methods of dynamic stability, and the model testing. The major fields of the analytical technology for dynamic stability of helicopter rotor/airframe are discussed, including the rotor aeroelastic stability analysis using the coupled computational fluid dynamics/computational structural dynamics, the dynamic stability analysis of composite rotor with consideration of material uncertainty, the dynamic stability analysis of coupled rotor/airframe with lag damper, and helicopters with advanced configurations. In the end, the future development of dynamic stability of helicopter rotor/airframe is commented.

Key words helicopter, dynamic stability, ground resonance, air resonance, material uncertainty

引 言

过去几十年来,伴随着直升机技术的不断发展与进步,直升机旋翼/机体动不稳定性问题在数值建模分析与实验等领域的研究也一直处于十分活跃的状态,涌现出不少著名的专家,形成了大量的研究成果,并产生了相当多的研究文献,包括一些经典的综述性文献与学术专著,这些不同时间段发表的综述与专著很好地反映了直升机旋翼/机体动稳定性研究在以往各个历史时期的发展状况。

1969年Loewy^[1]发表了旋翼与推进螺旋桨气动弹性、结构动力不稳定性问题的第一篇重要综述,广泛而深入地概述了静态与动态的经典挥舞/变距耦合、挥舞/摆振、变距/摆振、回转颤振、地面共振、空中共振和失速颤振等许多动力学问题。Dat^[2]1973年发表的一篇文章概述范围稍窄,着重于考察前飞中的非定常气动力和振动问题。文献[3]按时间次序详细地讨论了悬停与前飞中的挥舞/摆振和挥舞/摆振/变距耦合问题,强调无铰桨叶气弹动稳定性问题内在的几何非线性特性,文献[4]主要介绍非定常气动力、动力失速和前飞非线性气弹动不稳定性问题处理,以及旋翼/机体耦合动不稳定性问题的处理,并在旋翼气弹动不稳定性问题分析中采用了有限元方法求解,这两篇文献对旋翼动不稳定性问题的研究进行了综合性的回顾。1983年Ormiston^[5]也发表了一篇详细的综述,从理论与实验两个方面讨论了无铰和无轴承旋翼的悬停气弹动不稳定性问题。1986年Johnson^[6-7]发表两篇综述性文章回顾了先进旋翼系统的气动弹性与振动问题。同年符长青^[8]也在发表的文章中综述了近15年来直升机气动弹性力学的发展现状,介绍了由中等变形引起的几何非线性,并且叙述了整副旋翼及旋翼/机体耦合的动不稳定性问题。1988年Ormiston等^[9]的一个综述报告中参考了311篇研究文献,全面地叙述了1967~1987年期间直升机与倾转旋翼机气动弹性/气机械稳

定性问题的理论与实验研究进展。之后,Chopra^[10]在1990年发表的文献中概述了直升机气机械稳定性问题的理论发展水平,包括变距/挥舞、挥舞/摆振、挥舞/摆振/变距耦合、地面共振和空中共振等问题,还介绍了无轴承旋翼和复合材料桨叶气弹动稳定性分析的进展。同年Friedmann^[11]的一篇综述文章涉及范围更为广泛,一直可以追溯到1990年,详细地阐述了旋翼气弹动稳定性与响应问题研究的几乎所有重要方面。之后一段时间的研究状况可参考文献[12-13]。最近Leishman^[14]在发表的一篇文献中指出当前对直升机气动弹性力学问题的研究还存在太多妥协,要想设计出性能更高的直升机,还需要从更广阔的角度,对直升机气弹动不稳定性问题进行更深入透彻地理解与分析,使得在设计研制的前期就能对直升机的动力学特性做出更准确的预测。

此外,相关领域的学术专著出现了不少,其中比较全面的应该是Johnson^[15]在1980年出版的一本关于直升机理论的书籍,包含了大量详细且有参考价值的材料,内容有直升机空气动力学和结构动力学的理论及其数学建模,还有旋翼气弹动不稳定性问题的建模与分析。Bramwell^[16]和Dowell等^[17]都在其出版的著作中用独立的章节介绍了旋翼气弹动不稳定性问题的分析与计算方法。Leishman^[18]出过一本直升机空气动力学方面的优秀书籍,书中提到的方法对直升机非定常气动力、旋翼尾迹模型和动力失速等都进行了很好的处理。另外2006年Bielawa^[19]关于旋翼结构动力学和气弹动不稳定性问题的专业书籍发行了第二版,针对常规布局直升机以及新出现的倾转旋翼机,全面地介绍了其结构动力学与气弹动不稳定性问题的基本概念与分析求解方法。

面对直升机旋翼/机体动稳定性研究在各相关领域产生的大量研究成果与文献,本文着重于介绍其最新的研究进展,首先简要概述直升机旋翼/机

体动不稳定性问题的种类, 然后着重介绍直升机旋翼/机体动不稳定性问题在数值建模分析与实验研究等方面的最新进展, 讨论直升机旋翼/机体动稳定性分析技术最近的主要研究方向, 如耦合 CFD (computational fluid dynamic)/ CSD(computational structural dynamics) 的直升机旋翼气弹动稳定性分析、复合材料旋翼动稳定性分析及其材料不确定性影响、带减摆器的旋翼/机体耦合动稳定性分析模型以及先进构型直升机的旋翼/机体动稳定性分析技术等, 最后展望了该领域研究的发展趋势。

1 直升机旋翼/机体动不稳定性问题种类

直升机旋翼桨叶有挥舞、摆振、变距(扭转)等运动自由度, 它们之间会有相互激励的作用, 如果这个相互激励作用超过了系统的阻尼作用(气动、结构和附加阻尼), 任意一个初始扰动就能引起系统的发散运动, 可能导致结构的破坏, 这就产生了动不稳定性。孤立旋翼动不稳定性问题主要有挥舞/变距、挥舞/摆振、变距/摆振和挥舞/摆振/变距耦合。即使单片桨叶的运动是稳定的, 整个旋翼与机体耦合产生的运动也不一定稳定, 旋翼/机体耦合产生的动不稳定性问题主要有地面共振和空中共振^[20]。

1.1 孤立旋翼动不稳定性问题

孤立旋翼动稳定性研究的早期标志性贡献见于 Miller 和 Ellis^[21] 发表的文章, 其中尽管没有完成准确的公式推导, 但由于他们的实际工程经验相当丰富, 相比同时期的其他文献, 他们对问题的物理本质已经有很透彻的直观理解。

1.1.1 旋翼挥舞/变距问题

与经典的固定翼飞机机翼颤振问题类似, 旋翼挥舞/变距问题是由于桨叶的挥舞振动与变距(扭转)振动耦合而引起的自激振动现象, 不同之处是桨叶处于强离心力场中, 而且桨叶的扭转运动由操纵系统提供根部约束, 使得耦合关系更为复杂。图 1 所示即为这类分析所得的典型稳定性边界图^[22], 横坐标为截面弦向重心离变距轴的距离与弦长之比 X_I/c , 纵坐标为扭转一阶模态不旋转固有频率与旋翼转速之比 ω_θ/Ω , 洛克数 $\gamma = 12$, 挥舞一阶模态 $\omega_\beta = 1$, 实线右方为不稳定区。

1.1.2 旋翼变距/摆振问题

文献^[21] 的另外一个贡献就是指出了旋翼挥

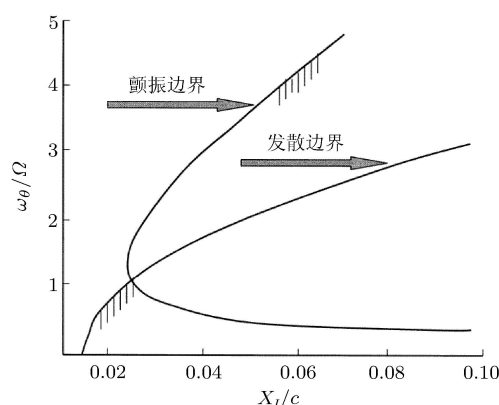


图 1 典型的挥舞/变距稳定性边界^[22]

舞/变距稳定性中产生的面内稳态大位移的重要性, 这开始引起研究人员对变距/摆振问题的重视。该问题的首次综合性研究由 Chou^[23] 展开, 这种动不稳定性主要来自摆振对变距正的几何或弹性耦合, 对于铰接式旋翼, 不存在弹性耦合, 几何耦合也不大, 且有减摆器提供较大的阻尼, 故很少出现这种不稳定运动。为了便于旋翼桨叶的稳定性设计, 式(1)为变距/摆振动不稳定性的判定提供了一个简单的估算准则。

$$C_\zeta + \frac{2K_L\beta_0^2\Omega I_\zeta}{\left(1 - \frac{\beta_0}{\theta_0}K_P\right)\theta_0} > 0 \quad (1)$$

其中 C_ζ 为减摆器黏性阻尼常数, K_L 为变距/摆振耦合系数, β_0 为稳态挥舞角, θ_0 为稳态变距角, Ω 为角速度, I_ζ 为桨叶相对于摆振铰的惯性矩, K_P 为变距/挥舞耦合系数。

1.1.3 旋翼挥舞/摆振问题

20 世纪 60 年代中期以后, 随着倾转旋翼和无铰旋翼的出现, 挥舞/摆振问题开始更多地引起了研究人员的关注, 因为桨叶的挥舞运动会引起摆振方向的哥氏力及气动力, 而摆振运动又会引起挥舞方向的气动力和惯性力, 另外某些旋翼结构型式还存在挥舞/摆振的结构耦合, 这些耦合关系就会使旋翼产生挥舞/摆振动不稳定性。这种问题最早由 Young^[24] 和 Hohenemser 等^[25] 提出, 由于忽略了挥舞与摆振自由度之间的结构耦合, 所以没能弄清楚问题的物理本质, 直到 20 世纪 70 年代才由 Ormiston 和 Hodegs^[26] 完成了比较成功的理论分析。图 2^[27-28] 为无弹性耦合、零结构阻尼旋翼在悬停状况下进行气弹稳定性分析得到的典型稳定边界图, 图上椭圆形区域即为挥舞频率 ω_{F1} 和摆振频率 ω_{L1} 所界定的不稳定区, 桨叶安装角 θ_c 越大, 不稳定区也越大。理

解了悬停状况的问题后,一些文献^[29-30]开始了前飞挥舞/摆振稳定性的研究,由于考虑了影响前飞旋翼气弹特性的配平和反向流动的作用,文献^[29]的模型最接近于真实情况.之后有一些研究^[31-32]解释了动力入流对挥舞/摆振稳定性的影响.

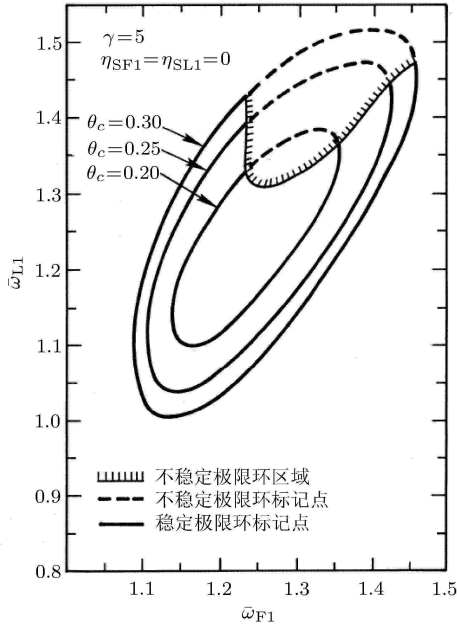


图2 典型悬停挥舞/摆振稳定性边界^[27-28]

1.1.4 挥舞/摆振/变距耦合问题

对于挥舞/摆振/变距耦合问题, Houbolt 和 Brooks^[33]的 NASA 报告中成功地导出了预扭不均匀挥舞/摆振/变距耦合运动方程,后来曾为许多研究人员采用.不过它只考虑了线性项,20世纪70年代以后逐渐为非线性运动方程所代替. Friedmann 和 Tong^[27]首先导出了全耦合非线性运动方程,其中扭转自由度用桨根弹簧表示.后来他们将方程中的结构算子作了修正,能够模拟扭转变形的分布和桨叶预锥角,并得到了考虑预锥角与阻尼影响的典型挥舞/摆振/变距稳定性边界图(见图3)^[34],图中需要关注的就是低总距(θ_c)下出现的气泡状不稳定区域.20世纪80年代早期开始了前飞挥舞/摆振/变距耦合气弹特性的建模研究,文献^[35]对该问题进行了首次综合性的研究,之后的许多研究结果^[36-37]都证实了这篇文献中的结论.

1.2 旋翼/机体耦合动不稳定性问题

旋翼与机体耦合产生的动不稳定性运动是一种自激振动,这种型式的自激振动如果发生在直升机地面工作状态,则称为“地面共振”,如果发生在空

中工作状态,则称为“空中共振”^[38].直升机旋翼/机体耦合系统如图4^[8]所示.

地面共振产生的主要原因是旋翼后退型摆振运动与旋翼桨毂中心有水平运动的机体模态相耦合,它的第一个决定性研究成果由 Coleman 和 Feingold^[39]发表于1958年,他们引入了多桨叶坐标变换(Coleman变换),并在此基础上建立了不计入挥舞自由度和空气动力的经典地面共振分析模型,其成果被后来的学者广泛采用.之后的研究贡献见文献^[40-41],他们同时考察了地面共振和空中共振两种情况. Hammond^[42]采用 Floquet 方法分析了一个摆振阻尼器不起作用的铰接式旋翼的地面共振问题,这也是第一篇证实 Floquet 理论可以用于反对称旋翼/机体耦合动稳定性一类问题分析的文献.此外,美国陆军的科研人员对无铰式和无轴承式旋翼地面共振问题的理解和预测做了大量的研究工作^[43-46]. Zhang^[47-48]根据简化的旋翼桨叶结构模

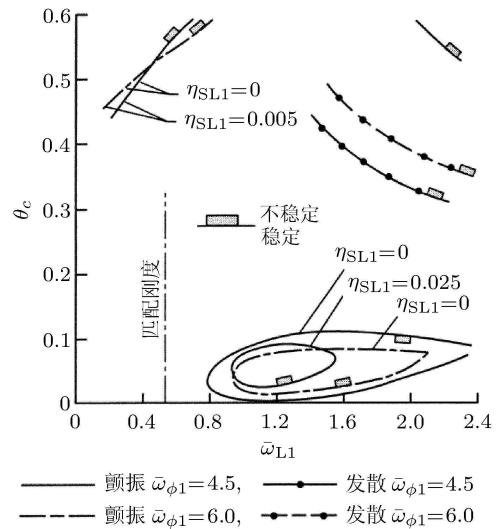


图3 典型的挥舞/摆振/变距耦合稳定性边界图^[34]

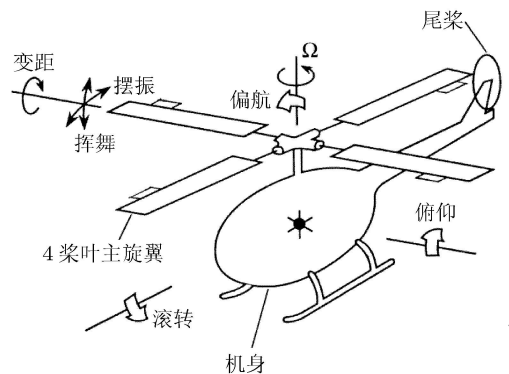


图4 旋翼/机体耦合系统^[8]

型, 采用复数坐标和互激励方法, 从机理上对直升机地面共振和空中共振进行了研究, 弄清了影响其动不稳定性的主要物理本质和影响因素, 建立了适合工程应用的地面及空中共振统一分析模型. 文献 [49] 对直升机在前飞状态下的空中共振稳定性进行了研究, 建立了旋翼和机体的结构模型、气动力模型和平衡方程组, 计算并分析了某些典型情况下的特征值、特征向量和各自由度之间的相互作用.

2 数值建模分析与实验研究现状

当前各学科技术的快速发展以及它们之间的交叉融合, 使得直升机旋翼/机体动稳定性分析技术的数值建模分析方法与实验研究都有了很多新的发展, 比如采用 CFD 技术计算旋翼/机体的气动力, 运用基于有限元的多柔性体动力学方法建立旋翼/机体结构的精确几何模型与运动模型, 以及大规模复杂模型的并行计算等.

2.1 理论数值模型

2.1.1 气动力的高精度计算模型

对于旋翼/机体动不稳定性问题的研究, 分析工程师面临的重要挑战之一就是建立精确的气动力模型, 以准确地预测旋翼的非定常气动载荷. 早期的直升机动不稳定性分析都是采用准定常理论来计算气动力, 这种理论不考虑翼型后缘脱出的尾涡面的影响, 得出的结论偏于保守, 前飞状态的误差更为显著 [50]. 而旋翼动稳定性研究的一个显著特点在于结构所承受的气动力是非定常载荷, 动不稳定性本身的存在就取决于这种气动力的非定常性. Loewy 发展了第一个重要的旋翼非定常气动力理论 [51], 在不计及气流压缩性影响的情况下, 他假定了一种二维尾涡系模型, 根据此模型导出悬停时桨叶的非定常升力和力矩公式, 形式上与固定翼飞机机翼颤振计算用的 Theodorsen 公式 [52] 相同, 只是 $C(k)$ 要用更加复杂的升力环量滞后函数 $C'(k, m, \bar{h}_w)$ 代替, 其中频率比 $m = \omega/\Omega$, 无量纲尾涡面 $\bar{h}_w = 2\pi v_i/(\Omega N b) = 4\bar{\lambda}/\sigma$. 后来又发展了一些计算直升机旋翼气动力的三维升力面理论 [53], 但在旋翼桨叶稳定性分析中的实际应用并不多. 目前科学研究与工程研制中应用较多的是 CFD 技术与动态入流模型.

2.1.1.1 高精度 CFD 技术的应用

由于计算机硬件与软件的飞速发展, 基于这些高性能硬件与软件环境的 CFD 技术可以提供强大

的空气动力建模与分析能力, CFD 技术在旋翼气动力建模与计算上的首次应用可见 Caradonna 和 Isom [54] 于 1972 年发表的一篇文章, 他们导出了悬停状况下的跨音速小扰动方程, 到 20 世纪 80 年代中期, 开始有采用全势能方程 [55] 与欧拉 (Euler) 方程 [56] 进行旋翼桨叶气动力分析的研究文献发表, 旋翼气动力的 N-S (Navier-Stokes) 方程求解出现在 20 世纪 80 年代晚期 [57]. 从 Johnson [58] 的统计可以发现, 近年来发表的旋翼 CFD 建模分析相关的研究文献有急速增长的趋势, 见图 5.

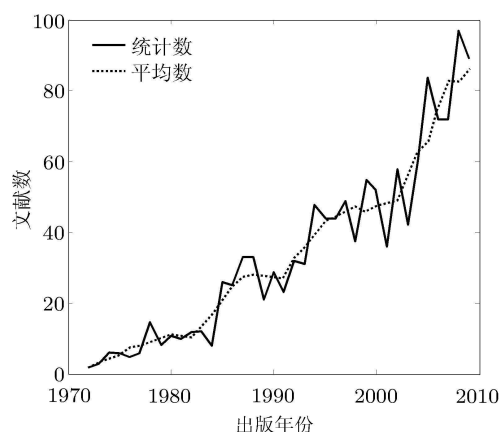
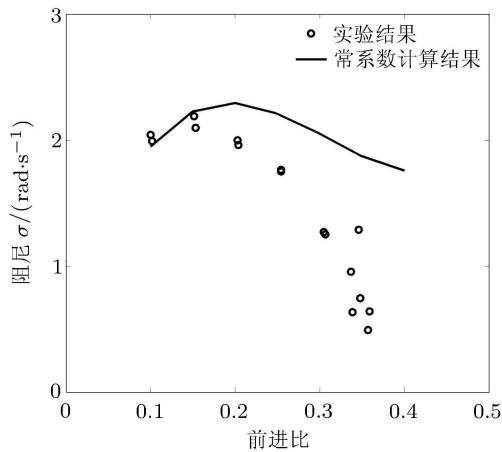


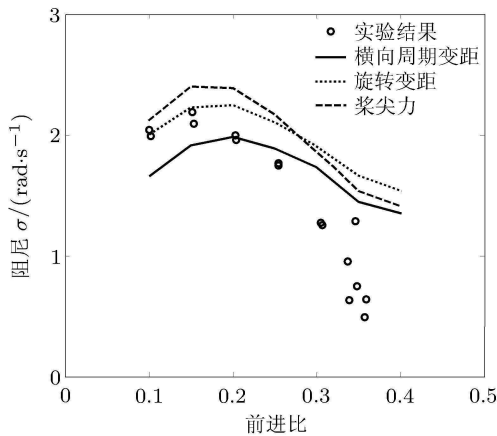
图 5 旋翼气动力 CFD 研究每年发表文献的统计图 [58]

近年来关于旋翼气动力高精度计算的研究多是基于 RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方程求解的 CFD 建模与分析. 2011 年 Yeo 等 [59] 采用基于 RANS 方程的 OVERFLOW 程序对旋翼气动力进行了精确的 CFD 分析, 准确地预测了旋翼非定常气动力, 然后与 CSD 技术相耦合 (3.1 节), 成功地分析了旋翼气弹动不稳定性问题, 与采用常规气动力计算方法的计算结果相比, 这种方法得到的前飞无铰旋翼后退型摆振模态阻尼能更接近于实验结果, 对 ADM (advanced dynamic model) 直桨叶和带后掠桨尖桨叶模型, 采用 3 种分析方法得到的部分计算结果 ($\alpha_S = -6^\circ$, $\beta_P = 2^\circ$, $\theta_0 = 6^\circ$) 与实验结果的对比如图 6 所示. 文献 [60] 也基于 RANS 方程, 采用非结构网格, 耦合 CFD/CSD 对弹性旋翼的气动载荷进行了高精度的计算仿真, 并将分析计算结果与 UH-60A 旋翼的飞行测试数据进行了对比, 发现大部分计算数据都能与实验数据较好的吻合.

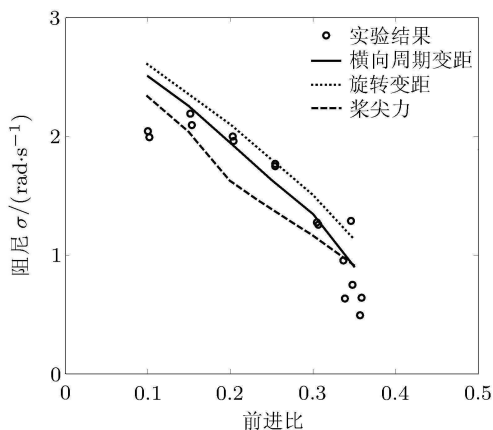
CFD 技术作为当今先进的空气动力数值建模与分析工具, 其优点是针对带漩涡的三维、非定常、可



(a) RCAS 常系数特征值分析



(b) RCAS 移动矩形窗瞬态分析



(c) RCAS/OVERFLOW 耦合移动矩形窗瞬态分析

图 6 ADM 直桨叶实验模型的气弹动稳定性分析结果 [59]

压缩与黏性空气动力流场, 可以进行高精度的数值建模, 进而得到可靠的非定常气动力计算数据. 从文献 [59] 的成果可以发现, 采用 CFD 技术得到的计算结果与采用常规气动力计算方法的计算结果相

比 (见图 6), 前者更接近于实验结果. 另外, 这种技术应用的一个不足之处是计算工作量较大, 特别是对于像直升机这样具有复杂结构外形的空气动力流场, 其精细模型的计算量就更为庞大, 完成一次计算所需要等待的时间也会很长, 所以它对计算平台硬件与软件环境的要求会更高一些, 需要在平台搭建方面进行较大的投入.

2.1.1.2 动力入流模型

在直升机旋翼气动力的建模与分析方面, 动力入流模型至今仍保持着其不可动摇的地位, 它是替代非定常气动力计算的一种既简单又方便的方法, 其研究开始于 20 世纪 50 年代, 发展于 70 年代, 成熟于 90 年代, 即使在自由尾迹、CFD 等新理论与新方法广泛发展与应用的今天, 它仍然保持着自己巨大的实用价值 [61]. 该模型认为旋翼桨盘上的来流可以看作是定常值和扰动值两部分之和, 同时假定扰动值在桨盘上的变化为线性的 [62]

$$\lambda(r, \phi) = \hat{\lambda} + \delta\lambda \quad (2)$$

$$\delta\lambda = \lambda_0 + \lambda_c r \cos \phi + \lambda_s r \sin \phi \quad (3)$$

其中 λ_0 , λ_c , λ_s 是动力入流扰动值的分量.

Peters [61] 在 2009 年发表的文章中陈述了动力入流模型至今仍能保持其实用价值的 5 个主要原因: (1) 各种计算模型及其改进的出现总是反馈于重要而又不可解释的实验结果; (2) 根据自然属性的差异, 凭直觉可以知道这些结果的反馈是不同的; (3) 计算模型的每次改进都是基于实际的工程分析, 而不是数据的试验性拟合; (4) 模型只需要包括足以解释物理现象的物理特性则可, 不需要更多; (5) 当前计算模型只是对先前版本的升级, 所以可以说从来就没有计算模型被取代过, 因为计算模型与方法每次新的改进都会以更早的那个版本为基础.

2.1.2 结构的精细化模型

一个完整的结构模型对载荷与稳定性的预测必不可少, 因此它对直升机的设计与重量有着直接的影响. 从直升机旋翼/机体动稳定性分析结构建模的历史发展来看, 起初由 Houbolt 和 Brooks [33] 提出的弹性旋翼桨叶梁理论是一阶 (线性) 的, 这个经典的旋翼系统结构动力学公式推导一直沿用至 20 世纪 60 年代晚期, 其分析采用的是模态降阶的方法, 限于与惯性点连接的单片铰接式桨叶, 且不考虑操纵杆的影响. 到六七十年代, 研究人员逐渐认识到中等变形引发的几何非线性对气弹问题分析的

重要性, 出现了二阶 (非线性) 的中等变形理论, 并开始将其应用于挥舞/摆振/变距耦合的动稳定性分析 [27,63-65], 中等变形理论会采用一种阶次表来指出各种主要物理参数幅值的阶次, 然后略去大量的高阶非线性项. 再到 80 年代考虑到旋翼会产生任意大的变形和旋转, 发展了大变形理论 [66-69], 这样建立的数学模型能更贴近于真实物理模型. 另外, 各向异性复合材料梁模型的发展 [70-73], 使得旋翼/机体动稳定性分析的结构建模取得了突破性的进展. 由于旋翼结构的复杂性, 为了更精确的建立其结构模型, 20 世纪 80 年代早期开始将有限元理论应用于旋翼桨叶分析 [74-79], 后来又有多体动力学技术应用于旋翼系统机构运动的建模 [80-83].

目前, 复杂结构配置的先进有限元与多体动力学建模技术都已被集成到 RCAS [84], CAMRAD II [85] 和 DYMORE [86] 等综合分析代码中, 可以建立任意拓扑形状直升机的多体有限元模型, 为旋翼/机体动不稳定性问题的研究提供了强大、精确的结构建模与分析计算能力.

2.1.2.1 基于有限元的多体动力学模型

当前旋翼系统的结构与机构设计包含各种各样的复杂性, 如万向铰安装、倾斜盘和无轴承桨叶根部柔性梁等, 还有新型直升机构型的出现, 比如多载荷路径传递的无轴承旋翼、倾斜旋翼和变直径倾斜旋翼等, 这些都需要建立更详细、更综合的模型才能提高旋翼/机体动稳定性分析的精度, 也才能增加分析模型与方法的通用性. 可见, 直升机旋翼系统的建模需要更通用而有效的方法, 多体动力学分析技术的发展为此提供了一个很好的解决途径. 旋翼系统本身可以表示为一套复杂的柔性机构, 而多体动力学分析属于非线性有限元法的框架之内, 包含刚性体、柔性体和接头单元等广泛的单元库, 可以通过基本部件的组合对任意拓扑形状的新型机构进行建模与分析, 因此对于旋翼系统气弹稳定性问题的公式推导与分析求解, 可以采用更有效的多体动力学方法 [83].

文献 [87] 中 Bauchau 等采用多体动力学方法对直升机系统进行了建模分析, 介绍了仿真流程的关键技术, 与多体动力学的经典方法不同, 他们不是全用刚性体或仅用模态降阶的方法来表示柔性体, 而是采用有限元方法对柔性体进行了精确建模, 然后对静力学、动力学、稳定性和配平计算进行了详细的分析求解. 图 7 所示即为旋翼系统详细的多柔性体

动力学概念图, 图中右侧为典型的铰接式桨叶, 左侧为无轴承桨叶设计, 将系统的各种机构部件都用多体动力学工具单元库的相应单元很好地表示了出来. Bauchau 等的这种分析理念也促进了一种新的综合仿真软件工具 DYMORE 的产生, 这种软件具有模块化和可扩展化的特点. 因为以前对综合仿真程序进行验证往往需要整套联合运行, 而模块化则意味着所有基本的建模功能模块都能单独进行验证, 这样更简单可行, 且能使仿真软件享有更长的生命周期.

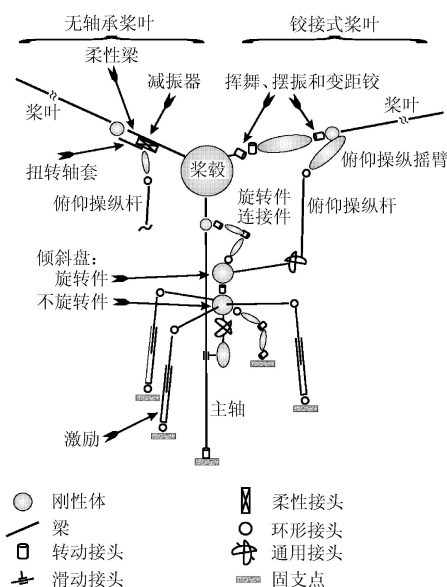


图 7 旋翼系统的多柔性体动力学精细化模型图 [87]

采用基于有限元的多体动力学分析方法, 其优点是可以建立更详细、更综合的模型, 所以能提高旋翼/机体动稳定性分析的精度, 还可以增加分析模型与方法的通用性. 其不足之处也是计算量较大, 特别是对于大型复杂柔性系统的多体动力学模型.

2.1.2.2 几何精确复合材料梁单元

对于旋翼系统的气动弹性与动力学分析, 目前旋翼桨叶的结构建模一般仍采用经典的有限元梁理论, 原因有三: 一是计算效率比较高, 二是应用与计算结果的插值相对简单, 三是计算的结果已能满足目前工程分析的精度要求. 当前的梁理论是基于三维几何非线性与各向异性弹性的一种严格渐近逼近, 是现代旋翼桨叶结构分析方法的基础. 2007 年 Hodges 等 [88] 应用当前的梁理论, 推导了一种新的非线性梁单元公式, 为综合分析代码 RCAS 开发了一种几何精确、考虑剪切变形且各向异性的梁单

元,取名为 RCAS 几何精确复合材料梁单元 (GCB, geometrically exact composite beam element). 文献中还通过对几个典型的实例进行分析后发现,采用这种新梁单元的 RCAS 代码也能预测到与 DYMORE 代码计算结果相同的一些必要固有频率.

2.1.2.3 模型复杂度与计算代价

当前相对成熟的理论与计算工具在旋翼系统的结构动力学分析方面已经显示出巨大的威力,而主要需考虑的问题已变为平衡分析模型的复杂度与计算所花的时间代价之间的矛盾,然后选出最佳的结构建模与分析方法^[88]. 例如,三维有限元建模有强大的结构分析能力,但是为了避免单元纵横比过大,并完全捕捉到复合材料每一层间的相互影响,所建立的完整旋翼桨叶模型大概需要数百万个自由度,需要花费相当长的计算时间. Datta 和 Johnson^[89] 在 2011 年发表的文章中建立的三维结构有限元模型全部选用等参六面体单元,按照展向、弦向和厚度方向各分布 96, 4 和 4 个单元的话,共有 46 656 个自由度,这样在稳态悬停和瞬态前飞两个工况的计算中还是用到了 48 个处理器,并且过程中多数处理器还进行了线性加速,以尽量缩短分析计算的时间.

2.1.3 系统模型

完整的系统运动方程为包括气动、结构和惯性 3 项的联合推导. 气动算子与结构算子可以由上两节介绍的气动模型与结构模型给出,惯性载荷的推导相对简单,可以由达朗贝尔原理与牛顿第二定律直接得到. 自 20 世纪 70 年代初,孤立旋翼或旋翼/机体耦合运动方程的推导开始出现两种不同的方法:一种是气动、结构和惯性算子皆以显式形式出现的显式方法,推导结果包括一系列时间域与空间域上的非线性偏微分方程;另一种是隐式方法,这种方法通常是在计算机里以矩阵形式生成气动、结构和惯性算子,避免了运动方程的复杂表达式,使得公式推导与求解过程之间的界线不再分得那么清楚,尤其是在空间的离散上.

旋翼/机体多体系统的运动公式可以由二阶差分公式^[86]表示如下

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{C}_\zeta\dot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{x}(t) = \mathbf{f}(t) \quad (4)$$

其中, \mathbf{M} , \mathbf{C}_ζ 和 \mathbf{K} 分别为质量、阻尼和刚度矩阵, $\mathbf{f}(t)$ 为外部激励矩阵, $\mathbf{x}(t)$ 为位移矩阵,其自由度为 N .

为了把状态空间系统的二阶方程降到一阶,作如下定义

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{u}(t) &= \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \dot{\mathbf{x}}(t) \end{bmatrix} \\ \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{C}_\zeta \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{M}^{-1} \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

然后式 (4) 就变成了多体系统运动公式的一阶形式

$$\dot{\mathbf{u}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{u}(t) + \mathbf{B}\mathbf{f}(t) \quad (6)$$

其中 $\mathbf{u}(t)$ 是维数为 $2N$ 的状态向量,存储模型所有自由度的位移与速度,在气弹模型中,状态向量还将包含入流状态,或流体压力与速度等附加信息, \mathbf{A} 是系统的特征矩阵,通常称为“稳定性矩阵”,通过该矩阵特征值的计算,就可以得到系统的稳定性特征.

2.2 动稳定性计算分析方法

旋翼/机体系统动不稳定性问题的分析求解可以分成两个阶段:首先是按照时域求解方法将运动方程进行空间离散,把一个无限自由度的连续系统离散化为有限自由度的离散系统,消除对空间的依赖性;然后对运动方程进行时域求解,可以采取两种不同的方式,一种是在固定于桨叶上的旋转坐标系内求解,另一种是在固定于桨毂上的非旋转坐标系内求解.

气弹动稳定性的边界可以由线性化运动方程的系数矩阵 \mathbf{A} 获得,在悬停飞行中,该矩阵为常系数矩阵,对其直接采用特征值分析即可,而在前飞状态,该矩阵为周期性系数矩阵,可以采用 Floquet 理论^[42,90]求得稳定性边界.

2.2.1 改进的 Floquet 理论

Floquet 理论通过对式 (6) 中的周期性系数矩阵 \mathbf{A} 进行计算处理来估计常规动力系统的稳定性特征,此时, $\mathbf{A}(t) = \mathbf{A}(t+T)$, T 为系统的周期,当给定一系列初始条件,则有

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{P}(t)\mathbf{e}^{\mathbf{A}(t-t_0)}\mathbf{P}^{-1}(t_0)\mathbf{u}_0 \quad (7)$$

其中, $\mathbf{\Lambda} = \text{diag}(\lambda_j)$ 是周期系统特征指数的对角阵, $\mathbf{P}(t)$ 为周期性矩阵,即 $\mathbf{P}(t) = \mathbf{P}(t+T)$,故离散解就变成

$$\mathbf{u}_k = \mathbf{P}_k\mathbf{e}^{\mathbf{\Lambda}k\Delta t}\mathbf{P}_0^{-1}\mathbf{u}_0 \quad (8)$$

最终, 离散时间模型以紧凑形式修正为

$$\mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{u}_k, \quad \mathbf{A}_k = \mathbf{P}_{k+1} e^{\mathbf{A} \Delta t} \mathbf{P}_k^{-1} \quad (9)$$

由于系统是周期性的, 故有 $\mathbf{A}_k = \mathbf{A}_{k+p}$, 其中 $p = T/\Delta T$ 为每周期 T 的时间步数, 是整数.

用 Floquet 理论估计系统的稳定性特征, 需要先得到与系统 t 和 $(t+T)$ 时刻相关的传递矩阵 $\Phi(t)$, $\mathbf{u}(t+T) = \Phi(t)\mathbf{u}(t)$. 当 $t = k\Delta t$ 时, 离散关系式变为

$$\mathbf{u}_{k+p} = \Phi_k \mathbf{u}_k \quad (10)$$

其中, 矩阵 Φ_k 与 \mathbf{A}_k 的关系式可以由离散时间模型 (9) 得到, 为

$$\Phi_k = \mathbf{A}_{k+p-1} \mathbf{A}_{k+p-2} \cdots \mathbf{A}_k \quad (11)$$

其显式表达式可以表示为

$$\Phi_k = \mathbf{P}_k e^{\mathbf{A} T} \mathbf{P}_k^{-1} \quad (12)$$

传递矩阵的特征值为 $\exp(\lambda_j T)$, $j = 1, 2, \dots, 2N$, 则系统的稳定性准则现在可以表述为: 当且仅当 $|\exp(\lambda_j T)| < 1$ ($j = 1, 2, \dots, 2N$) 的时候, 周期性系统是稳定的.

可见, Floquet 理论在旋翼稳定性分析上的传统用法首先是通过显式计算得到系统的 Floquet 传递矩阵, 然后计算其特征值以确定系统的稳定性, 这种方式仅限于少量自由度, 当自由度大于 100 时, 计算量就会变得相当庞大. 然而, 系统的稳定性往往只由那些主要的特征值确定, 如果这个特征值比所有值都大, 则系统就是稳定的. Bauchau 等^[91] 提出一种直升机稳定性估计的隐式 Floquet 分析法, 运用 Arnoldi 算法来提取传递矩阵的主特征值, 他们通过计算分析发现, 这种方法的计算代价远远低于经典的 Floquet 分析, 该文献通过一些实例应用验证了这种方法具有较高的精度与计算效率.

另外, 2010 年 Bauchau 等^[92] 对通常的非线性直升机系统提出一种有效且鲁棒的稳定性分析方法, 不同于传统的稳定性分析方法, 这种方法不用对系统的运动方程进行线性化处理, 而是通过对系统矩阵进行本征正交分解, 导出优化过的信号, 提高了稳定性求解的鲁棒性. 他们通过实例计算发现: 基于辨识频率与阻尼速率的信号合成程序为辨识参数的精度估计提供了一种重要的工具, 也为解析周期系统传递矩阵相关的频率不确定性提供一种途径, 这种方法计算代价不大, 可以应用于直升机气弹综合分析代码.

2.2.2 自回归法

自回归法的详细论述可参考文献 [93], 此处仅对它做一个简要的介绍.

这个方法首先需要定义如下两个 Hankel 矩阵

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{H}_{0(m \times n)} &= [h_0 \quad h_1 \quad \cdots \quad h_{n-1}] \\ \mathbf{H}_{1(m \times n)} &= [h_1 \quad h_2 \quad \cdots \quad h_n] \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

那么自回归矩阵 \mathbf{B} 可以定义为

$$\mathbf{H}_1 = \mathbf{H}_0 \mathbf{B} \quad (14)$$

显而易见, 由于 $\mathbf{B} = \mathbf{H}_0^+ \mathbf{Q} \mathbf{H}_0$, 自回归矩阵与传递矩阵有着密切的关系. 矩阵 \mathbf{H}_0 和 \mathbf{H}_1 包含的信息太少, 所以不能对 \mathbf{B} 直接进行精确地估计. 这需要用到 \mathbf{H}_0 矩阵的 Moore-Penrose 逆, 以 $\mathbf{B} = \mathbf{H}_0^+ \mathbf{H}_1$ 近似计算自回归矩阵, 最终表示为

$$\mathbf{B}_{(n \times n)} = \mathbf{V}_r \sum_r^{-1} \mathbf{U}_r^T \mathbf{H}_1 \quad (15)$$

考虑到 \mathbf{H}_0 矩阵中存储数据高度冗余的特征, 一般通过预计有 $r < n$, 故只有 \mathbf{B} 的 r 个特征值具有物理意义. 因此, 可以映射自回归矩阵到以 \mathbf{V}_r 定义的子空间中, 从而得到

$$\hat{\mathbf{B}}_{(r \times r)} = \mathbf{V}_r^T \mathbf{B} \mathbf{V}_r = \sum_r^{-1} \mathbf{U}_r^T \mathbf{H}_1 \mathbf{V}_r \quad (16)$$

系统的稳定性特征可以通过提取近似自回归矩阵 \mathbf{B} 和 $\hat{\mathbf{B}}$ 的特征值得到.

2.2.3 数值计算分析方法的预测能力

针对旋翼/机体动不稳定性问题的计算分析方法和实验测试, 2010 年 Bousman 等^[94] 采用了一种基于简单统计学的技术来分析旋翼气弹动不稳定性问题的计算分析数据与实验数据, 进而对旋翼气动弹性计算分析方法的预测能力进行了定量估计, 这种方法可以用于直升机气动弹性力学领域的许多问题, 包括悬停与前飞条件下的飞行性能、桨叶气动与结构载荷、振动载荷和气动弹性/气动机械稳定性问题等. 另外通过分析, 他们把气动弹性力学问题目前的分析精度, 从性能预测的必要精确方法到固定系统振动的不准确、不可信计算分成了一系列的等级, 对分析方法的预测精度进行了定量估计, 可以为新型直升机的设计与研制提供一些分析模型与方法选择的参考.

2.3 实验模型测试

美国 NASA、陆军空气动力实验室等部门在旋翼/机体动稳定性研究方面做过较多的实验测试,而且有较多公开发表的文献资料可以参考,这些经典实验得到的测试结果被广泛应用于直升机工业技术领域分析模型与方法的验证依据,以及模型修正的参考,下面列出了 3 个该领域研究文献中经常用到的实验验证模型.

2.3.1 Bousman 的实验研究模型

Bousman^[95] 对于直升机无铰旋翼气弹动稳定性中的弹性耦合作用进行了详细地实验测试,实验模型见图 8,他通过实验的方法找出了能激励出的几乎所有模态,测试了 5 种不同的配置,考察了避免空中共振、保持良好动稳定性所必需的弹性耦合程度,这些珍贵的实验数据在后来被广泛应用于分析模型对比验证的依据.如图 9 所示即为 Johnson 采

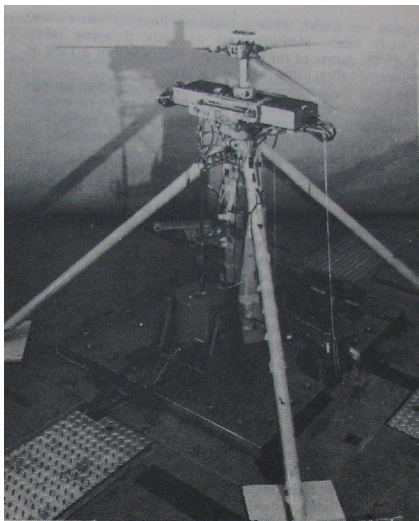
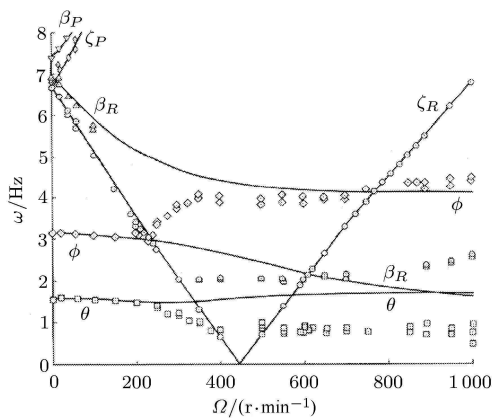
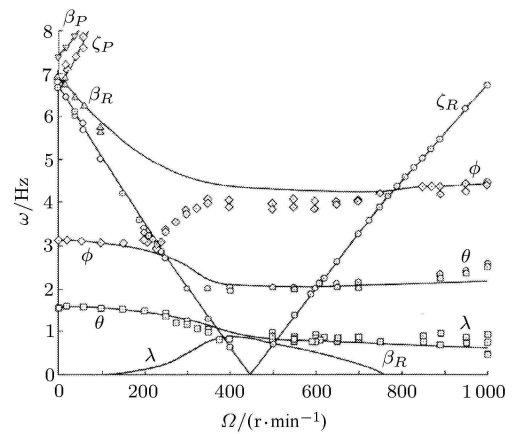


图 8 Bousman 的实验研究模型 [95]



(a) 无动力入流模型



(b) 带动力入流模型

图 9 CAMRAD 计算值与 Bousman 实验值 (点) 比较 [96]

用 CAMRAD 软件计算得到的模态频率与旋翼转速的函数图,以及与 Bousman 实验模型测量值的比较 [96].

2.3.2 ADM 直桨叶和带后掠桨尖桨叶实验模型

ADM 模型实验于 90 年代在美国陆军 AFDD (Aero Flight Dynamics Directorate) 2.1336 m × 3.048 m 风洞中进行,得到了一系列高精度的气弹稳定性数据 [97-98],可以用于典型无铰式旋翼动稳定性计算分析方法的验证 [59].图 10 和图 11 所示即为安装于 AFDD 风洞中旋翼测试架 (RTR, rotor test rig) 上的 ADM 直桨叶和带后掠桨尖桨叶实验模型.

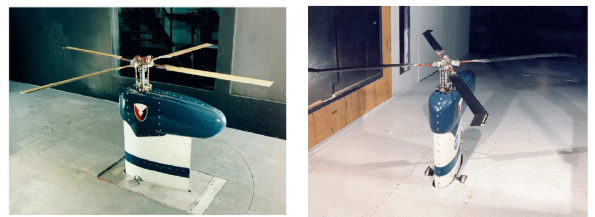


图 10 ADM 直桨叶和带后掠桨尖桨叶实验模型 [59]

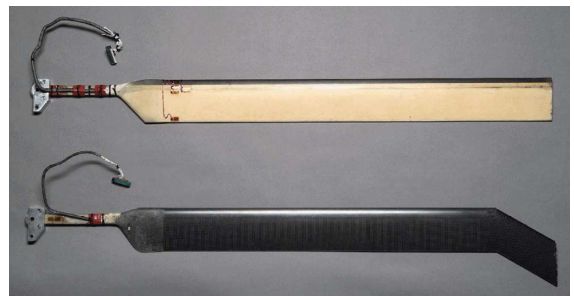


图 11 直桨叶和带后掠桨尖桨叶实验模型平面图 [59]

2.3.3 UH-60A 实验计划

UH-60A 实验测试计划的目的是得到广泛的旋

翼载荷、响应、稳定性等测试数据, 为分析工程师提供可靠的试验数据来验证分析模型与方法, 并进而做出修正, 然后将成熟的分析模型与方法提供给设计师, 使得设计师设计的各部件结构既能满足设计要求与目标, 又能达到设计尺寸更小、重量更轻等目标. 由于 UH-60A 实验模型有完整的测试计划、详细可靠的实验测试数据, 并且资料多为公开, 所以被许多研究人员作为理论分析模型与方法可靠性验证的参考模型^[60,92], 图 12 即为 12.192 m×24.384 m 风洞中的 UH-60A 旋翼实验模型.



图 12 UH-60A 旋翼实验模型^[60,92]

2.4 直升机旋翼/机体动不稳定性亟需解决问题

从直升机旋翼/机体模型建立方法、动稳定性分析技术以及实验研究的发展现状可以发现, 针对直升机旋翼/机体动稳定性的研究, 当前仍存在许多亟需解决的问题, 主要有以下 3 方面:

2.4.1 理论数值模型计算精度的提高

无论是采用先进的 CFD 技术以进行更准确的非定常气动力分析, 还是应用基于有限元的多柔性体动力学方法以使结构的动力学模型更精细化, 这些都是为了提高理论数值模型的计算精度. 所以对于先进直升机飞行性能的要求, 在研制过程中提高直升机旋翼/机体动稳定性分析的精度一直都是值得关注的重要问题.

2.4.2 新构型直升机的旋翼/机体动稳定性分析

直升机设计师对速度、载重和噪声等性能的不断追求, 使得倾转旋翼机、高速复合推力直升机等新构型直升机相继出现, 为了使这些新构型直升机能达到设计要求的性能指标, 对其旋翼/机体的动稳定性进行准确的分析已成为工程师面临的一个亟需解决的问题.

2.4.3 国内在相关领域实验研究工作的开展

从前面的诸多论述中可以发现, 国内对于直升

机旋翼/机体动稳定性的研究还存在实验研究投入不多、实验数据匮乏、实验数据整理与管理不规范以及资源不够开放等问题, 以致大部分该领域的科研人员只能参考国外的文献与数据, 才能进行对比验证. 另外, 某些直升机的研制还停留在设计中只是进行粗糙计算、制造完再进行地面与空中飞行试验验证的传统设计理念上, 所以就不可避免地存在着反复的设计更改与重复的试验, 会浪费大量的时间与精力, 而且不利于后续的改进设计. 而通过高水平的实验研究, 既能增加对物理现象的感性认识, 又能储备大量的技术数据, 为理论研究的深入挖掘提供保障. 因此, 相关领域实验研究工作的开展及统一管理在国内也是一个亟需解决的问题.

3 目前主要研究方向

伴随着新的旋翼/机体动稳定性数值建模分析与实验研究方法的发展, 针对该领域研究亟需解决的问题, 相关领域以及多学科的融合出现了一些新的研究方向, 本文考察最近几年发表于专业期刊的一些代表性研究成果, 对该领域最近的主要研究方向进行了讨论.

3.1 耦合 CFD/CSD 的直升机旋翼动稳定性分析

当今社会快速发展, 对直升机更广范围的应用需求使得对其飞行性能的要求也变得越来越高, 而要想对直升机做出更成功、合理的设计, 高精度的气动弹性/气动机械动稳定性分析显得尤为必要, 其中耦合 CFD/CSD 进行高精度建模与分析就是一种不错的选择, 近年来有不少这方面的研究文献出现^[57,59,60,99-104].

Yeo 等^[59]成功地将 CFD/CSD 耦合应用到旋翼气弹动不稳定性问题的分析之中, 气动载荷采用基于 RANS 方程的 OVERFLOW 程序对旋翼进行了精确的 CFD 分析, 准确地预测了旋翼非定常气动力, 结构则基于 CSD 技术, 采用 RCAS 综合分析代码建立了精细化的结构模型, 两个代码的耦合可以通过流体-结构接口, 有两种耦合方法, 一种是松耦合, 另一种是紧耦合, 这篇文献在前飞的配平中采用松耦合, 在初始化瞬态响应、施加适当的机动激励时采用了紧耦合, 最后通过计算分析得到了前飞条件下无铰旋翼的摆振后退型模态阻尼, 与采用常规气动力模型计算方法的计算结果相比, 这种方法得到的计算结果更接近于实验结果, 对比实验模型见图 10 和图 11, 部分计算结果与实验值的对比见

图 6.

Guruswamy^[104] 采用一种模块化的方法计算了旋翼桨叶气弹动稳定性特征,如图 13 所示,为计算方便,他假定 CFD 与 CSD 求解器都是独立运行,从流体到结构的接口 (FTOS) 和从结构到流体的接口 (STOF) 模块也都各自独立运行,代码运行的激活以及它们之间的数据交互通过一个 C++ 执行器来进行管理,所以 CFD 与 CSD 求解器在 C++ 环境里面进行了时间精确的耦合,最后他对非旋转和旋转的孤立桨叶进行了分析,文献通过对比发现,非定常气动力与气弹动稳定性的计算结果与数据都能很好地与实验值吻合.

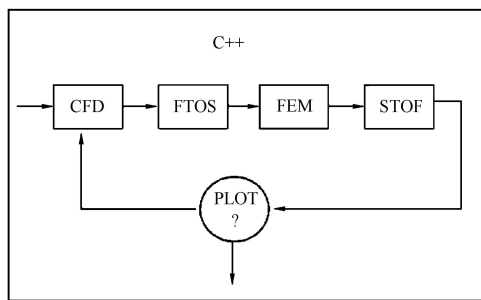


图 13 旋翼 CFD/CSD 耦合分析流程图 [104]

文献 [60] 采用非结构网格,基于 RANS 方程,耦合 CFD/CSD 对弹性旋翼进行了高精度的计算仿真,精确地预测了旋翼的气动载荷,通过对比 UH-60A 旋翼的飞行测试数据发现,大部分计算数据都能较好地接近于实验数据.

耦合 CFD/CSD 的直升机旋翼动稳定性分析技术既精确地分析得到了旋翼的非定常气动力,又建立了直升机复杂结构的精细化模型,可以得到一些以往简化方法忽略的动力学特性,所以它能提高直升机旋翼动稳定性分析的精度.

3.2 复合材料旋翼动稳定性分析及其材料不确定性的影响

现代直升机旋翼桨叶基本都由复合材料制造,因为这种材料基本上能保证无限寿命,相比以前的金属桨叶,避免了工作几千小时就不得不更换的麻烦,对于直升机的设计,复合材料旋翼研究的重要性可见一斑,其结构动力学与气弹动不稳定性问题的建模,以及它们在无铰、无轴承和倾转旋翼桨叶上的应用研究一直以来都是一个比较活跃的研究方向,相关建模理论研究及其发展历史的详细说明可参考文献 [10, 13, 105-106].

近年出现了一些关于直升机复合材料旋翼桨叶

材料属性不确定性的研究^[107-110],考察其对气弹动稳定性分析的影响,这源于计算预测过程中的不确定性影响因素在固定翼飞机气弹动不稳定性问题分析中的研究应用^[111-113].对于当前复杂旋翼系统的气弹动稳定性分析,为了得到更高的计算精度,气动模型已从简单的升力线理论发展到复杂的 CFD 分析技术,为了捕捉到尾涡的影响,发展了入流模型、指定尾迹模型和自由尾迹模型,另外结构分析也已从薄壁盒型梁模型发展到采用几何非线性、考虑剪切变形且各向异性的精确梁单元模型^[88],结构动力学建模已从简单的模态方法进步到基于有限元的复杂柔性多体动力学分析技术.然而,对于旋翼/机体动不稳定性问题,采用这些先进建模与分析技术得到的结果与实验数据或飞行测试数据相比仍然存在或多或少的偏差^[94,114-115],可能原因之一就是在综合性的气弹动不稳定性问题分析中没能考虑输入参数的不确定性因素.

不确定性因素可以归纳为两类,一种是主观性的,另一种是随机性的^[109].主观不确定性又称为可减少不确定性,通过对问题物理意义理解的逐渐深入,可以采用更好的数值模型等方法来减少这种不确定性因素的影响,如前所述数值建模与分析方法的改进就属于这一种.随机不确定性可以当作系统参数或运行条件中的物理变量,又称作固有不确定性或不可减少不确定性,它不能通过建模技术的改进来减少.

目前旋翼/机体动不稳定性问题分析的气动建模与结构建模,基本上都没有考虑与输入值相关的不确定性因素.然而,由于制造的不确定性或维护时间的减少,诸如材料属性、质量、几何尺寸和结构阻尼之类的参数都是不确定的^[111],例如制造好的 BO-105 桨叶缩比模型^[114],测得的属性与设计的动力学特征就存在很大的偏差.在气动力计算上,由于制造的误差,升力系数、阻力系数、俯仰力矩和流体流动属性等参数也同样存在不确定性.

用复合材料制造的旋翼桨叶,其纤维材料属性、体积比、铺层方向、纤维波状化、腔内空隙、树脂凝固不完全、层间树脂过多以及铺层厚度差异等都存在各种各样的随机性,所以它的有效材料属性也是不确定的,文献 [116] 中提到的一种层合板,其有效弹性模量的变化系数达到 5%~15%.由此可见,考虑材料属性的不确定性对于复合材料旋翼桨叶的可靠分析与设计都有着非常重要的影响.

不确定性的分析方法大体上可分为概率性 (随

机性) 和非概率性两种, 目前最流行的随机分析技术是蒙特卡罗仿真 (MCS, Monte Carlo simulation), 因为它的应用对现有确定性的分析程序没有任何的更改. Murugan 等^[109] 研究了复合材料不确定性对柔性无铰旋翼气弹响应、稳定性及振动载荷分析计算的影响, 将旋翼桨叶的材料属性作为随机变量, 采用 MCS 法进行随机气弹动稳定性分析, 估计了不确定性对气弹动稳定性分析计算影响作用的大小, 结果表明, 由于材料属性的不确定性, 摆振模态阻尼呈现出很大的离散性, 悬停中发生动不稳定性的概率几乎达到 40%.

在直升机旋翼/机体动不稳定性问题分析中计入材料属性等输入参数的不确定性因素, 估计不确定性对气弹动稳定性分析计算影响作用的大小, 可以提高计算仿真的精度.

3.3 带减摆器的旋翼/机体动稳定性分析

直升机旋翼/机体的动不稳定性问题常常出现在铰接式、无铰式、无轴承式和其他先进旋翼系统中, 通过结构耦合、参数合理选择、桨叶重量分布及机体起落架的设计可以提高旋翼/机体耦合动稳定性, 但并不能保证直升机在整个飞行包线内都具有足够的动稳定性裕度, 工程上常通过在桨叶根部安装减摆器、提高系统阻尼来解决^[10]. 然而, 减摆器的安装同时也增加了旋翼/机体动稳定性分析的复杂性, 它的建模分析以及对动稳定性的影响一直以来都是一个重要的研究领域, 引起了许多研究人员的关注^[117-122].

近年来, 为了简化桨毂结构、减轻重量, 提高旋翼系统的可靠性和维护性, 出现了一些新的减摆器形式及材料, 针对它们的建模分析以及对直升机气弹稳定性的影响, 也相应产生了一些新的研究成果. 2008 年的一篇文章^[123] 展示了磁流变与黏弹复合减摆器在提高直升机气弹稳定性中的应用, 这种减摆器在直升机上应用时其摆振模态阻尼可调、可编程, 所以对于旋翼的稳定性, 其需求阻尼可以根据不同的飞行条件呈函数变化, 研究人员建立了复合减摆器的数学模型, 为验证可行性, 还设计实验装置进行了测试, 经过分析与实验发现, 这种复合减摆器可以通过增加磁流变阻尼器的电流 (或磁场) 来弥补黏弹减摆器依赖于幅度调节的摆振阻尼损失, 因此可以根据需要把阻尼增大到一个合适的水平, 此外, 黏弹减摆器与 $1/\text{rev}$ 振幅成函数关系的双频摆振模态阻尼损失也可以应用磁流变阻尼器的磁场

来恢复. 最近的一篇文章^[124] 对用于直升机的半主动库仑摩擦减摆器进行了概念设计, 讨论了阻尼适应的概念, 即通过改变摩擦面的法向接触力来调整设备的能量耗散特征, 从而提供满足稳定性要求的阻尼, 然后与 UH-60 直升机目前采用的液压减摆器相比较, 仿真分析了摩擦减摆器在地面共振和前飞空中共振两种状况下的性能, 其中对摩擦过程的建模进行了详细的介绍, 最后探讨了可选择阻尼的概念, 尽管它的实际应用可能还面临着许多挑战, 但还是可以将其用于一些特定模态振动的能量耗散.

另外, 国内对于带减摆器的直升机旋翼/机体动稳定性分析, 也做了许多相关的研究工作^[125-131]. 王波、李书和张晓谷^[127] 建立了带叶间黏弹减摆器的直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析模型. 针对具有非线性特性的叶间黏弹减摆器, 他们采用基于复模量的非线性 VKS (Voigt-Kelvin solid) 改进模型、Simulink 时域仿真和多桨叶坐标变换等效阻尼识别法分析了直升机悬停、前飞状态下的旋翼/机体耦合动稳定性和减摆器双频动幅值, 然后对减摆器布局、全机总重以及前飞速度对桨叶摆振后退型模态阻尼的影响进行了分析. 胡国才等^[130] 分析了采用定压阀和补油装置的液压阻尼器的非线性特性. 并且对无铰式模型旋翼的地面共振稳定性进行了数值仿真研究, 分析了两种不同的非线性液压阻尼器对地面共振稳定性的影响. 他们通过分析计算发现: 由于补油分配阀间隙的影响, 这种阻尼器低速时的有效阻尼大大下降; 在无阻尼器的模型旋翼稳定的转速区内, 这种阻尼器不能改善系统小扰动情况时的动稳定性; 在无阻尼器的模型旋翼不稳定区内, 系统将会出现极限环, 且极限环幅值随补油分配阀间隙的增大而增大.

建立减摆器的时域非线性模型, 并与直升机旋翼/机体耦合动力学模型结合起来, 采用时域分析方法对其动稳定性进行计算分析, 可以弄清减摆器非线性特性对直升机旋翼/机体耦合动稳定性分析的影响, 提高计算仿真的精度.

3.4 先进直升机构型的旋翼/机体动稳定性分析

直升机设计师对速度、载重和噪声等性能的不断追求, 推动了直升机技术的持续进步, 倾转旋翼机、复合式直升机^[132-133] 等一些先进构型的直升机相继出现, 2010 年 9 月 15 日的一次试飞, 西科斯基公司共轴双旋翼复合式直升机 X2 验证机 (见图 14) 的最大水平飞行速度已经达到

463 km/h^[134], 这些先进直升机型式的旋翼系统气弹动不稳定性问题的分析也成为重要的研究方向^[135-140].

Yeo 和 Johnson^[137] 设计了一种总重约 45 t、单旋翼、可以在 1219 m 高度与 35°C 的飞行条件下以 463 km/h 速度巡航飞行的复合式直升机 (见图 15), 并应用 CAMRAD II 直升机综合分析代码对其性能、稳定性等进行了全面的分析, 结果显示该设计方案不存在旋翼/机体动稳定性问题. 后来他们^[138] 又提出了一种重型低速旋翼复合式直升机的设计方案 (见图 16), 经气弹动稳定性分析计算发现也不存在动力学不稳定性问题.



图 14 共轴双旋翼复合式直升机 X2 验证机^[134]



图 15 复合式直升机三维设计图^[137]

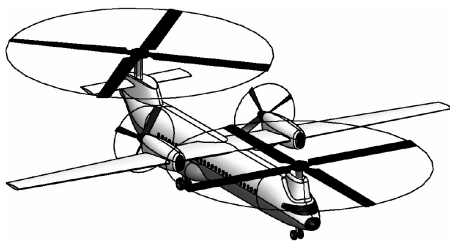


图 16 重型低速旋翼复合式直升机三维设计图^[138]

复合式直升机设计概念可以从另一条途径避开常规直升机设计的限制, 通过将当前一些成熟的直升机旋翼/机体动稳定性分析计算方法应用于指导当前先进构型直升机的设计, 并按照实际型号研制的需要, 进一步改进现有的数值计算方法, 可以让直

升机旋翼/机体的动稳定性分析技术更加趋于成熟.

4 直升机旋翼/机体动稳定性研究发展趋势

从直升机旋翼/机体动稳定性研究的发展历史与现状来看, 目前其数值建模分析与实验研究都已经取得很大的进步, 这些先进的建模分析与实验技术不只为直升机的可靠设计提供了巨大的参考价值, 也为以后高性能直升机的设计打下了坚实的理论基础. 但这并不意味着该技术的研究就已经可以停止, 一些现有建模与分析理论针对实际问题的计算可靠性也还需要进一步验证, 而且, 直升机旋翼/机体动稳定性分析是一种多学科相互交叉融合的复杂技术, 当前直升机的研制中对相关问题还存在太多妥协^[14], 例如:

(1) 国内某些直升机的研制, 走的还是简单的逆向工程模式, 通过“原型机参考—绘图—出图—加工制造—装配”的粗糙方式把一架直升机快速地制造出来, 而在设计中对于未来可能出现的动不稳定性问题基本还是采取回避的态度;

(2) 而在另一些直升机的研制过程中, 会将一些直升机旋翼/机体动稳定性的分析计算应用于设计方案的改进, 但分析采用的方法却是简化粗糙的模型, 考虑的因素也不多, 对计算的精度要求、准确性做出的让步太大, 所以在多数设计师看来参考价值不是很大;

(3) 部分直升机设计师开始认为常规直升机的性能已经发展到极限, 转而发展复合式直升机, 试图超越常规直升机性能极限的限制, 实际上这种概念也是放弃对常规直升机理论的深入挖掘与改进, 面对其复杂的动不稳定性问题等做出的一种另辟奇径的妥协.

当前高性能直升机的设计要求其振动水平与噪声水平更低, 为了达到设计目的, 需要从更广阔的角度发展更先进的分析与设计技术, 未来旋翼/机体稳定性研究的发展趋势可以大致归纳为以下几个方面:

(1) 非定常气动力的高精度计算

直升机旋翼的空气动力学流场十分复杂, 所以对于旋翼/机体动稳定性的研究, 非定常气动力模型的深入研究仍是一个主要方向, 其发展主要是基于 RANS 方程的 CFD 建模与分析, 尤其要关注尾迹捕获、湍流转变、分离与动力失速、机动飞行气动力模拟、直升机全机模型以及与结构动力学模型进行紧耦合求解等方面.

(2) 结构的精细化建模

对于直升机旋翼/机体这么一种复杂的多体动力学系统, 为了捕捉到一些不可忽略的动力学特征, 结构的精细化建模技术还需要进一步加强, 另外, 还应深入发展旋翼桨叶的几何精确单元, 把复合材料桨叶铺层间的剪切作用、桨叶截面的屈曲变形等都考虑进去, 以得到更可信的结构力学分析模型。

(3) 高性能数值计算平台

当前复杂的气动模型与结构模型无一不对计算平台提出更高性能的要求, 可以建立大规模超级计算机群, 发展可以多处理器运行的气弹稳定性分析程序, 搭建一个高精度、高性能的计算平台, 从而减小直升机系统设计、分析与更新设计的时间代价与风险。

(4) 先进旋翼配置的旋翼/机体动稳定性分析

针对不断出现的新型高性能直升机, 可以应用现有成熟的综合分析程序考察其旋翼的气弹动稳定性, 通过实际问题的分析, 还可以对现有模型作出改进。另外, 还应该展开新的理论建模研究, 用于下一代直升机旋翼/机体动稳定性分析的高精度建模仿真。

(5) 原理演示实验研究

未来还可以设计一些可以直观解释旋翼/机体动不稳定性问题物理本质的演示实验, 以使直升机设计师能更容易接受相关必要的基础理论知识, 然后可以不用把过多的时间纠结于原理与功能的实现, 而能把更多的精力专注于直升机构型的设计与制造。

(6) 从更广阔的角度考察问题的处理方法

旋翼/机体动不稳定性问题的整个分析过程涉及许多不确定性因素, 需要从更广阔的角度考察问题的分析, 文献 [109] 将复合材料属性的不确定性计入旋翼的气弹动稳定性分析就是一个很好的例子, 把那些不容忽略的细节都计入分析模型之中, 可以使计算的精度更高, 分析预测的结果在直升机的设计过程中具有更高的参考价值。

参 考 文 献

- Loewy RG. Review of rotary-wing V/STOL dynamic and aeroelastic problems. *Journal of The American Helicopter Society*, 1969, 14(3): 3-23
- Dat R. Aeroelasticity of rotary wing aircraft in helicopter aerodynamics and dynamics. *Agard Lecture Series*, 1973, 63(4): 937-952
- Friedmann PP. Recent development in rotary-wing aeroelasticity. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(11): 1027-1041
- Friedmann PP. Formulation and solution of rotary-wing aeroelastic stability and response problems. *Vertica*, 1983, 7(2): 101-141
- Ormiston RA. Investigation of hingeless rotor stability. *Vertica*, 1983, 7(2): 143-181
- Johnson W. Recent developments in dynamics of advanced rotor systems—Part I. *Vertica*, 1986, 10(1): 73-107
- Johnson W. Recent developments in dynamics of advanced rotor systems—Part II. *Vertica*, 1986, 10(2): 109-150
- 符长青. 直升机气动弹性力学发展现状. *力学进展*, 1986, 16(4): 511-516 (Fu Changqing. The development and state-of-the-art of helicopter aero-elasticity. *Advances in Mechanics*, 1986, 16(4): 511-516 (in Chinese))
- Ormiston RA, Warmbrodt WG, Hodges DH, et al. Survey of army/NASA rotorcraft aeroelastic stability research. NASA, 1988
- Chopra I. Perspectives in aeromechanical stability of helicopter rotors. *Vertica*, 1990, 14(4): 457-508
- Friedmann PP. Rotary-wing aeroelasticity with application to VTOL vehicles. AIAA-90-1115-CP, 1990
- Friedmann PP. Renaissance of aeroelasticity and its future. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(1): 105-121
- Friedmann PP. Rotary-wing aeroelasticity: Current status and future trends. *AIAA Journal*, 2004, 42(10): 1953-1972
- Leishman JG. Rotorcraft aeromechanics: Getting through the dip. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(1): 11001-1-11001-24
- Johnson W. Helicopter Theory. Princeton: Princeton University Press, 1980
- Bramwell ARS. Helicopter Dynamics (2nd ed.). UK: Butterworth-Heinemann, 2001
- Dowell EH, Clark R, Cox D, et al. A Modern Course in Aeroelasticity (4th ed.). The Netherlands: Kluwer Academic Publisher, 2005
- Leishman JG. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2000
- Bielawa RL. Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity (2nd ed.). USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006
- 张晓谷. 直升机动力学设计. 北京: 航空工业出版社, 1995
- Miller RH, Ellis CW. Blade vibration and flutter. *Journal of the American Helicopter Society*, 1956, 1(3): 19-38
- Friedmann PP, Hodges DH. Rotary wing aeroelasticity—a historical perspective. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(6): 1019-1046
- Chou PC. Pitch-lag instability of helicopter rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, 1958, 3(3): 30-39
- Young MF. A theory of rotor blade motion stability in powered flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 1964, 9(3): 12-25
- Hohenemser KH, Heaton PW. Aeroelastic instability of torsionally rigid helicopter blades. *Journal of the American Helicopter Society*, 1967, 12(2): 1-13

- 26 Ormiston RA, Hodges DH. Linear flap-lag dynamics of hingeless helicopter rotor blades in hover. *Journal of the American Helicopter Society*, 1972, 2(2): 2-14
- 27 Friedmann PP, Tong P. Dynamic nonlinear elastic stability of helicopter rotor blades in hover and in forward flight. USA: MIT Aeroelastic and Structures Research Laboratory, 1972
- 28 Friedmann PP, Tong P. Non-linear flap-lag dynamics of hingeless helicopter blades in hover and forward flight. *Journal of Sound and Vibration*, 1973, 30(1): 9-31
- 29 Friedmann PP, Shamie J. Aeroelastic stability of trimmed helicopter blades in forward flight. *Vertica*, 1977, 1(3): 189-211
- 30 Peters DA. Flap-lag stability of helicopter rotor blades in forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, 20(4): 2-13
- 31 Gaonkar GH, Peters DA. Use of multiblade coordinates for helicopter flap-lag stability with dynamic inflow. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(2): 112-118
- 32 Peters DA, Gaonkar GH. Theoretical flap-lag damping with various dynamic inflow models. *Journal of the American Helicopter Society*, 1980, 25(3): 29-36
- 33 Houbolt JC, Brooks GW. Differential equations of motion for combined flapwise bending, chordwise bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades, NACA-TR-1346, 1958
- 34 Friedmann PP. Influence of modeling and blade parameters on the aeroelastic stability of a cantilevered rotor. *AIAA Journal*, 1977, 15(2): 149-158
- 35 Friedmann PP, Kottapalli SBR. Coupled flap-lag-torsional dynamics of hingeless rotor blades in forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 1982, 27(4): 28-36
- 36 Panda B, Chopra I. Flap-lag-torsion stability in forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 1985, 29(4): 30-39
- 37 Panda B, Chopra I. Dynamics of composite rotor blades in forward flight. *Vertica*, 1987, 11(1-2): 187-209
- 38 航空航天工业部科学技术研究院. 直升机动力学手册. 北京: 航空工业出版社, 1991
- 39 Coleman RP, Feingold AM. Theory of self-excited mechanical oscillations of helicopter rotors with hinged blades. NACA-Report-1351, 1958
- 40 Donham RE, Cardinale SY, Sachs IB. Ground and air resonance characteristics of a soft inplane rigid rotor system. *Journal of the American Helicopter Society*, 1969, 14(4): 33-41
- 41 Lytwyn RT, Miao W, Woitch W. Airborne and ground resonance of hingeless rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, 1969, 16(2): 2-9
- 42 Hammond CE. An application of floquet theory to the prediction of mechanical instability. *Journal of the American Helicopter Society*, 1974, 19(4): 14-23
- 43 Bousman WG, Sharpe DL, Ormiston RA. An experimental study of techniques for increasing the lead-lag damping of soft inplane hingeless rotors. In: 32nd Annual National V/STOL Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, 1976
- 44 Dawson SP. An experimental investigation of the stability of a bearingless model rotor in hover. *Journal of the American Helicopter Society*, 1983, 28(4): 29-34
- 45 Hodges DH. An aeromechanical stability analysis for bearingless rotor helicopters. *Journal of the American Helicopter Society*, 1979, 24(1): 2-9
- 46 Ormiston RA. Rotor-fuselage dynamics of helicopter air and ground resonance. *Journal of the American Helicopter Society*, 1991, 36(2): 3-20
- 47 Zhang XG. Physical understanding of helicopter air and ground resonance. *Journal of the American Helicopter Society*, 1986, 31(4): 4-11
- 48 Zhang XG. Investigation of helicopter air resonance in hover by complex coordinates and mutual excitation analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(2): 15-24
- 49 薛海峰, 向锦武, 张晓谷. 直升机前飞空中共振稳定性和各自由度相互作用研究. 航空学报, 2005, 26(4): 454-457 (Xue Haifeng, Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Investigation of helicopter air resonance dynamic stability in forward. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, 26(4): 454-457 (in Chinese))
- 50 Ormiston RA. Comparison of several methods for predicting loads on a hypothetical helicopter rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 1974, 19(4): 2-13
- 51 Loewy RG. A two-dimensional approximation to the unsteady aerodynamics of rotary-wings. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1957, 24(1): 27-39
- 52 Theodorsen T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. NACA-Report-496, 1935
- 53 Jones WP, McCrosky WJ, Costes JJ. Unsteady aerodynamics of helicopter rotor blades. Nato Agard Report 595, 1972
- 54 Caradonna FX, Isom MP. Subsonic and transonic potential flow over helicopter rotor blades. *AIAA Journal*, 1972, 10(12): 1606-1612
- 55 Harris FD. Rotor performance at high advance ratio, theory versus test. NASA CR 2008-215370, 2008
- 56 Servera G, Beaumier P, Costes M. A weak coupling method between the dynamics code host and the 3D unsteady euler code waves. *Aerospace Science and Technology*, 2001, 5(6): 397-408
- 57 Datta A, Sitaraman J, Chopra I, et al. CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1698-1709
- 58 Johnson W. Milestones in rotorcraft aeromechanics—the 2010 Alexander A. Nikolsky honorary lecture. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, 56(3): 31001-1-31001-24
- 59 Yeo H, Potsdam M, Ormiston RA. Rotor aeroelastic stability analysis using coupled computational fluid dynamics/computational structural. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, 56(4): 42003-1-42003-16
- 60 Abras JN, Lynch CE, Smith MJ. Computational fluid

- dynamics-computational structural dynamics rotor coupling using an unstructured reynolds-averaged navier-stokes methodology. *Journal of the American Helicopter Society*, 2012, 57(1): 12001-1-12001-14
- 61 Peters DA. How dynamic inflow survives in the competitive world of rotorcraft aerodynamics. *Journal of the American Helicopter Society*, 2009, 54(1): 11001-1-11001-15
- 62 Pitt DM, Peters DA. Theoretical prediction of dynamic-inflow derivatives. *Vertica*, 1981, 5(1): 21-34
- 63 Hodges DH. Nonlinear bending and torsion with application to linear stability of hingless rotors. [PhD Thesis]. Stanford: Stanford University, 1972
- 64 Hodges DH, Dowell EH. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades. NASA, 1974
- 65 Rosen A, Friedmann PP. Nonlinear elastic equations of equilibrium for elastic helicopter or wind turbine blades undergoing moderate deformation. NASA CR 159478, 1978
- 66 Bauchau OA, Hong CH. Large displacement analysis of naturally curved and twisted composite beams. *AIAA Journal*, 1987, 25(11): 1469-1475
- 67 Danielson DA, Hodges DH. Nonlinear beam kinematics by decomposition of the rotation tensor. *Journal of Applied Mechanics*, 1987, 54(2): 258-262
- 68 Danielson DA, Hodges DH. A beam theory for large global rotations. *Journal of Applied Mechanics*, 1988, 55(2): 179-184
- 69 Hodges DH. Nonlinear beam kinetics for small strains and finite rotations. *Vertica*, 1987, 11(3): 137-177
- 70 Bauchau OA, Hong CH. Nonlinear composite beam theory. *Journal of Applied Mechanics*, 1988, 55(1): 156-163
- 71 Hodges DH. A mixed variational formulation based on exact intrinsic equations for dynamics of moving beams. *International Journal of Solids and Structures*, 1990, 26(11): 1253-1273
- 72 Yuan KA, Friedmann PP, Venkatesan C. Aeroelastic behavior of composite rotor blades with swept tips. In: American Helicopter Society 48th Annual Forum, Washington DC, 1992
- 73 Smith EC, Chopra I. Aeroelastic response, loads, and stability of a composite rotor in forward flight. *AIAA Journal*, 1993, 31(7): 1265-1273
- 74 Friedmann PP, Straub FK. Application of the finite element method to rotary-wing aeroelasticity. *Journal of the American Helicopter Society*, 1980, 25(1): 36-44
- 75 Straub FK, Friedmann PP. A Galerkin type finite element method for rotary-wing aeroelasticity in hover and forward flight. *Vertica*, 1981, 5(1): 75-98
- 76 Straub FK, Friedmann PP. Application of the finite element method to rotary wing aeroelasticity. *Journal of the American Helicopter Society*, 1982, 25(1): 36-44
- 77 Hodges DH, Rutkowski MJ. Free-vibration analysis of rotating beams by a variable-order finite-element method. *AIAA Journal*, 1981, 19(11): 1459-1466
- 78 Sivaneri NT, Chopra I. Dynamic stability of a rotor blade using finite element analysis. *AIAA Journal*, 1982, 20(5): 716-723
- 79 Sivaneri NT, Chopra I. Finite element analysis for bearingless rotor blade aeroelasticity. *Journal of the American Helicopter Society*, 1984, 29(2): 42-51
- 80 Hodges DH, Hopkins AS, Kunz DL, et al. Introduction to GRASP—general rotorcraft aeromechanical stability program—A modern approach to rotorcraft modeling. *Journal of the American Helicopter Society*, 1987, 32(2): 78-90
- 81 Hopkins AS, Likins P. Analysis of structures with rotating, flexible substructures. AIAA-87-0951, 1987
- 82 Hodges DH, Hopkins AS, Kunz DL. Analysis of structures with rotating, flexible substructures applied to rotorcraft aeroelasticity. *AIAA Journal*, 1989, 27(2): 192-200
- 83 Bauchau OA, Kang NK. A multibody formulation for helicopter structural dynamic analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(2): 3-14
- 84 Saberi H, Ormiston RA, Rutkowski MJ, et al. RCAS overview and application to advanced rotorcraft problems. In: American Helicopter Society Fourth Decennial Specialists' Conference on Aeromechanics, San Francisco, CA, 2004
- 85 Johnson W. Rotorcraft dynamics models for a comprehensive analysis. In: American Helicopter Society 54th Annual Forum Proceedings, Washington DC, 1998
- 86 Bauchau OA. Dymore user's manual. <http://soliton.ae.gatech.edu/people/obauchau/Dwnld/dymore30/DymoreManual.pdf>
- 87 Bauchau OA, Bottasso CL, Nikishkov YG. Modeling rotorcraft dynamics with finite element multibody procedures. *Mathematical and Computer Modeling*, 2001, 33(10-11): 1113-1137
- 88 Hodges DH, Saberi H, Ormiston RA. Development of nonlinear beam elements for rotorcraft comprehensive analyses. *Journal of the American Helicopter Society*, 2007, 52(1): 36-48
- 89 Datta A, Johnson W. Three-dimensional finite element formulation and scalable domain decomposition for high-fidelity rotor dynamic analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, 56(2): 22003-1-22003-14
- 90 Peters DA, Hohenemser KH. Application of the floquet transition matrix to problems of lifting rotor stability. *Journal of the American Helicopter Society*, 1971, 16(2): 25-33
- 91 Bauchau OA, Nikishkov YG. An implicit floquet analysis for rotorcraft stability evaluation. *Journal of the American Helicopter Society*, 2001, 46(3): 200-209
- 92 Bauchau OA, Wang JL. Efficient and robust approaches for rotorcraft stability analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(3): 32006-1-32006-9
- 93 Bauchau OA, Wang JL. Stability analysis of complex multibody systems. *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, 2006, 1(1): 71-80
- 94 Bousman WG, Norman T. Assessment of predictive capability of aeromechanics methods. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(1): 12001-1-12001-12

- 95 Bousman WG. An experimental investigation of the effects of aeroelastic couplings on aeromechanical stability of a hingeless rotor helicopter. *Journal of the American Helicopter Society*, 1981, 26(1): 46-54
- 96 Johnson W. Influence of unsteady aerodynamics on hingeless rotor ground resonance. *Journal of Aircraft*, 1982, 19(8): 668-673
- 97 Maier TA, Sharp DL, Lim JW. Fundamental investigation of hingeless rotor aeroelastic stability, test data and correlation. In: American Helicopter Society 51st Annual Forum Proceedings, Forth Worth, TX, 1995
- 98 Maier TA, Sharp DL, Abrego AI. Aeroelastic stability for straight and swept-tip rotor blades in hover and forward flight. In: American Helicopter Society 55th Annual Forum Proceedings, Montreal, Canada, 1999
- 99 Lee CS, Saberi H, Ormiston RA. Aerodynamic and numerical issues for coupling CFD into comprehensive rotorcraft analysis. In: American Helicopter Society 53rd Annual Forum, Virginia Beach, VA, 1997
- 100 Sitaraman J, Datta A, Baeder J, et al. Coupled CFD/CSD prediction of rotor aerodynamic and structural dynamic loads for three critical flight conditions. In: Thirty-First European Rotorcraft Forum, Florence, Italy, 2005
- 101 Tung C, Ormiston RA. History of rotorcraft CFD/CSD coupling. In: Rotor Korea 2009, 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, Korea, 2009
- 102 Potsdam M, Fulton MV, Dimanlig A. Multidisciplinary CFD/CSD analysis of the SMART active flap rotor. In: American Helicopter Society 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, 2010
- 103 Ananthan S, Baeder J, Hahn S, et al. Prediction and validation of the aerodynamics, structural dynamics, and acoustics of the SMART rotor using a loosely-coupled CFD-CSD analysis. In: American Helicopter Society 66th Forum, Phoenix, AZ, 2010
- 104 Guruswamy GP. Computational-fluid-dynamics- and computational-structural-dynamics-based time-accurate aeroelasticity of helicopter rotor blades. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(3): 858-863
- 105 Hodges DH. A review of composite rotor blade modeling. *AIAA Journal*, 1990, 28(3): 561-565
- 106 Jung SN, Nagaraj VT, Chopra I. Assessment of composite rotor blade modeling techniques. *Journal of The American Helicopter Society*, 1999, 44(3): 188-205
- 107 Murugan S, Harursampath D, Ganguli R. Material uncertainty propagation in helicopter nonlinear aeroelastic response and vibratory analysis. *AIAA Journal*, 2008, 46(9): 2332-2344
- 108 Murugan S, Ganguli R, Harursampath D. Aeroelastic response of composite helicopter rotor with random material properties. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 306-322
- 109 Murugan S, Ganguli R, Harursampath D. Stochastic aeroelastic analysis of composite helicopter rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011, 56(1): 12001-1-12001-13
- 110 Murugan S, Chowdhury R, Adhikari S, et al. Helicopter aeroelastic analysis with spatially uncertain rotor blade properties. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 16(1): 29-39
- 111 Pettit CC. Uncertainty quantification in aeroelasticity: Recent results and research challenges. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(5): 1217-1229
- 112 Pradlwarter HJ, Pellissetti MF, Schenk CA, et al. Realistic and efficient reliability estimation for aerospace structures. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, 194(12-16): 1597-1617
- 113 Attar PJ, Dowell EH. Stochastic analysis of a nonlinear aeroelastic model using the response surface method. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(4): 1044-1052
- 114 Yeo H, Johnson W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1218-1228
- 115 Yeo H, Johnson W. Prediction of rotor structural loads with comprehensive analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 2008, 53(2): 193-209
- 116 Onkar AK, Upadhyay CS, Yadav D. Stochastic finite element buckling analysis of laminated plates with circular cutout under uniaxial compression. *Journal of Applied Mechanics*, 2007, 74(4): 798-809
- 117 Gandhi F, Chopra I. An analytical model for a nonlinear elastomeric lag damper and its effect on aeromechanical stability in hover. *Journal of the American Helicopter Society*, 1994, 39(4): 59-69
- 118 Kamath GM, Wereley NM, Jolly MR. Characterization of magnetorheological helicopter lag dampers. *Journal of the American Helicopter Society*, 1999, 44(3):234-248
- 119 King RL, Wood ER. Interblade coupling—an alternate approach to improve rotor stability without lag dampers. In: Proceedings of the 8th International Workshop on Aeroelasticity of Rotorcraft Systems, Pennsylvania, 1999
- 120 Brackbill CR, Smith EC, Lesieutre GA. Helicopter aeroelastic response and stability using a refined time domain elastomeric damper model. AIAA-2000-1689, 2000
- 121 Brackbill CR, Smith EC, Lesieutre GA. Aeromechanical stability and response of helicopters with interblade elastomeric dampers. In: Proceedings of American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Meeting, Atlanta, Georgia, 2000
- 122 Kunz DL. Nonlinear analysis of helicopter ground resonance. *Nonlinear Analysis: Real World Applications*, 2002, 3(3): 383-395
- 123 Wei H, Norman MW. Hybrid magnetorheological fluid-elastomeric lag dampers for helicopter stability augmentation. *Smart Materials and Structures*, 2008, 17(4): 1-16
- 124 Bauchau OA, Van WY, Agarwal S. Semiactive coulomb friction lead-lag dampers. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 55(1): 12005-1-12005-12
- 125 Hu GC, Xiang JW, Zhang XG. Analytical model of elastomeric lag damper kinematic coupling and its effect on helicopter air resonance in hover. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2002, 15(1): 27-32

- 126 胡国才, 向锦武, 张晓谷. 直升机桨叶液压减摆器等效阻尼计算研究. 计算力学学报, 2003, 20(1): 71-75 (Hu Guocai, Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Study on equivalent damping calculation for hydraulic damper of helicopter rotor. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2003, 20(1): 71-75 (in Chinese))
- 127 王波, 李书, 张晓谷. 非线性叶间黏弹减摆器对直升机空中共振的影响分析. 航空学报, 2007, 28(3): 550-555 (Wang Bo, Li Shu, Zhang Xiaogu. Influence analysis of helicopter air resonance with nonlinear interblade viscoelastic dampers. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(3): 550-555 (in Chinese))
- 128 王波, 李书, 徐亚妮. 不同黏弹减摆器连接的直升机地面共振分析. 振动工程学报, 2007, 20(2): 123-127 (Wang Bo, Li Shu, Xu Yani. Analysis of ground resonance for helicopters with different elastomeric lag damper connections. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 20(2): 123-127 (in Chinese))
- 129 卫丽君, 李书, 王波. 黏弹减摆器结构参数对直升机动稳定性的影响分析. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 303-306 (Wei Lijun, Li Shu, Wang Bo. Joint parameter analysis of helicopter dynamic stability with viscoelastic dampers. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 303-306 (in Chinese))
- 130 胡国才, 柳泉, 刘湘一. 液压阻尼器对模型旋翼地面共振的影响. 航空学报, 2010, 31(11): 2182-2188 (Hu Guocai, Liu Quan, Liu Xiangyi. Influence of nonlinear hydraulic lag damper on scaled rotor ground resonance. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(11): 2182-2188 (in Chinese))
- 131 李学常, 李书. 无轴承式旋翼桨叶固有振动特性分析. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1237-1243 (Li Xuechang, Li Shu. Natural vibration analysis of bearingless rotor blades. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(6): 1237-1243 (in Chinese))
- 132 Silva C, Yeo H, Johnson W. Design of a slowed-rotor compound helicopter for future joint service missions. In: American Helicopter Society Aeromechanics Specialist's Conference, San Francisco, CA, 2010
- 133 Russell C, Johnson W. Conceptual design and performance analysis for a large civil compound helicopter. In: AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA, 2012
- 134 Lawrence T, Jenney D. The fastest helicopter on earth—Sikorsky aims to break the helicopter speed record. <http://spectrum.ieee.org/aerospace/aviation/the-fastest-helicopter-on-earth>
- 135 Johnson W. Predicted dynamics characteristics of the XV-15 tilting proprotor aircraft in flight and in the 40- by 80-FT wind tunnel. NASA, 1976
- 136 Nixon MW, Langston CW, Singleton JD, et al. Aeroelastic stability of a four-blade semi-articulated soft-inplane tilt-rotor model. In: AHS Forum 59, Montreal, 2003
- 137 Yeo H, Johnson W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter. In: American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, 2006
- 138 Yeo H, Johnson W. Aeromechanics analysis of a heavy lift slowed-rotor compound helicopter. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(2): 501-508
- 139 Shen JW, Masarati P, Roget B. Modeling a stiff-inplane tiltrotor using two multibody analyses: A validation study. In: American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, Canada, 2008
- 140 Floros MW, Johnson W. Performance analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration. *Journal of the American Helicopter Society*, 2009, 54(2): 22002-1-22002-12

(责任编辑: 胡漫)

(上接第 26 页)

- 19 Feng Y, Li WD, Li MT, et al. Structure optimization of the endoscopic robot ciliary leg based on dimensional analysis. In: Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Biomedical Robotics and Biomimetics, Sanya, 2007
- 20 Zhang YS, Wang DL, Ruan XY, et al. Control strategy for multiple capsule robots in intestine. *Science China*, 2011, 54(11): 3098-3108
- 21 Zhang YS, Jiang S, Zhang X, et al. Dynamic characteristics of an intestine capsule robot with variable diameter. *Chin Sci Bull*, 2010, 55(17): 1813-1821
- 22 Zhang YS, Jiang S, Zhang X, et al. A variable diameter capsule robot based on multiple wedge effects. *IEEE/ASME Trans Mechatron*, 2011, 16(2): 241-254
- 23 张永顺, 姜生元, 张学文等. 肠道内可变直径胶囊机器人的动态特性. 中国科学, 2009, 54(16): 2408-2415 (Zhang Yongshun, Jiang Shengyuan, Zhang Xuewen, et al. Dynamic characteristics of an intestine capsule robot with variable diameter. *Chinese Sci Bull*, 2009, 54(16): 2408-2415 (in Chinese))
- 24 张永顺, 于宏海, 阮晓燕等. 新型肠道胶囊式微型机器人的运动特性. 机械工程学报, 2009, 45(8): 18-23 (Zhang Yongshun, Yu Honghai, Ruan Xiaoyan, et al. Kinematics characteristics of a new capsule-type micro robot in intestine. *Journal of Mechanical Engineering*, 2009, 45(8): 18-23 (in Chinese))
- 25 Tan RJ, Liu H, Su G, et al. Experimental investigation of the small intestine's viscoelasticity for the motion of capsule robot. In: Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Beijing, 2011
- 26 Zhang C, Liu H, Tan RJ, et al. Modeling of velocity-dependent frictional resistance of a capsule robot inside an intestine. *Tribol Lett*, 2012, 47(2): 295-301
- 27 Zhang C, Su G, Liu H, et al. Motion Control research of internal force-static friction capsule robot in intestine. In: Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Complex Medical Engineering, Harbin, 2011

(责任编辑: 胡漫)