

# 新中国航空事业的先驱者——张阿舟

胡海岩<sup>1,2,\*</sup> 王立峰<sup>2</sup>

<sup>1</sup> 北京理工大学宇航学院力学系, 北京 100081

<sup>2</sup> 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016

**摘 要** 张阿舟先生是我国著名的航空工程专家、固体力学家、教育家. 在 20 世纪后半叶, 尤其是在新中国工业化初期的艰苦条件下, 他面向我国航空工业发展需求, 攻坚克难、培养后学, 取得了突出成就. 本文全面回顾张阿舟先生的学术生涯, 介绍他在飞机结构强度、结构动力学、工程动力学反问题三个领域的主要学术贡献, 归纳他的治学特点. 文中介绍了张阿舟先生的航空报国情怀, 以丰富的事例说明: 他在主持新中国第一架飞机静力试验研究中发挥了核心作用, 在开拓我国飞机结构静/动强度等研究领域发挥了引领作用, 在培养航空、力学领域的优秀人才中发挥了重要指导作用.

**关键词** 固体力学, 结构动力学, 结构强度, 飞行器设计, 航空工业

中图分类号: O32 文献标识码: A DOI: [10.6052/1000-0992-21-018](https://doi.org/10.6052/1000-0992-21-018)

收稿日期: 2021-04-10; 录用日期: 2021-04-26; 在线出版日期: 2021-05-27

\* E-mail: [hhyae@nuaa.edu.cn](mailto:hhyae@nuaa.edu.cn)

引用方式: 胡海岩, 王立峰. 新中国航空事业的先驱者——张阿舟. 力学进展, 2021, 51(2): 386-405

Hu H Y, Wang L F. A pioneer of aeronautics in new China — Zhang Azhou. *Advances in Mechanics*, 2021, 51(2): 386-405

© 2021 《力学进展》版权所有

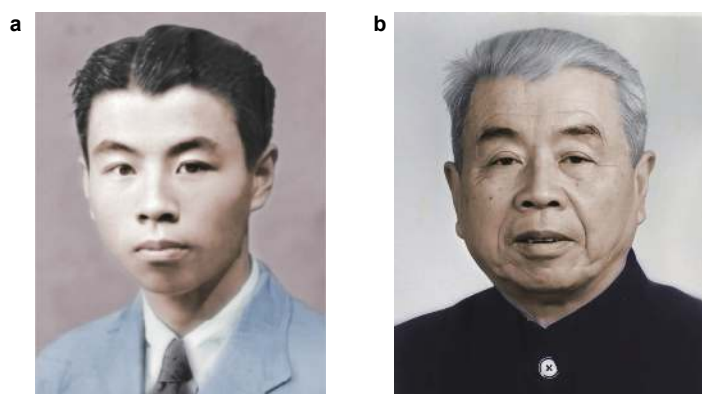


图1

张阿舟先生. (a) 1941年在国立中央大学, (b) 2000年在南京航空航天大学

## 1 引言

1903年,人类首次实现有动力飞行,由此引发了航空工业、航空科技、航空教育的飞速发展.然而,这一切仅仅发生在少数几个工业发达国家.在积贫积弱的中国,不论是自行设计与制造飞机,还是建立支撑飞机设计和制造的工业、科技、教育基础,都还是部分仁人志士的梦想.国家虽有若干培养航空人才、自行制造飞机的艰辛探索,但多因战乱而中止.

1949年,新中国的成立,使我国航空工业、航空科技、航空教育步入了正规化发展时期.此时,一批在欧美国家留学的青年学子,克服重重困难回到祖国,投身于新中国的航空事业.他们与我国一代代航空人共同努力,很快就结束了国家不能制造飞机的历史,并将我国航空工业发展为国家的战略性支柱产业.在他们中,有一位令人尊敬的新中国航空事业的先驱者,他就是张阿舟先生(图1).

1920年,张阿舟先生出生于江苏省丹阳县.青少年时代,他亲眼目睹了国家贫穷落后、受人侵略的惨景,立志要通过科技救国、航空报国.1937年夏,国立中央大学设立航空工程系,他怀着航空报国情怀成为该系培养的第一届学生.1941年夏,他毕业后留校担任航空工程系助教,后任昆明中央机器厂、中央航空研究院的助理工程师,主要从事滑翔机的设计和制造.

1944年,张阿舟先生以优异成绩通过庚子赔款留学考试,赴英国布里斯托(Bristol)大学深造(图2),师从A. G. Pugesley爵士和A. R. Coolar教授.他的两位指导教师分别是著名的飞机结构强度专家、结构颤振分析专家,均当选为英国皇家学会院士,并先后担任英国皇家航空学会主席.1947年,张阿舟先生获得科学硕士学位后,经导师推荐到布里斯托飞机制造厂的研究与发展部工作.他充分利用这个机会了解英国航空工业的发展趋势,为攻读博士学位搜集技术资料.1948年,他回到布里斯托大学继续深造,并于1949年12月通过答辩,获得哲学博士学位.

1950年1月,张阿舟先生在新中国驻英工作人员的安排下回到祖国.他先到国家重工业部报到工作,然后被派遣到国营320厂(现江西洪都航空工业集团有限责任公司)任主工程师,投身新中国的航空工业建设.1955年,他在完成新中国第一架飞机制造工作后,调入南京航空学院(现南



图 2

1945—1949 年张阿舟先生在英国布里斯托大学

京航空航天大学, 简称南航) 任二级教授, 从事航空科技领域的人才培养和科学研究(钱伟长和郑哲敏, 2014).

在 20 世纪 50 年代(以下涉及年代时将不再赘述 20 世纪), 张阿舟先生是我国工科高校中为数不多具有丰富工程研究经历的教授. 他不仅为飞机设计、直升机设计专业的学生开设了十多门主干课程, 而且担任南航科学研究部主任, 大力推动学校的教育教学与学术研究并重发展, 带领青年教师创建实验室, 从事科学研究. 改革开放后, 他曾担任副校长、校学术委员会主任, 负责学校的科学研究工作, 为建设研究型大学做出了重要贡献.

1962 年, 张阿舟先生被教育部批准为研究生指导教师, 在飞机结构强度领域培养研究生. 1981 年, 他被国务院学位委员会批准为我国固体力学学科的首批博士生导师, 在飞机结构振动领域培养博士研究生(图 3). 他带领青年教师为遴选研究生考试出题, 精心设计培养方案, 制定了包括课程学习—选题报告—开题报告—中期检查—学位答辩等环节的培养制度. 他高度重视培养博士研究生的选题能力, 要求博士研究生必须通过阅读文献和企业调研, 提出两个以上拟研究的问题. 根据选题报告会上多位研究生指导教师的意见, 遴选出主攻的问题. 在后续各阶段, 他认真聆听研究生的研究进展, 指出存在的问题, 启发研究生寻找解决问题的办法. 他既善于从理论高度引导研究生从工程中凝练科学问题, 又善于从工程角度指出研究生在理论研究中的不足之处.

张阿舟先生先后培养了近 30 名青年教师、博士和硕士, 其中大部分成长为我国力学、航空、机械等领域的优秀人才. 例如, 自 1962 年起协助他从事研究的青年教师赵淳生, 在机械振动和精密驱动领域取得一系列重要的技术发明, 于 2005 年当选为中国科学院院士. 又如, 1988 年在他指导下获得固体力学博士学位的胡海岩, 在飞行器结构的非线性动力学与控制领域取得重要进展, 于 2007 年当选为中国科学院院士. 再如, 1993 年在他指导下获得固体力学博士学位的向锦武, 作为总设计师主持研制成功多型无人驾驶飞机, 于 2019 年当选为中国工程院院士.

张阿舟先生非常关心国家的前途与命运, 在老一辈学者中堪称楷模. 他曾任第三、五、六、



图 3

1983 年张阿舟先生在南航指导博士研究生

七、八届全国人大代表。他每年出席“两会”回来,除了向师生们传达会议精神外,还与青年教师、研究生交流大会期间所了解国家改革发展重大方针政策,希望青年学子能够主动思考相关问题,将人生理想与国家发展紧密结合。1987 年 5 月,张阿舟先生加入中国民主建国会,并任民建南航支部首届主任委员。作为一名民主党派人士,他始终坚决拥护中国共产党的领导,以强烈的责任感和使命感投身于祖国的航空事业,并作出了重要贡献。1986 年 7 月,他与其他几位著名学者联名向党中央呈送建议书《千方百计尽早提供和使用国产干线飞机》,提议国家汇聚力量发展自己的干线飞机。1991 年 3 月,他还在全国人大七届四次会议上,带领 110 名代表联名提出关于制定我国航空工业振兴法的议案。

张阿舟先生是我国飞机结构强度和振动研究的先驱者之一。20 世纪下半叶,他在我国的飞机结构静/动强度、振动环境工程等领域发挥了重要引领作用。他在加强薄板的二元理论、柔框机身应力分析、飞机机身大开口静力试验等飞机结构强度理论和试验研究方面取得重要进展;在连续质量有限元素法、复模态理论、振动参数识别、结构故障监测和诊断等结构动力学理论与应用研究方面做出重要贡献。本文简要回顾张阿舟先生的若干学术研究,展现他作为航空工程学家、固体力学家所践行的工程科学思想,以及他的航空报国情怀。

## 2 开拓我国飞机结构静强度研究

张阿舟先生的学术生涯始于大学毕业后从事滑翔机设计和制造。1945 年—1965 年,他主要从事飞机结构静强度的理论与实验研究,是我国飞机结构静强度研究领域的主要开拓者之一。

在该研究领域,张阿舟先生的治学特点可归纳为:面向航空工业发展需求,践行工程科学思想;从复杂工程问题中梳理出关键因素、主要矛盾,建立简化的力学模型,通过解析方法获得工程问题的近似解,设计和完成实验/试验验证,修正和完善力学模型和分析结果,直到彻底解决工程问题。

### 2.1 主持新中国第一架飞机静力试验

1952 年,国营 320 厂根据维修苏联雅克 18 双座教练机积累的经验,开始试制新中国第一架飞机——CJ-5 双座教练机。当时,我国航空工业建设刚刚起步,苏联未提供该飞机的设计资料,



图 4

1954 年张阿舟先生在国营 320 厂主持完成的 CJ-5 飞机机翼强度试验

采用国产材料和工艺制造的飞机结构强度是否满足要求, 必须通过结构静力试验的考核. 当年, 这是我国航空工业的空白, 技术难度和风险都很大.

1952 年 9 月, 张阿舟先生被任命为设计科总工程师, 主持创建我国第一个飞机静力实验室, 并开展我国首次飞机静力试验工作. 当时, 他才 32 岁, 而他所带领的工程技术人员还从未见过飞机结构静力试验. 张阿舟先生既是飞机静力试验的总指挥, 又是克坚攻难的主攻手, 还是全体参试人员的指导教师. 一方面, 他主持编写《设计员手册》, 培训工程技术人员和工人. 另一方面, 他制定飞机结构静力试验方案, 带领团队在一个简陋的厂房中建设飞机静力试验系统, 制造了承力支架、加载设备、测力计、辅助设备等, 并负责安装和调试全套试验设备. 1954 年 4 月, 飞机静力试验系统基本建成. 他带领团队攻克了飞机机翼结构的静力试验 (图 4) 等关键技术难题, 仅用两个多月就圆满完成了部件静力试验、全机静力试验, 为后续的 CJ-5 飞机试飞工作奠定了最关键的技术基础.

1954 年 7 月起, CJ-5 飞机试制工作进入试飞阶段. 张阿舟先生多次登机参加试飞, 减轻试飞员的心理压力, 亲自体验和纪录了最大平飞速度、最大升限等飞行性能. 经过一系列飞行试验后, 国家试飞委员会认定: “CJ-5 飞机性能符合技术要求, 可以进行成批生产, 提供空军训练使用”. 至此, 我国结束了不能自行制造飞机的历史. 7 月 28 日, 新华社发布新闻《我国自制飞机成功》. 8 月 1 日, 毛泽东主席签发嘉勉信, 祝贺新中国第一架飞机研制成功. 半个多世纪以来, CJ-5 飞机一直是我国培养飞行员的初级教练机 (图 5).

张阿舟先生由于在该飞机试制工作中的突出贡献, 荣获第壹号特等功证书 (图 6). 张阿舟先生主持的这项工程研究, 开创了我国飞机结构静力试验的先河, 奠定了我国飞行器静强度试验的基础. 这不仅为 CJ-5 飞机的试飞鉴定提供了科学数据, 而且为此后的飞机研制试验工作提供了极为宝贵的经验.

## 2.2 提出飞机结构强度分析新方法

张阿舟先生主持新中国第一架飞机静力试验的成功, 不仅源自他在中国、英国航空企业工作期间积累的工程经验, 还源自他的扎实理论功底、对飞机结构强度问题的长期研究, 以及他擅





图 5

2012 年 CJ-5 飞机在珠海航展进行飞行表演



图 6

1954 年张阿舟先生在新中国第一架飞机试制中荣获第壹号特等功奖状

长理论与实验相结合的治学风格。

张阿舟先生在英国攻读硕士、博士学位期间, 正值二战后欧美国家的民用航空工业大发展时期. 当时, 人类尚不具备大规模数值计算能力, 对航空结构进行强度分析主要依靠结构设计人员提出的各种简化力学模型和解析方法. 他的两位导师都曾长期在英国航空研究院工作, 既具有深厚的力学、数学基础, 又擅长理论联系实际, 对他产生了重要影响. 1946 年—1947 年, 他根据英国研制大展弦比机翼的需求, 研究了高度削尖并后掠的薄壁机翼结构扭转强度问题. 他设计缩比实验来测量结构扭转变形, 提出分析扭转变形的近似方法, 完成了硕士论文“薄壁削尖机翼的扭转”. 这项研究具有明确工程背景, 理论与实验相互结合, 为他此后从事飞机结构强度研究奠定了学术基础.

1948 年, 张阿舟先生在布里斯托飞机制造厂工作期间, 了解到英国在设计世界上最大的运输机 Brabazon I 时, 遇到在飞机机体上设置大开口舱门的结构强度问题. 当时, 半硬壳式结构正在飞机上被广泛采用, 迫切需要对这类结构进行应力分析来指导结构设计. 在计算力学诞生之前,

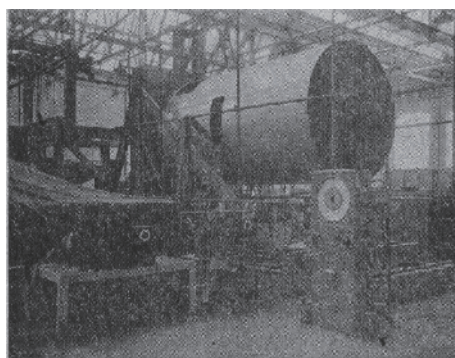


图 7

1949年张阿舟先生在英国完成的飞机机身大开口静力试验 (张阿舟 1958)

这无疑颇具挑战. 他以此作为博士学位论文选题, 进行了探索. 1949年, 他完成博士学位论文“半硬壳机身大开口的应力分析”, 提出了一套处理复杂不连续弹性结构的应力分析方法.

在该研究中, 张阿舟先生由简入繁, 先从正交加强薄壁结构的应力分析入手. 他在均匀各向同性薄板的弹性力学二元理论基础, 提出将正交加强的薄壁结构简化为等效的正交异性均匀薄板, 建立如下控制方程

$$\left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{1}{k_1^2} \frac{\partial^2}{\partial y^2}\right) \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{1}{k_2^2} \frac{\partial^2}{\partial y^2}\right) \varphi(x, y) = 0 \quad (1)$$

其中,  $\varphi(x, y)$  是应力函数,  $k_1$  和  $k_2$  是由加强结构沿着  $x$  和  $y$  两个方向相对比例决定的无量纲结构常数. 他建立了完整的薄壁结构二元理论及其解法, 得到其复应力函数解的一般形式为

$$\varphi = f_1(x + ik_1y) + f_2(x - ik_1y) + g_1(x + ik_2y) + g_2(x - ik_2y) \quad (2)$$

其中,  $i \equiv \sqrt{-1}$ ,  $f_r, g_r, r = 1, 2$  为光滑实函数. 由此得到的式 (2) 可用于描述多种形式的加强薄壁结构 (Chang 1950).

随后, 张阿舟先生转入研究圆筒形半硬壳机身的应力分析. 他根据在中国、英国航空企业中积累的工程经验, 对圆筒形机身结构部件连接方式等进行定性分析和力学简化, 使其可采用上述正交加强薄壁结构的二元理论进行研究. 在此基础上, 他凭借扎实的数学基础, 研究计算中出现的非一致收敛和非收敛级数解, 解决了求和问题. 由此, 他提出了半硬壳式大开口机身应力分析方法, 其理论计算结果得到了全尺寸静力实验 (图 7) 结果的证实. 该研究结果是 40 年代末航空薄壁结构应力分析的重要研究进展.

张阿舟先生回国后, 尤其是他调入南航任教后, 深入研究我国飞机结构设计中遇到的各种静强度问题. 50 年代中期至 60 年代中期, 他作为独立作者或第一作者, 发表了 10 余篇有关飞机结构静强度的研究论文, 提出一系列飞机结构强度计算原则和方法, 包括等跨距等截面连续梁的差分方程法、弹性支座等跨距等截面连续梁的差分方程法、圆环的傅里叶级数解法、柔框机身应力分析、机身大开口静力试验等.

当时的南航刚由专科学校升格为本科院校, 师资力量非常薄弱, 几乎没有研究条件. 他和从

美国加州理工学院归国的著名力学家范绪箕先生一起, 指导青年教师开展科学研究. 尤为重要的是, 他们为南航制定了具有前瞻性的科学研究规划, 共同创建了飞机结构强度、空气动力学、无人驾驶飞机等多个领域的研究型实验室, 为学校的力学学科、航空宇航科学与技术学科后续发展奠定了坚实基础, 使学校迅速发展成为全国重点大学, 并逐步进入研究型大学行列.

### 3 开拓我国飞机结构动力学研究

60年代初, 张阿舟先生根据我国航空科技发展需求, 开始研究飞机结构振动问题. 在当时“一穷二白”的条件下, 他带领助手赵淳生、研究生李岳锋研究结构振动问题, 自行研制振动测试设备. 即使在“文革”那样的困难时期, 他也坚持学术研究. 十年浩劫结束后, 他领导创建了我国高校中最早的振动研究室, 设置了结构动力学分析、结构振动测试与辨识、振动控制、随机振动、非线性振动等研究方向. 该研究室很快发展成为振动工程研究所, 为后来建设成为我国飞行器结构动力学领域唯一的国家重点实验室奠定了重要基础.

在该研究领域, 张阿舟先生的治学特点可归纳为: 宁静致远, 从深刻理解基本概念、深入研究基本理论、扎实开展基本实验做起, 一步一个脚印; 与此同时, 瞄准我国航空科技和工业的未来发展需求, 开展前瞻性的理论、计算和实验研究.

#### 3.1 发展和完善结构振动理论

在60年代初, 西方学者对结构振动的研究已有百年以上历史, 许多名著也有了中译本. 但张阿舟先生历来高度重视基本概念和基本理论, 不唯书本, 只求真理.

例如, 张阿舟先生与研究生李岳锋联合发表的第一篇振动研究论文题为“频率辨”(张阿舟和李岳锋 1964). 他们针对最经典的单自由度线性阻尼系统, 非常细致地分析了固有频率、自由振动频率、各种共振频率之间的差异, 指出如下关系

$$\omega_{ad} < \omega_n < \omega_0 = \omega_{av} = \omega_{ap} < \omega_{aa} \quad (3)$$

其中,  $\omega_0$ 为系统的固有频率,  $\omega_{av}$ 为速度振幅共振频率,  $\omega_{ap}$ 为相位共振频率,  $\omega_n$ 为阻尼自由振动频率,  $\omega_{ad}$ 为位移振幅共振频率,  $\omega_{aa}$ 为加速度振幅共振频率. 该文从理论上澄清了这些频率的含义和特定的界限. 多年后, 张阿舟先生主持和审定国家标准时, 还以此澄清了若干模糊概念.

自70年代后期起, 张阿舟先生重点关注基于多自由度离散系统描述的飞行器结构动力学问题, 尤其是线性阻尼系统振动问题. 在早期的结构动力学研究中, 人们假定结构具有比例阻尼, 即结构动力学问题可用结构固有振型进行解耦. 然而, 航空界为了降低飞行器结构的振动水平, 在结构中大量配置黏弹性阻尼材料和阻尼器, 导致结构阻尼矩阵不再满足比例阻尼条件. 此时, 经典的结构振动模态分析方法出现若干问题. 虽然欧美学者对此开展了研究, 但当时国内学术界尚处于非常封闭的状态.

张阿舟先生、朱德懋教授、研究生倪金福等深入研究线性阻尼系统的动力学问题, 发展和完善了复模态理论. 他们考察具有 $n$ 个自由度的线性黏性阻尼系统, 将其自由振动问题表示为 $2n$ 维状态空间中由对称矩阵描述的如下一阶常微分方程组



$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{y}}(t) + \mathbf{B}\mathbf{y}(t) = \mathbf{0} \quad (4)$$

其中

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & \mathbf{M} \\ \mathbf{M} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{K} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & -\mathbf{M} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \dot{\mathbf{x}}(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

在式(5)中,  $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{K}$ 和 $\mathbf{C}$ 分别为对称的质量矩阵、刚度矩阵和阻尼矩阵,  $\mathbf{x}(t)$ 为 $n$ 维的系统位移向量. 式(4)的解形如 $\mathbf{y}(t) = \boldsymbol{\varphi} \exp(\lambda t)$ , 将其代入式(4)得到 $2n$ 维对称矩阵的广义特征值问题, 即

$$(\lambda \mathbf{A} + \mathbf{B})\boldsymbol{\varphi} = \mathbf{0} \quad (6)$$

对于欠阻尼系统, 由式(6)可得到 $2n$ 个复特征值和复特征向量, 记为 $\lambda_r, \boldsymbol{\varphi}_r, r = 1, 2, \dots, 2n$ . 上述复特征值、复特征向量可理解为对线性比例阻尼系统模态参数的推广, 相应的振动理论称为复模态理论.

张阿舟先生等全面研究了复模态问题, 证明: 复模态具有复共轭性, 非同步的衰减性, 解耦性和正交性. 他们发现并证明, 复模态正交性具有如下规律: 复特征向量关于矩阵 $\mathbf{B}$ 加权正交性的物理意义是, 系统的动势 (Lagrange 函数) 为各阶纯模态振动的动势之和; 复特征向量关于矩阵 $\mathbf{A}$ 加权正交性的物理意义是, 系统动势的变化为各阶纯模态振动的阻尼导致系统动势变化之和. 更进一步, 他们对系统强迫振动响应, 包括脉冲响应、传递函数和频响函数等都作了深入分析. 他们指出: 虽然系统脉冲响应矩阵 $\mathbf{h}(t)$ 具有因果性 (即 $\mathbf{h}(t), t \leq 0$ ), 对应各阶实模态的脉冲响应矩阵满足 $\mathbf{h}_r(0) = \mathbf{0}, r = 1, 2, \dots, 2n$ , 但对应各阶复模态的脉冲响应矩阵 $\mathbf{h}_r(0) \neq \mathbf{0}, r = 1, 2, \dots, 2n$ ; 并将其作为度量复模态偏离实模态的程度.

上述研究系统地解释了一般黏性阻尼系统的振动现象, 纠正了国内外学术界长期流行的若干错误概念和模糊认识, 为我国的结构动力学分析、结构模态参数辨识等研究提供了理论基础. 他们的代表性论文“阻尼系统的振动分析” (张阿舟和朱德懋 1984), 在振动工程界产生了重要学术影响.

### 3.2 提出弹性-黏弹性复合结构动力学分析方法

80年代中期, 张阿舟先生、朱德懋教授指导博士生陈前、陈国平开展弹性-黏弹性复合结构动力学研究. 他们基于线性黏弹性理论描述黏弹性阻尼层, 将复合结构离散为具有 $n$ 个自由度的有限元模型, 建立了如下微分-卷积型动力学方程

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \int_0^t [\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_v G(t-s)] \dot{\mathbf{x}}(s) ds = \mathbf{f}(t) - [\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_v G(t)] \mathbf{x}(0) \quad (7)$$

其中,  $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{K}_e$ 和 $\mathbf{K}_v$ 分别是结构质量矩阵、结构弹性区域的刚度矩阵、结构黏弹性区域的刚度矩阵, 它们均为对称矩阵;  $\mathbf{x}(t)$ 是结构位移向量,  $\mathbf{f}(t)$ 是外激励向量;  $G(t)$ 为黏弹性材料的松弛函数. 若采用标准流变学模型描述松弛, 可将 $G(t)$ 表示为

$$G(t) = a_0 + \sum_{r=1}^m a_r \exp(-b_r t) \quad (8)$$

其中,  $a_0, a_r, b_r > 0, r = 1, 2, \dots, m$ 是由黏弹性材料试验数据拟合得到的系数. 定义增广状态空间

并采用符号  $*$  表示时间区间  $[0, t]$  上的卷积, 可将式 (7) 改写为如下线性常微分方程组

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{y}}(t) + \mathbf{B}\mathbf{y}(t) = \mathbf{F}(t) \quad (9)$$

其中,

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & -\mathbf{K}_e - a_0\mathbf{K}_v & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -a_1\mathbf{K}_v & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & -a_m\mathbf{K}_v \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{K}_e + a_0\mathbf{K}_v & a_1\mathbf{K}_v & \cdots & a_m\mathbf{K}_v \\ \mathbf{K}_e + a_0\mathbf{K}_v & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & \mathbf{0} \\ a_1\mathbf{K}_v & \mathbf{0} & -a_1b_1\mathbf{K}_v & \cdots & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_m\mathbf{K}_v & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \cdots & -a_mb_m\mathbf{K}_v \end{bmatrix} \\ \mathbf{y}(t) &= [\dot{\mathbf{x}}^T(t) \quad \mathbf{x}^T(t) \quad \exp(-b_1t) * \dot{\mathbf{x}}^T(t) \quad \cdots \quad \exp(-b_mt) * \dot{\mathbf{x}}^T(t)]^T \\ \mathbf{F}(t) &= [\mathbf{f}^T(t) - \mathbf{x}^T(0)[\mathbf{K}_e + \mathbf{K}_v\mathbf{G}(t)] \quad \mathbf{0}^T \quad \mathbf{0}^T \quad \cdots \quad \mathbf{0}^T]^T \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

他们根据矩阵  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  的对称性, 指出复合结构的模态包括  $n$  对复共轭的“振动模态”和  $m$  个随时间延长而衰减的“蠕变模态”, 并证明蠕变模态对复合结构动响应的贡献很小. 在此基础上, 构建了完整的复合结构模态特性分析、动响应计算方法 (Chen & Zhu 1990). 由于黏弹性材料被广泛用于飞行器结构的减振降噪, 上述复合结构模态理论和计算方法为飞行器结构的动态分析和设计提供了有效手段.

### 3.3 提出连续质量有限元方法

自 50 年代起, 力学与计算技术相互结合, 催生了计算力学学科, 而该学科最重要的成果是有限元法. 在计算固体力学从静态走向动态的发展过程中, 自然遇到如何处理结构动力学中的惯性效应问题. 在传统有限元法中, 或是将结构质量聚集到有限元节点上, 形成对角质量矩阵; 或是假定位移形函数, 利用变分原理推导出结构的质量矩阵. 然而, 基于上述质量矩阵的计算结果难以描述结构动力学响应的高阶模态; 即使对于低阶模态, 计算得到的动应力误差也很大.

80 年代初, 在我国力学界学习和推广有限元法的过程中, 张阿舟先生敏锐地发现上述问题. 他与助手林佳铨共同提出了连续质量有限元法. 以高度和宽度均呈线性变化的矩形截面梁为例, 其沿轴向坐标  $x \in [0, L]$  的弯曲振动位移可表示为

$$w(x, t) = \bar{w}(x) \exp(i\omega t) \quad (11)$$

他们摒弃传统有限元法对聚集质量、位移形函数的假设, 将梁的振动形态  $\bar{w}(x)$  表示为

$$\left. \begin{aligned} \bar{w}(x) &= \frac{1}{s} [\mathbf{J}_2(\lambda\sqrt{s}) \quad \mathbf{Y}_2(\lambda\sqrt{s}) \quad \mathbf{I}_2(\lambda\sqrt{s}) \quad \mathbf{K}_2(\lambda\sqrt{s})] \mathbf{q} \\ \mathbf{q} &= [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

其中,  $s = 1 + (\alpha - 1)x/L$ ,  $\lambda = 2\kappa L/(\alpha - 1)$ ,  $\alpha$ 为梁的截面尺寸变化率,  $L$ 是梁的长度,  $\kappa$ 是振动波数,  $J_2$ ,  $Y_2$ ,  $I_2$  和  $K_2$ 是第二阶 Bessel 函数,  $\mathbf{q}$ 是节点位移向量. 基于式 (12), 可精确描述梁的惯性力分布, 建立包含结构惯性效应的“动刚度矩阵”, 进而正确描述结构在宽频带中的动力学问题 (张阿舟和林佳铨 1985). 他和助手针对具有等截面、线性变截面的一维结构 (包括杆、轴、梁), 建立了有限元动刚度矩阵, 并成功应用于直升机旋翼动力分析. 连续质量有限元法克服了经典有限元法用聚集质量、假定位移函数处理惯性问题的弊端, 可计算结构在高频振动下的位移函数、计算结构动应力, 获得动力学问题的高精度数值解.

### 3.4 提出局部非线性结构动力学分析方法

在飞行器工程中, 存在许多由线性子结构和轻质非线性连接件组合而成的局部非线性结构. 例如, 由飞机机翼 + 非线性隔振器 + 发动机所组合成的局部非线性结构. 这类局部非线性结构的动力学建模和分析比较困难. 80 年代中期, 在张阿舟先生与助手李岳锋指导下, 博士生胡海岩基于工程科学思想研究了这类局部非线性结构的动力学问题. 他们采用实验方法建立非线性连接件的本构关系, 采用单位脉冲响应函数描述线性子结构的动力学行为, 通过界面协调关系建立局部非线性结构的积分型动力学方程组, 系统研究了这类结构的非线性动力学行为 (Hu et al. 1990).

以图 8 所示的局部非线性结构为例, 它由两个线性子结构 A 和 B 与非线性连接件 G 组合而成. 记线性子结构 A 和 B 在连接自由度集合 I 和 J 上的单位脉冲响应矩阵分别为  $\mathbf{h}_{II}(t)$  和  $\mathbf{h}_{JJ}(t)$ , 它们在组合前后的相对位移向量分别为  $\mathbf{z}'(t)$  和  $\mathbf{z}(t)$ . 根据界面协调关系, 可建立如下非线性卷积方程组

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{z}(t) &= \int_0^t \dot{\mathbf{z}}(s) \mathrm{d}s \\ \dot{\mathbf{z}}(t) &= - \int_0^t \dot{\mathbf{q}}(t-s) \mathbf{g}(\mathbf{z}(s), \dot{\mathbf{z}}(s), s) \mathrm{d}s + \dot{\mathbf{z}}'(t), \quad \mathbf{q}(t) \equiv \mathbf{h}_{II}(t) + \mathbf{h}_{JJ}(t) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

其中,  $\mathbf{g}(\mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, t)$  为非线性连接件的本构关系向量. 对于图 8 所示由钢丝绳制成的连接件, 其钢丝绳间摩擦导致连接件的动态变形呈现自锁-滑移, 具有复杂的非线性记忆特性, 他们通过实验数据拟合得到分段多项式来近似描述  $\mathbf{g}(\mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, t)$ .

对具有黏性阻尼的线性子结构, 式 (13) 中的卷积核向量  $\mathbf{q}(t)$  可表示为复指数函数向量的线性组合. 由此, 可将式 (13) 转换为一组非线性常微分方程组, 其未知量为两个线性子结构间的模态相对位移  $\mathbf{q}_r(t)$ ,  $r = 1, 2, \dots, n$ . 该微分方程组的规模取决于对接自由度数  $I$  和子结构低阶模态阶数  $n$  的乘积. 由于它是标准的一阶常微分方程组, 因此可用数值积分来计算局部非线性结构的动力学问题. 在此基础上, 还可将上述方法拓展到局部非线性结构的随机振动分析、动力学设计中的再分析等.

### 3.5 发展振动环境研究方法

70 年代中期, 针对我国自行研制 Y-10 大型客机的需求, 张阿舟先生与助手叶亚水等研究了飞机的对称着陆冲击响应分析问题 (张阿舟和叶亚水 1978). 他们将随机过程经统计转化为确定性问题, 考虑了机轮起转、起落架弹性回弹等主要因素, 建立了简化的动力学模型和计算方法,

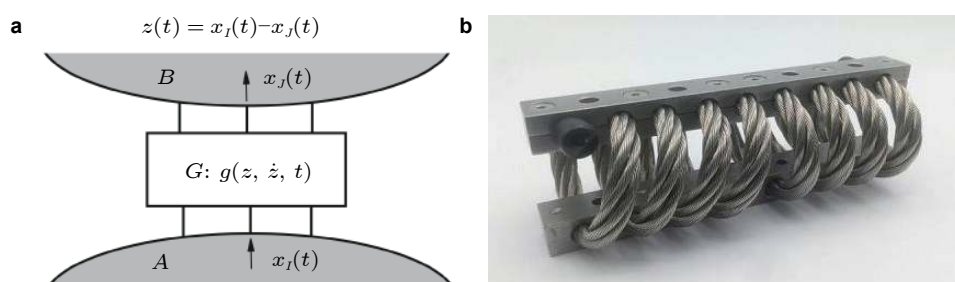


图 8

含非线性连接的组合结构. (a) 示意图, (b) 非线性连接件  $G$

计算获得了飞机对称着陆过程的动响应时间历程. 该研究回答了当时我国航空界尚不理解的若干动力学问题, 为起落架减振器设计、起落架和机体结构的强度计算、舱内振动环境评估提供了依据.

80 年代初期, 张阿舟先生与助手张曾锴、博士生刘明治等研究喷气噪声、附面层压力波动引起的飞行器结构动力响应 (张阿舟 1980, 1982). 他们在国内率先研究结构的宽带随机响应统计能量法, 提出了非保守耦合系统统计能量关系与宽带随机响应预估基本方程, 以及结构统计能量参数识别方法.

80 年代中期, 张阿舟先生在上述研究基础上, 带领部分中青年学者将我国航空工业领域对振动环境的研究成果总结为专著 (张阿舟和张克荣 1986), 有力推动了我国各类飞行器振动标准的制定和实施.

## 4 开拓我国工程动力学反问题研究

在我国工程高校的同代学者中, 张阿舟先生是为数不多具有丰富工程经验的教授. 他经常应邀主持航空工程领域的项目评审、技术咨询, 领导制订了我国的飞机、直升机结构强度规范、振动标准. 他所涉及的这些工程问题往往属于工程动力学的反问题. 第一类反问题是, 已知系统的输入 (动载荷) 和输出 (动响应), 辨识系统模型或设计系统; 第二类反问题是, 已知系统的模型和输出 (动响应), 辨识系统的输入 (动载荷). 因此, 他自 60 年代起带领助手和研究生较为系统地开展了工程动力学反问题研究, 是我国在该研究领域的主要开拓者之一.

在该研究领域, 张阿舟先生的治学特点是: 根据航空工程需求, 提出和凝练各种动力学反问题; 高度重视实验研究对解决反问题的基础性作用, 自主研发高水平的实验平台和测试系统; 积极推动结构动力学、空气动力学、自动控制理论、计算技术等学科的交叉融合, 力求实现工程结构从设计研制到使用维护的全过程“动态化”, 即动态建模、动态分析、动态设计、动态控制、动态监测和诊断.

### 4.1 指导开展振动系统辨识研究

张阿舟先生很早就认识到, 基于力学理论所建立的飞行器结构动力学模型引入了许多假设,

无法满足航空工程界日益提高的精细化需求,必须通过振动实验获得结构的固有频率、固有振型、阻尼比等信息,进而修正理论模型.

早在 60 年代初,张阿舟先生就带领青年教师、研究生从事结构振动实验/试验研究.他们在一穷二白的条件下,自行研制实验设备;从最基本的结构振动实验/试验做起.例如,他指导研究生李岳锋进行了多种形状的悬臂薄板振动试验,获得丰富的固有振动信息,为研究小展弦比机翼、导弹舵面的近似计算提供了验证依据.又如,他指导助手赵淳生研制电磁式激振器和功率放大器,不仅满足了实验需求,还在国内多家工厂定点生产,推动了国内众多单位开展振动实验研究.

70 年代后期,张阿舟先生指导助手、研究生研究基于实测输入、输出数据的结构动力学建模方法.他们在消化国外文献的基础上,根据我国航空工业需求,开展结构频响函数测试方法、时域/频域的结构模态参数识别方法等研究,并在研究中逐步形成学术团队(张阿舟和张令弥 1983).张阿舟先生领导团队发展了基于适调多点激励的模态参数识别法,提出了多点全相干激励下的频响函数矩阵测试方法、多输入/多输出系统模态参数频域识别法、基于卡尔曼滤波的模态参数识别法、双递推最小二乘模态识别法等.

例如,在飞机全机这类大型结构的振动实验中,必须用多个激振器同时对结构施加激励(简称多点激励),方可激发结构在给定频带内的各阶共振,获得频响函数矩阵并识别结构模态参数.然而,当时国内尚不具备开展上述研究的动态测试设备和数据处理设备.张阿舟先生带领团队通过自行研制设备和引进部分设备相结合的途径,研究多点激励的结构振动测试和模态辨识技术.

70 年代末,张阿舟先生带领助手赵淳生等研究基于适调多点激励来识别结构振动模态的方法.他根据式(3)中的 $\omega_0 = \omega_{ap} = \omega_{av}$ ,指出在基于频响函数识别模态参数时,采用振动系统的速度频响函数比采用位移频响函数或加速度频响函数更为准确,所识别的模态参数具有更高精度.他进一步导出,振动系统的理想纯模态判据为

$$\phi_i = 0 \quad \leftrightarrow \quad \operatorname{Re}(V_i) \rightarrow \max, \quad \operatorname{Im}(V_i) = 0 \quad (14)$$

在式(14)中, $V_i$ 为结构上任意测点的振动幅值, $\phi_i$ 为 $V_i$ 所对应的振动相位.由于在实验中式(14)难以实现,各国都采用一些近似判据(赵淳生 1981),他建议我国采用

$$R \equiv \sum_{i=1}^n |V_i \sin \phi_i| \rightarrow 0 \quad (15)$$

在他的上述理念指导下,赵淳生等研制了我国首套适调多点激振测试系统(图 9).此后,该系统被成功应用于我国 CZ-2 系列运载火箭、J-8 系列歼击机、Y-12 运输机、CK-2 无人驾驶靶机、Z-8 直升机的全机地面振动试验,还被应用于机械、车辆等多种民用产品的振动试验.

进入 80 年代后,随着数字信号处理技术的发展,欧美学者提出采用多点随机激励来获得结构频响函数矩阵.该方法要求,输入到各激振器的随机信号彼此不相干.随着激振器数量增加,生成不相干随机信号的难度增大,需要依赖进口的多输入-多输出动态测试和分析系统.张阿舟先生领导团队开展独立自主的研究,助手李岳锋等提出了新的多点激励方法.他们将基于实测数据反求的结构频响函数矩阵 $\mathbf{H}(\omega)$ 表示为

$$\mathbf{H}(\omega) = \mathbf{X}(\omega) \mathbf{F}^{-1}(\omega) \quad (16)$$





图 9

1985 年在南航研制成功的我国首套适调多点激振测试系统



图 10

1986 年在南航完成的 CK-2 无人驾驶靶机的多点全相干激励振动试验

其中,  $\mathbf{X}(\omega)$  是结构响应频谱矩阵,  $\mathbf{F}(\omega)$  是可逆的激振力频谱矩阵. 他们指出, 为了保证矩阵  $\mathbf{F}(\omega)$  可逆, 只需将单个正弦激励  $f_0 \sin(\omega t)$  的幅值作调整, 形成激振力矩阵  $\mathbf{f}(t) = \mathbf{F} \sin(\omega t)$ , 其中幅值矩阵  $\mathbf{F}$  可逆. 以图 10 所示 CK-2 无人驾驶靶机的地面振动实验为例, 在飞机头部、尾部和两个机翼上布置四点激励, 以下几个可逆矩阵  $\mathbf{F}$  均可作为激励幅值配置方案

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & -1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}, \quad \dots \quad (17)$$

这是与西方学者的理念完全不同的全相干、确定性激励. 实验结果证明, 该方法获得的频响函数完全正确, 而且通过正弦慢扫描激励, 可获得比随机激励更为精准的结构频响函数矩阵和模态参数. 该方法被成功地应用于我国研制的 CK-2 无人驾驶靶机、L-8 教练机的全机地面振动试验, 并被推广到我国多个航空研究所.

80 年代末, 张阿舟先生主编的《振动数字信号处理程序库》、审定周传荣和赵淳生 (1989) 编著的《机械振动参数识别及其应用》是上述研究成果的总结. 他领导团队提出的上述方法和

技术被集成到多套振动测试和分析系统中,成功地应用于我国 J-7 系列歼击机、Q-5 强击机、L-8 教练机、CK-2 无人驾驶靶机、Z-8 直升机等航空工程的振动实验,大幅提升了我国航空结构的技术水平.

## 4.2 指导振动故障诊断和监测研究

80 年代初,张阿舟先生指导博士生王谓季研究如何基于结构振动信息变化来进行故障诊断.他们定义敏感度参数作为度量结构振动特性对故障的敏感性指标,证明结构的稀疏固有模态对故障不敏感性,给出了系统频响函数对物理参数变化的关系式,提出了频响函数敏感区和故障的图像识别方法 (王谓季和张阿舟 1987).例如,他们推导出系统频响函数  $H_{rs}(\omega)$  和频响函数幅值  $|H_{rs}(\omega)|$  关于刚度矩阵元素  $k_{ij}$  的敏感度分别为

$$\eta(H_{rs}|k_{ij}) = -\frac{H_{ri}(\omega)H_{js}(\omega)}{H_{rs}(\omega)}k_{ij} \quad (18)$$

$$\eta(|H_{rs}|k_{ij}) = -\frac{\text{Re}[H_{ri}(\omega)H_{js}(\omega)\bar{H}_{rs}(\omega)]}{|H_{rs}(\omega)|^2}k_{ij} \quad (19)$$

类似地,还可得到  $H_{rs}(\omega)$  和  $|H_{rs}(\omega)|$  关于质量矩阵元素  $m_{ij}$  和阻尼矩阵元素  $c_{ij}$  的敏感度.该研究开辟了结构振动故障诊断方法研究,在方法上体现了创新.

在张阿舟先生与助手赵淳生的指导下,博士生侯志强研究从振动信号中提取故障特征信息,提出“频域相关谱”概念,证明了从样本的有限傅里叶变换得到的三阶谱等价于三阶相关定义的三阶谱;提出了对同一个滚动轴承具有多个同类故障的诊断理论;在应用传统的共振解调技术的基础上,发展了宽带解调技术,比共振解调技术能更有效地提取故障特征信息.他们根据上述故障诊断方法,研制了 MDS-1, MDS-2, MDS-3 等智能故障诊断系统,用于钢铁、船舶、石油化工等企业,提高了机械装备使用和维护的技术水平.

## 4.3 指导飞行器结构动态设计与控制研究

70 年代末,十年浩劫结束后,我国航空工业步入正规化发展阶段,各项学术交流活动得以恢复.张阿舟先生作为我国飞机结构动力学研究的主要开拓者,多次应邀作大会主旨报告,提出我国飞机结构动力学研究的发展方向.他对飞行器结构动力学的学科发展问题,对学科概念、学科内容、分类及其界限、同相邻和相关学科的关系作了深入分析,系统阐述了我国航空界应该确立的若干研究方向和工作思路 (张阿舟 1980, 1982, 1984).

在上述报告和论文中,张阿舟先生大力倡导飞行器结构设计要从当时的“静态设计、动态校核”向未来的“动态设计”转变;并通过振动主动/被动控制技术,实现更高层次的“动态设计”.

例如,在张阿舟先生与助手周传荣等指导下,博士研究生向锦武提出一种同时满足固有频率、振型节线位置等要求的结构动力学优化设计方法 (向锦武等 1995).该方法先建立振型节线位置及变化与独立设计参数的关系,用初始结构的节线、要求的节线和结构边界围成的区域来表示节线位置的变化

$$\Delta S_i = -\Delta S_i(p_1, p_2, \dots, p_n) \quad (20)$$

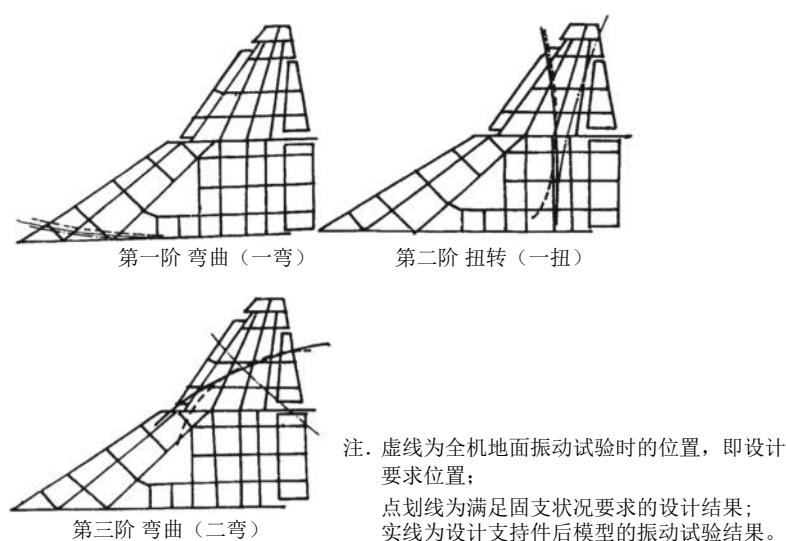


图 11

小展弦比机翼风洞试验模型的前三阶振型节线位置

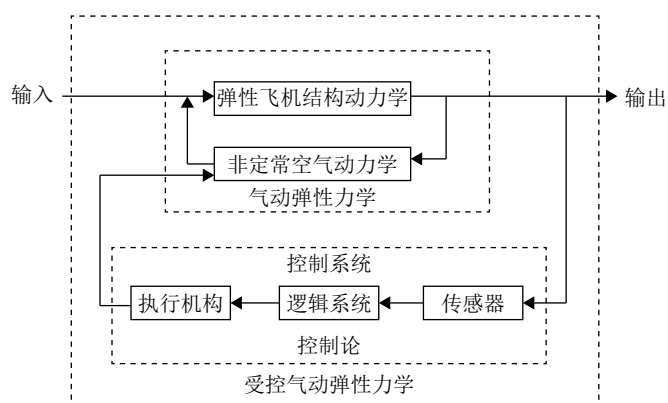


图 12

受控气动弹性系统动力学的逻辑关系 (张阿舟 1980)

其中,  $p_j$  ( $j = 1, 2, \dots, n$ ) 是独立设计参数. 然后, 在给定约束下用优化方法寻求设计结果. 他们还给出了结构在模态空间中固有频率、振型灵敏度分析的数值计算方法, 可有效地解决工程结构设计时涉及到固有频率、振型节线位置要求的结构动力学设计问题. 图 11 是采样上述方法设计的小展弦比机翼风洞试验模型的前三阶振型节线位置.

又如, 张阿舟先生在 70 年代末就积极倡导飞行器结构颤振主动抑制研究. 当时部分学者试图沿用计算机翼颤振时引入的简谐振动假设, 基于频域中的经典控制理论来研究颤振主动控制, 他明确指出: 从长远来看, 要重视解决受控气动弹性力学问题的时域方法研究. 他认为, 在频域建立的机翼气动弹性模型只能回答受控机翼是否处于颤振临界状况, 无法预计机翼发生颤振前后

**图 13**

1986 年在南航完成的小展弦比机翼模型颤振主动抑制风洞试验

的真实信息, 基于频域模型无法获得好的主动抑制效果. 要实现飞机结构的颤振主动抑制, 应建立时域分析模型和方法, 把发生颤振的整个时间历程搞清楚. 不论是在亚临界状态, 超临界状态, 或者在临界状态, 都可以利用真实信息来控制, 以提高控制对象的临界速度, 或抑制颤振的发生. (张阿舟 1980, 1982)

张阿舟先生基于上述观点, 积极倡导基于时域和状态空间描述的现代控制理论, 开展飞行器结构颤振问题研究. 他通过图 12 阐述解决问题的思路, 指出要重视三个不同学科的深度交叉融合. 第一是控制学科, 要从经典控制理论, 拓展到现代控制理论; 第二是结构动力学, 要从较为成熟的频域分析、转入在时域用状态空间法来描述结构的瞬态振动; 第三是空气动力学, 因为结构振动与气动力的耦合, 要深入研究非定常气动力问题. 这些观点对于我国飞行器结构颤振主动抑制的早期研究起到了重要引导作用.

80 年代初, 在张阿舟先生的领导下, 助手顾仲权、研究生王卫平等在我国率先探索飞机机翼结构颤振主动抑制技术. 他们在时域的气动弹性模型、颤振临界速度预测、控制律设计和仿真、机翼模型的颤振主动抑制风洞实验等方面取得重要进展 (王卫平等 1988). 图 13 是在南航 NH-2 低速风洞中完成的小展弦比机翼模型颤振主动抑制试验.

80 年代后期, 张阿舟先生在上述研究的基础上, 带领部分学者将我国航空科技领域的振动控制研究成果总结为专著 (张阿舟和姚起航 1989), 进一步推动了我国航空、航天、机械、土木等工程领域的振动控制研究和工程应用.

## 5 结束语

张阿舟先生以他一生的奋斗和丰硕的成果, 成就了他在力学界、航空界和教育界的崇高学术名望; 以他无私的奉献和高尚的师德, 赢得了师生和同行的敬重和爱戴.

2020 年 9 月, 在张阿舟先生百年诞辰纪念会上, 南京航空航天大学党委书记郑永安指出: “张阿舟先生是一代宗师. 他本身就是一所大学, 也是一本大书. 他爱国的一生、科学的一生、奉献

的一生永远值得我们继承和发扬”。我们深切缅怀张阿舟先生,就是要继承和学习他科技救国、航空报国的爱国情怀,继承和学习他为人师表、严谨治学的学术风范,继承和学习他崇尚科学、追求真理的科学精神,继承和学习他朴实无华、淡泊名利的高尚品德。

**致谢** 作者受《力学进展》戴兰宏主编邀约,撰写此文,纪念张阿舟先生百年诞辰。江西洪都航空工业集团有限责任公司总经理张弘研究员、北京航空航天大学向锦武院士提供了部分史料,南京航空航天大学赵淳生院士、陈国平教授、陈卫东教授等提供史料并对初稿提出宝贵意见,作者在此一并致谢。

## 参考文献

- 钱伟长, 郑哲敏. 2014. 20 世纪中国知名科学家学术成就概览·力学卷. 第一分册. 北京: 科学出版社 (Qian W C, Zheng Z M. 2014. Overview of the Academic Achievements of Famous Chinese Scientists in the Twentieth Century, Volume of Mechanics, Book 1. Beijing: Science Press).
- 王谓季, 张阿舟. 1987. 振动特性敏感区上的结构故障诊断与监测. *航空学报*, **8**: 138-144 (Wang W J, Zhang A Z. 1987. Structural failure diagnosis and monitoring by sensitive vibration characteristics. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **8**: 138-144).
- 王卫平, 顾仲权, 李鸣等. 1988. 颤振主动抑制系统的试验研究. *南京航空学院学报*, **20**: 19-26 (Wang W P, Gu Z Q, Li M et al. 1988. An experimental research for an active flutter suppression system. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **20**: 19-26).
- 向锦武, 张呈林, 周传荣, 张阿舟. 1995. 有频率、振型节线位置要求的结构动力学优化设计. *计算结构力学及其应用*, **12**: 401-408 (Xiang J W, Zhang C L, Zhou C R, Zhang A Z. 1995. Structural dynamics optimum design with given frequencies and position of mode shape node lines. *Computational Structural Mechanics and Applications*, **12**: 401-408).
- 张阿舟. 1958. 飞机机身大开口静力试验. *南京航空学院学报*, **3**: 40-48 (Chang O C. 1958. Static experiments on the large opening of fuselage structures. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **3**: 40-48).
- 张阿舟. 1980. 飞行器结构振动研究的有关问题. *南京航空学院学报*, **12**: 1-6 (Zhang A Z. 1980. On the research of aircraft vibration. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **12**: 1-6).
- 张阿舟. 1982. 结构动力学若干问题的回顾. *南京航空学院学报*, **14**: 79-84 (Zhang A Z. 1982. Retrospect of some problems on the structural dynamics. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **14**: 79-84).
- 张阿舟. 1984. 结构动力学的研究——南航振动研究室成立以来的科研工作. *南京航空学院学报*, **16**: 15-26 (Zhang A Z. 1984. Researches on structural dynamics — Research works of the vibration research laboratory NAI. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **16**: 15-26).
- 张阿舟, 李岳峰. 1964. 频率辨. *南京航空学院学报*, **7**: 151-163 (Chang O C, Li Y F. 1964. On frequencies. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **7**: 151-163).
- 张阿舟, 林佳铿. 1985. 用连续质量有限元素法求解动力系统的固有特性. *固体力学学报*, **6**: 220-230 (Zhang A Z, Lin J K. 1985. Evaluating the natural frequencies and modal shapes of vibration of dynamic systems by the finite element method with continuous mass elements. *Acta Mechanica Solida Sinica*, **6**: 220-230).
- 张阿舟, 姚起航. 1989. 振动控制工程. 北京: 航空工业出版社 (Zhang A Z, Yao Q H. *Vibration Control Engineering*, Beijing: Aeronautical Industry Press).
- 张阿舟, 叶亚水. 1978. 飞机对称着落冲击响应问题. *南京航空学院学报*, **10**: 17-31 (Chang O C, Ye Y S. 1978. On the dynamic response of symmetric landing of large transport. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **10**: 17-31).
- 张阿舟, 张克荣. 1986. 振动环境工程. 北京: 航空工业出版社 (Zhang A Z, Zhang K R. 1986. *Vibration Environment*



- Engineering*. Beijing: Aeronautical Industry Press).
- 张阿舟, 张令弥. 1983. 振动系统参数识别的若干问题与展望. 南京航空学院学报, **15**: 139-153 (Zhang A Z, Zhang L M. 1983. Problems and prospects on the parameter identification of vibration systems. *Journal of Nanjing Aeronautical Institute*, **15**: 139-153).
- 张阿舟, 朱德懋. 1984. 阻尼系统的振动分析. 航空学报, **5**: 321-332 (Zhang A Z, Zhu D M. 1984. Vibration analyses of a damped system. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, **5**: 321-332).
- 赵淳生. 1981. 结构模态实验与分析. 南京航空学院研究生教材 (Zhao C S. 1981. The Modal Test and Analysis of Structures. Lecture Notes for Graduated Students of Nanjing Aeronautical Institute).
- 周传荣, 赵淳生. 1989. 机械振动参数识别及其应用. 北京: 科学出版社. (Zhou C R, Zhao C S. 1989. Identification of Parameters of Mechanical Vibration and Applications. Beijing: Science Press).
- Chang O C. 1950. Two dimensional theory of stiffened plates. *The Aeronautical Quarterly*, **2**: 1-8.
- Chen Q, Zhu D M. 1990. Vibrational analysis theory and applications to elastic-viscoelastic composite structure. *Computers and Structures*, **37**: 585-595.
- Hu H Y, Li Y F, Zhang A Z. 1990. Dynamic sub-structuring analysis of composite structures with nonlinear Links. *Chinese Journal of Aeronautics*, **3**: 168-177.

(责任编辑: 胡更开)

## A pioneer of aeronautics in new China — Zhang Azhou

HU Haiyan<sup>1,2,\*</sup> Wang Lifeng<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Department of Mechanics, School of Aerospace Engineering,  
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

<sup>2</sup> State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

**Abstract** Professor Zhang Azhou (Chang O'Chou) was a famous scientist and educator in aeronautical engineering and solid mechanics in China. In the second half of the 20<sup>th</sup> century, in particular, when China had a difficult time to initiate industrialization, Prof. Zhang pursued a life-long course to solve challenging problems and cultivate young talents and made outstanding achievements to meet the major needs of the nation in aeronautical engineering. This article comprehensively surveys the academic career of Prof. Zhang, focusing on his major contributions to the fields of the structural strength of aircraft, structural dynamics, and inverse problems of engineering dynamics, with a summary of his academic features in researches. The article presents his spirit of serving the nation in the aeronautical industry, demonstrates, via numerous examples, his core role in the tests of the structural strength of the first aircraft made in the People's Republic of China, his leading role in the researches on static/dynamic strength of aircraft structures in China, as well as his important role in supervising young talents in both mechanics and aeronautics.

**Keywords** solid mechanics, structural dynamics, structure strength, aircraft design, aeronautical industry



胡海岩, 北京理工大学/南京航空航天大学教授, 中国科学院院士, 发展中国家科学院院士; 兼任国家科学技术奖励委员会委员, 中国科学院学部主席团成员, 国务院学位委员会力学学科评议组召集人, 中国振动工程学会理事长, 中国宇航学会副理事长, 中国力学学会监事长. 曾任德国斯图加特大学洪堡基金研究员, 南京航空航天大学教授、校长, 北京理工大学校长, 中国力学学会理事长等. 长期从事飞行器结构动力学与控制的人才培养和科学研究. 培养全国/学科优秀博士学位论文获得者 5 人, 国家杰出/优秀青年科学基金获得者 5 人次; 在振动控制系统的非线性动力学、非局部弹性结构波动分析、飞行器机载设备的非线性隔振技术等领域取得重要进展; 近期主要从事多柔体系统动力学、气动伺服弹性力学等研究. 曾获国家自然科学基金 2 项、国家科技进步奖 1 项; 还荣获何梁何利科学技术奖、周培源力学奖、俄罗斯莫斯科大学名誉博士等.

Received: 10 April 2021; accepted: 26 April 2021; online: 27 May 2021

\* E-mail: [hhyae@nuaa.edu.cn](mailto:hhyae@nuaa.edu.cn)

© 2021 *Advances in Mechanics*.