

文章编号:1674-8190(2020)06-873-14

# 飞行载荷发展综述

闫中午<sup>1</sup>, 宗宁<sup>2</sup>, 任文广<sup>1</sup>, 李志<sup>3</sup>

(1. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(2. 沈阳飞机设计研究所扬州协同创新研究院有限公司, 扬州 225000)

(3. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

**摘要:** 飞行载荷设计是飞行器设计的一个重要组成部分,是连接总体气动设计和结构强度设计的桥梁。本文从飞行载荷设计所需要遵循的规范、飞行载荷的设计方法、严重载荷选取、飞行载荷的验证等方面对飞行器飞行载荷设计的发展历程进行了回顾,并对未来飞行载荷的发展方向进行了展望。

**关键词:** 飞行载荷;结构强度规范;适航条例;机动载荷;分布载荷;试飞

中图分类号: V215.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.016

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



## Development Overview of Flight Loads

YAN Zhongwu<sup>1</sup>, ZONG Ning<sup>2</sup>, REN Wenguang<sup>1</sup>, LI Zhi<sup>3</sup>

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

(2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute of Shenyang Aircraft Design and Research Institute Co., Ltd., Yangzhou 225000, China)

(3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Shenyang 110035, China)

**Abstract:** Flight load design is an important part of aircraft design. It is a bridge connecting the general aerodynamic design and structure stress design. In this paper, the development of flight load design is reviewed including the specifications to be followed in flight load design, the design method of flight load, the selection of severe load, and the verification of flight load. The development direction in the future is looked forward.

**Key words:** flight loads; specification of structure and strength; airworthiness regulation; maneuver loads; load distribution; flight test

## 0 引言

飞行器从滑行、起飞、爬升、巡航到下降、着陆,

在整个运行过程中都承受着载荷。载荷一般分为两类:气动载荷和惯性载荷。决定载荷大小及分布的主要因素亦分两个方面:一为大气环境,二为飞机自身特性。大气环境指空气的温度、密度、阵风

收稿日期:2020-10-22; 修回日期:2020-11-10

通信作者:闫中午, yanzhongwu@comac.cc

引用格式:闫中午,宗宁,任文广,等. 飞行载荷发展综述[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 873-886.

YAN Zhongwu, ZONG Ning, REN Wenguang, et al. Development overview of flight loads[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 873-886. (in Chinese)

或紊流等;飞机自身特性指飞机的外形、重量、速度、加速度、姿态等,而自身特性的许多方面又取决于驾驶员的操作动作。在众多的决定条件中,有些因素是随机变化的<sup>[1]</sup>。飞行载荷设计就是遵循飞机结构强度规范(适航条例),在繁杂的因素组合条件下,找出各部件的最大受载情况,并确定该情况下载荷的大小和分布。

伴随着整个飞行器设计的发展历程,经过百余年的发展,无论是国外的主制造商,还是国内的相关科研院所,飞行载荷设计都已发展到了一个相对成熟的阶段。本文对飞行载荷设计需要遵循的规范、飞行载荷设计方法的发展历程、飞行载荷未来的发展方向等方面进行综述。

## 1 世界主要国家和地区军用飞机结构强度规范发展历程

### 1.1 美国

军用飞机结构强度规范的发展是与飞机设计思想的发展密切相关的,飞机设计思想的发展不断促进军用飞机强度规范的更新。国内外军用飞机结构设计经历了静强度设计、疲劳强度设计、安全寿命加损伤容限设计以及耐久性加损伤容限设计等发展阶段。与之相对应,军用飞机结构强度规范也经历了如下发展阶段:20世纪50年代为第一阶段,以静强度设计思想为主,美军代表性强度规范是 MIL-S-5700 系列有人驾驶飞机结构准则;20世纪60年代为第二阶段,以疲劳强度设计思想为主,美军代表规范为 MIL-A-8860 系列飞机强度和刚度;20世纪70年代为第三阶段,以安全寿命和损伤容限设计思想为主,美军代表规范为 MIL-A-8860A 系列飞机强度和刚度;20世纪80年代为第四阶段,以耐久性和损伤容限思想为主,美军代表规范为 MIL-A-8860B 系列飞机强度和刚度;20世纪90年代,规范进入成熟阶段,体现了新一代军用飞机结构设计的特点,同时规范中涉及定量要求的内容均留下空格,供承包方与采购方协商后填写。各个阶段美军主要规范如表1所示。

表 1 美国军用规范的演变

Table 1 Evolution of US military norms

规范版本	制订部门	颁布时间	是否批准	相应设计思想
R-1803 系列	空军	1947. 8. 1	是	静强度
MIL-S-5700 系列有人驾驶飞机结构准则	空军	1954. 12. 14	是	静强度
MIL-A-8860 系列飞机强度和刚度	海军	1960. 5. 18	是	疲劳强度
MIL-A-8860A 系列飞机强度和刚度	空军	1971. 3. 31	否	安全寿命加损伤容限
MIL-A-83444 飞机损伤容限要求	空军	1974. 7. 2	是	损伤容限
MIL-A-008866B 飞机强度和刚度,可靠性要求、重复载荷和疲劳	空军	1975. 8. 22	否	耐久性
MIL-A-87221 飞机结构通用规范	空军	1985. 2. 28	是	强调耐久性和损伤容限
MIL-A-8860B 系列飞机强度和刚度	海军	1987. 5. 20	是	疲劳加损伤容限
JSSG-2006 联合使用规范指南飞机结构	国防部	1998. 10	是	规定了新的结构、新材料、新工艺和设计方法

### 1.2 俄罗斯(苏联)

苏联强度规范的发展虽然滞后于美国,但有其自己的特点。苏联于1947年颁布的飞机强度规范,已具有现代飞机强度规范的雏形。而1953年颁布的《飞机强度设计指南》,则是一本较完整的飞机载荷计算规范,其中非常详细地规定了飞机各部件载荷计算情况、载荷计算方法和分布形式,如图1所示。该规范中规定了全机各部件的载荷严重情况,例如,机翼严重受载情况 A、A'、C、D、D'等;它们分别与飞机的具体机动动作相关联,如图2所示;也与飞机的过载、速度(速压)有关,如图3所示。飞机垂直俯冲状态与机翼严重载荷 C 情况相对应,此时飞机法向过载  $n_y = 0$ ,纵向过载  $n_x = \frac{T-X}{G}$ 。上述飞机严重受载情况都与当时军用飞机的作战使用和训练直接关联,C情况是指飞机俯冲轰炸机动对应的严重受载情况。随着技术不断发展,尤其是飞行控制和精确制导武器的出现,这类机动已经不再使用,相应的严重载荷情况也可以不用进行强度检查。

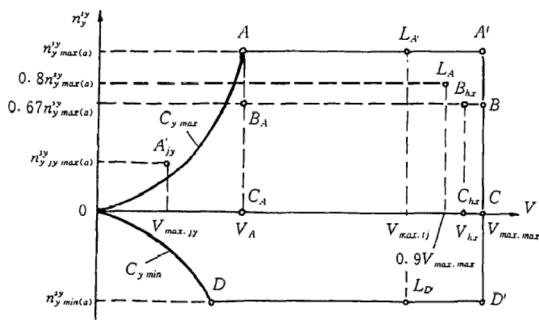


图 1 机翼严重受载情况<sup>[2]</sup>

Fig. 1 Critical situation of wing<sup>[2]</sup>

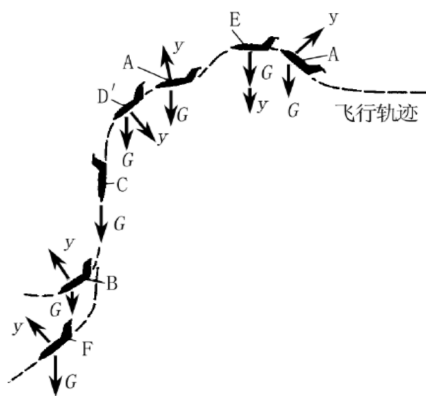


图 2 机翼载荷严重情况所对应的飞机机动<sup>[2]</sup>

Fig. 2 Maneuvers for severe wing loads<sup>[2]</sup>



图 3 飞机垂直俯冲情况<sup>[2]</sup>

Fig. 3 Vertical dive of aircraft<sup>[2]</sup>

1964 年、1968 年,苏联《飞机强度设计指南》进行了补充,这两个版本的强度规范与 1953 年版的差别不大。

1978 年,苏联出版了新的强度规范,并在 1986

年进行了补充。该版本的规范,除了保留了 1953 年版本中有关机翼载荷的计算情况外,对尾翼载荷计算,特别是机动载荷计算进行了重大修改,取消了原来的第一机动、第二机动等载荷情况,代之以求解飞机运动方程来确定载荷严重情况。

### 1.3 中国

新中国建立后,从第一个“五年计划”起,就制定了“从仿制、摸透到自行设计”的发展方针。20 世纪 60 年代,我国引进苏联 1953 年版的《军用飞机强度设计指南》,并将其直接进行翻译,作为飞机设计使用的强度规范(《飞机强度设计指南》)。航空部在 1975 年以《军用飞机强度设计指南》为蓝本,编制出我国第一本强度规范,即《飞机强度规范》(试用本),其中规定了飞机各部件设计的若干种载荷严重情况,并给出了载荷计算方法和分布形式。

1986 年,我国正式颁布了国家标准 GJB67—85《军用飞机强度和刚度规范》(简称国军标)<sup>[3]</sup>,该规范是以美国空军 MIL-A-008860 系列规范为主要参考,并结合我国当时飞机设计的实际情况而编制的。其中规定了飞机纵/横/侧向机动所规定的座舱位移形式(如图 4 所示),求解飞机机动过程,选出飞机严重受载情况下的参数,并计算全机和各部件的载荷。

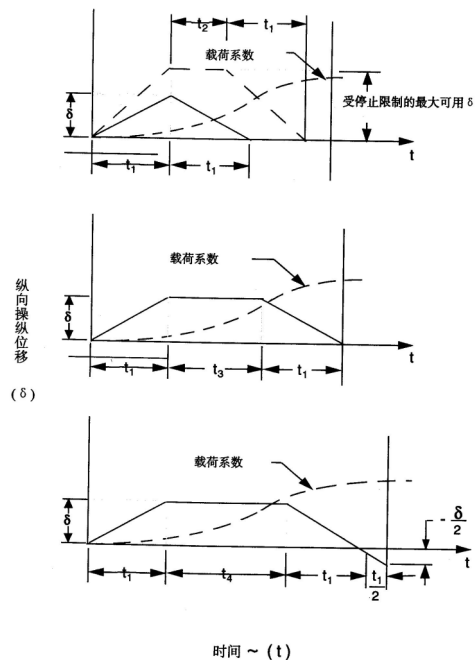


图 4 座舱纵向操纵位移—时间图<sup>[3]</sup>

Fig. 4 Longitudinal cockpit displacement time diagram<sup>[3]</sup>

2008 年,新版《军用飞机结构强度规范》(GJB67-2008)由中国人民解放军总装备部批准颁布<sup>[4]</sup>,作为军用飞机飞行载荷设计的依据。该规范总结了多年来军用飞机的设计经验,并参考了美军《联合使用规范指南》(JSSG-2006),是一本适用于新一代军用飞机研制的《军用飞机结构强度规范》。

## 2 世界主要国家和地区民用飞机适航条例发展历程

适航来源于公众利益和航空工业发展的需求。适航是指航空器能在预期的环境中安全飞行(包括起飞和着陆)的固有品质,这种品质可以通过合适的维修而持续保持。“飞机适航标准”是民用飞机设计、研制、生产及使用维护中必须满足的最低安全标准,是多年来民用飞机研制、生产及使用维护经验的总结。

### 2.1 美国

美国民用航空规章 FAR 有着悠久的历史,随着 FAA(联邦航空局)的发展、设计技术的进步以及对运营故障和事故的研究而在不断修订和更新。其中 FAR-23 部是正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定,FAR-25 部为运输类飞机适航标准。

1903 年莱特兄弟首次航空飞行成功,1926 年美国成立航空司,并颁发第 7 号航空通报(基本要求),对飞行员、航图、导航、适航标准进行管理。从 1928 年到 1933 年颁发了一系列航空通报,对飞机结构、发动机和螺旋桨、飞机部件和附件提出了适航要求。1934 年把航空司更改为航空局,并开始制定民用航空规章,1958 年相继制定颁发了 CAR04(飞机适航要求)、CAM04(要求和解释材料)、CAR03(小飞机)、CAR06(旋翼机)、CAR04a-1(TSO)、CAR7(运输类旋翼飞机)。1958 年把航空局更改为联邦航空当局(Federal Aviation Agency,简称 FAA),1965 年制定颁发了 FAR21 部《适航审定管理程序》,并把 CAR 相继转换成 FAR,1966 年联邦航空当局更名为联邦航空局(Federal Aviation Administration),不断采用修正案的形式对适航规章进行更新。

FAR-25 部飞行载荷条款中有较大变化的为 25.333“飞行机动包线”和 25.341“阵风和紊流载

荷”。25.333 条删除了阵风包线,25.341 条更新了离散阵风设计准则,并增加了连续阵风设计准则。

### 2.2 欧洲

欧盟和美国在民用航空界的竞争需求促进了联合航空局(JAA)的诞生。20 世纪 70 年代初,在欧盟范围内成立了 JAA,当时的 JAA 主要负责大型运输类飞机和发动机的适航技术要求。1987 年 JAA 的工作范围扩展到了运营、维修和人员执照。1990 年 JAA 正式成立,在欧洲统一了民用飞机的安全要求——JAR。这时的 JAA 不是一个法律框架下的机构,而是一个协会,在每个主权国家同时存在适航当局,如 DGAC-F、DGAC-S、LBA、CAA 等。

随着欧盟国家一体化步伐的前进,以及欧洲民用航空竞争的需要,2002 年欧盟决定成立具有法律权限的欧洲航空安全局——EASA。EASA 全面接替原 JAA 的职能,并根据欧盟法律在成员国内具有强制权限。开始制定 CS-21、CS-23、CS-25、CS-E 等适航规章。2004 年 EASA 正式宣布成立。EASA 合格审定规范的规章多源自于原 JAR 的相关文件,例如 CS-25 就源自于 JAR-25。

经过近十年的发展,EASA 已经成为与 FAA 拥有同等话语权的重要适航当局,EASA 规范也成为与 FAR 规范同样重要的规范。

在飞行载荷部分,CS-25 部相对于 FAR-25 部有着显著差异的是 25.331(c)(2)校验机动、25.341 阵风载荷与 25.349(a)滚转机动。目前来看,国际上通常采用 CS-25 部的要求作为等效安全来代替 FAR-25 部的规定。

在检验机动的要求上,CS25.331(c)(2)采用了较为合理的正弦驾驶舱操纵曲线代替了 FAR25.331(c)(2)中对俯仰角加速度提出的要求,如图 5 所示。

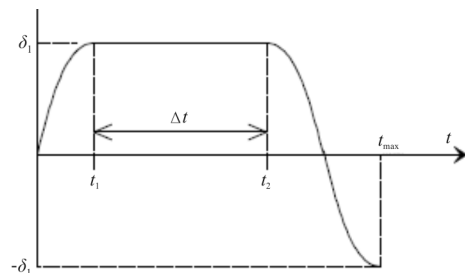


图 5 CS-25 部校验机动的驾驶舱操纵曲线<sup>[5]</sup>

Fig. 5 Check maneuver cockpit displacement time diagram in CS-25<sup>[5]</sup>



在滚转机动的动作上, CS25. 349 (a) 比 FAR25. 349(a) 增加了要求, 即在速度  $V_A$  与  $V_C$  时, 在达到稳定滚转速率时要求操纵器件突然回到中立位置。

对于 25. 341 阵风载荷, CS-25 部与 FAR-25 部相比, 主要差异是连续阵风参考速度不同, 此外针对翼吊布局的飞机增加了 25. 341(c) 条的阵风设计要求。

### 2.3 俄罗斯(苏联)

由于历史原因, 苏联最初在发展民用飞机产业时, 制定了一套与西方国家不同的适航体系与标准。苏联解体后, 俄罗斯才开始逐步将民用飞机适航标准向西方靠拢。1991 年 12 月 30 日, 俄罗斯等 12 个独联体国家在明斯克成立了国家间航空委员会(IAC), 通过了“关于民用航空和空间使用的国家间协议”, 为这些成员国家制定了统一的适航条例和法规, 对运输类飞机采用 AR-25 部为适航标准, 该条例采用与美国 FAR-25 部章节对应的方式编制。

与 FAR-25 部相比, AR-25 部通常要求更为严苛, 在较多条款上与 FAR 存在不同之处。例如在 25. 349 条款中增加了增升构型下滚转机动的要求; 在当量空速  $V_C \sim V_D$  范围内, AR-25 要求负向最大载荷系数均保持与  $V_C$  为同一值, 而 FAR-25 要求从  $V_C$  的  $-1$  线性变化到  $V_D$  的  $0$ , 如图 6~图 7 所示。

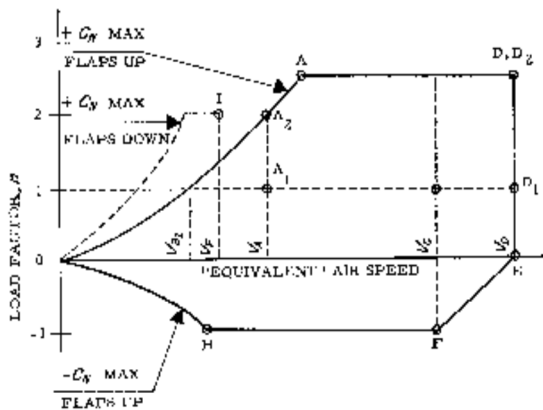


图 6 FAR-25 规定的机动包线<sup>[6]</sup>

Fig. 6 Maneuver envelope of FAR-25<sup>[6]</sup>

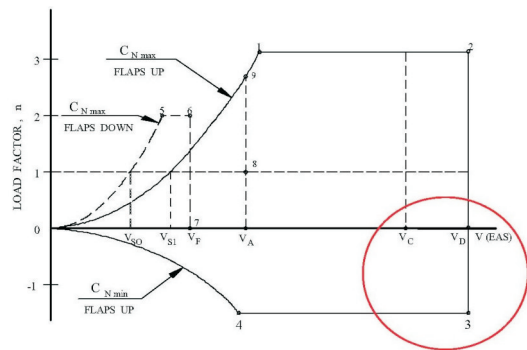


图 7 AR-25 规定的机动包线

Fig. 7 Maneuver envelope of AR-25

### 2.4 中国

我国的适航管理工作和适航规章标准制定相对于美国而言, 起步时间较晚。民航局以美国联邦航空规章(FAR)为参照蓝本, 分别于 1985 年颁布了 CCAR-25 部《运输类飞机适航标准》, 1986 年颁布了 CCAR-23 部《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》, 并相继制定 35 部、33 部、27 部、29 部、21 部等, 到 1992 年基本建立了和 FAR 相当的适航审定规章体系。

CCAR-25 部经过 35 年的发展, 已经修订到了 R4 版, 新版还在制定中。在飞行载荷条款上 CCAR-25 部与 FAR-25 部无明显差异。

伴随中国航空制造业和航空运输业的日益繁荣, 中国适航体系得到了不断完善和提高, 在小飞机和机械类机载设备领域, 具备了和欧美适航体系相当的适航能力。

自 2003 年开始, 我国对国产新支线飞机 ARJ21-700 的型号合格审定, 到 2014 年取证成功; 2007 年启动了 C919 大型客机的型号合格审定工作; 2010 年启动了 AG600 水陆两栖飞机的型号合格审定工作; 2014 年又在北京建立了中国民用航空发动机适航审定中心, 使得我国在大飞机上的适航规范不断得到型号的实践, 适航能力也在逐步提高。

### 3 飞行载荷设计方法

要准确确定飞行器的载荷, 主要有以下四大环节: 载荷场景定义、机动载荷仿真、分布载荷计算、气动弹性静力学分析。

### 3.1 载荷场景定义

合理的定义载荷场景与能否准确设计飞行载荷息息相关,在正确理解设计规范(适航条例)的基础上,根据规范的要求、工程设计的经验、飞行器自身的特点选定飞行载荷设计需要的原始数据,如质量、重心、惯量、设计高度、设计速度、过载包线等,确定载荷计算的范围是载荷场景定义的精髓所在。

国外主制造商,如波音、空客等,在型号设计中,较早地引入了系统工程理论,并借助这一工具,结合大量型号的经验教训,完善了载荷场景定义的流程和方法。在型号的研制过程中,一般会根据已有的型号经验和具体的型号特征,制定系统全面的载荷设计场景和要求,作为型号设计工作的依据和参考。尤其是在型号设计早期,各专业综合权衡确定合理的型号载荷设计场景要求,并在详细设计冻结之前完成设计载荷构型冻结。目前整个载荷场景定义的流程和方法都已比较成熟,并伴随新型号的设计、新系统的引入逐步完善。但因为载荷设计场景或要求一般为已有型号经验总结和型号设计特征及特殊需要的集中体现,大多作为主制造商内部型号研制设计原则和手册,基本没有公开资料可供国内查询和参考。

国内的载荷设计虽然经过了诸多型号的设计,积累了较多的设计要求和验证的经验,但是对于规范,如 GJB/CCAR/FAR/CS/AR 等的条款差异分析与解析不够深入,还缺乏系统全面的载荷设计场景/要求。场景定义的发展起步较晚,国内的主机院所都缺乏系统全面的民用飞机全机载荷设计场景/要求,仍然存在大量偏保守的载荷场景定义和工程假设。在很多场景的研究上亟需投入更多的精力。

### 3.2 机动载荷仿真

在确定了载荷设计场景后,需要建立飞行器的飞行动力学模型,并依据规范中规定的要求为这一模型设置边界条件,通过数学方法对模型进行分析,进而确定飞行器的运动姿态及相应的部件总载荷。这就解决了载荷设计中的第二方面问题——机动载荷仿真。

在建立飞行动力学模型时,一般把大地视为平面,把飞行器视为刚体,则飞行器在空中的运动,既有质心的平移,又有绕质心的转动。根据牛顿第二

定律,可以得到飞行器的基本运动方程:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = F \\ m \frac{dL}{dt} = M \end{cases} \quad (1)$$

对这一运动方程进行求解,可以得到飞机的运动姿态及相应的载荷。在机动载荷仿真计算的发展过程中,主要经历了以下三个阶段:

#### (1) 早期阶段

在飞行器载荷设计的早期,计算机辅助设计尚未普及,计算机的运算能力也不足以支撑完整的时间历程分析,机动载荷的仿真分析主要是通过对数学模型进行分析、归纳、简化,从时间历程中抽取部件的严重载荷点。苏联 1953 年颁布的《飞机强度设计指南》就是一个典型的例子,在该指南中,给出了平尾严重载荷的计算方法。

平尾的平衡载荷:

$$P_{PH} = C_{m_{ww}} \times q \times S \times \frac{c_A}{L_{pw}} \quad (2)$$

式中: $P_{PH}$ 为平尾的平衡载荷; $C_{m_{ww}}$ 为无尾飞机的俯仰力矩系数; $q$ 为速压; $S$ 为参考面积; $c_A$ 为参考长度; $L_{pw}$ 为平尾尾力臂。

在得到平尾的平衡载荷后,指南中归纳总结出两种典型的机动状态(简称一机动和二机动)。

一机动的平尾载荷计算方法为

$$P_{jd} = P_{PH} + \frac{M_{z_{ww}}}{L_{pw}} \pm K \times n_{max} \times \frac{G}{S} \times S_{pw} \quad (3)$$

式中: $P_{jd}$ 为平尾的机动载荷; $M_{z_{ww}}$ 为无尾飞机的俯仰力矩系数; $K$ 为经验系数; $S_{pw}$ 为尾翼的参考面积。

二机动的平尾载荷计算方法为

$$P_{jd} = \pm K \times n_{max} \times \frac{G}{S} \times S_{pw} \quad (4)$$

在民用飞机载荷设计的初期,采用的也是类似的方法,以急剧非校验机动情况为例,该机动情况的平尾载荷计算方法为

$$L_t = L_{tnz=1} + k_r \times L_{\delta c} \times \Delta \delta_{emax} \quad (5)$$

式中: $L_t$ 为非校验机动的平尾载荷; $L_{tnz=1}$ 为 1g 平飞时的平尾载荷; $k_r$ 为响应系数,可采用较保守的  $k_r = 0.9$ ; $L_{\delta c}$ 为升降舵单位偏转产生的平尾载荷; $\Delta \delta_{emax}$ 为升降舵最大可用偏度。

综上所述,在机动载荷仿真分析的早期阶段,军用飞机和民用飞机的计算思路和方法基本一致。

这种方法的优点在于直击机动过程的物理本质,把控影响飞行载荷的主要参数,方便快捷,即使在现代飞行载荷设计的初步阶段依然适用。

(2) 发展阶段

20 世纪 80 年代,随着计算机辅助技术的进步,研究人员所掌握的设计工具越来越丰富,开始通过自主编程或者商用软件逐步进行机动过程时间历程的仿真分析。但受限于计算机的运算能力,在这一阶段,通常将飞机的机动情况分为对称机动、偏航机动、滚转机动三大类,在每个方向上进行单自由度或两自由度的仿真分析,对于一些机动程度较高的战斗机,在某些工况下,研究人员开始尝试使用六自由度进行仿真分析。

以对称机动为例,假设机动是纯对称的,速度和高度保持不变,可以导出相对体轴系的对称机动飞行运动方程<sup>[7]</sup>:

$$\begin{cases} \frac{d\alpha}{dt} = \frac{g}{v} (\alpha \sin\theta + \cos\theta) - \\ \quad \frac{1}{mv} [p \sin\varphi + (C_L \cos\alpha + C_D \sin\alpha) q_{ydn} s] + q \\ \frac{dq}{dt} = \frac{C_m q_{ydn} s C_A}{I_z} \\ \frac{d\theta}{dt} = q \end{cases} \quad (6)$$

式中,令  $\dot{\alpha}=0, \dot{q}=0$ ,可以得到 1g 平飞的初始运动参数、载荷和稳定俯仰机动时的运动参数、载荷。在确定了 1g 平飞的初始运动参数后,纵向操纵面按照不同规范的要求输入(如图 4~图 5 所示),使用计算机语言进行编程求解,即可得到飞行器急剧俯仰机动的运动参数和载荷。对称机动飞行参数时间历程的变化曲线如图 8 所示。

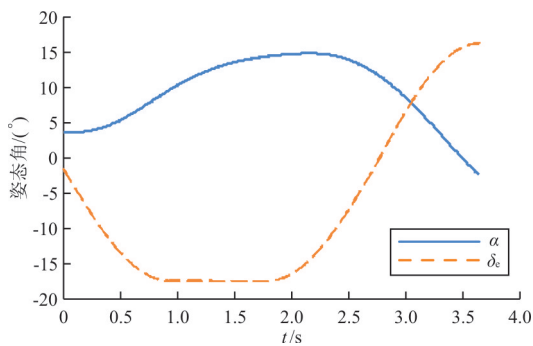


图 8 对称机动飞行参数时间历程

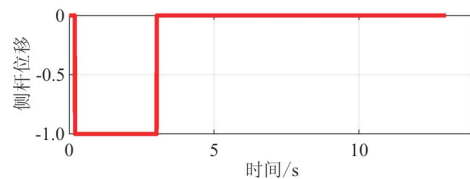
Fig. 8 Flight parameters of symmetric maneuver

(3) 成熟阶段

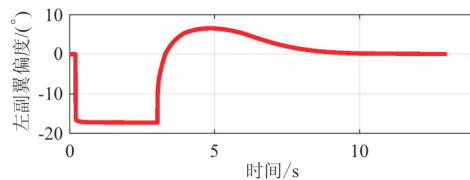
20 世纪末,随着计算机辅助设计技术的成熟,大量的六自由度的时间历程仿真成为可能,同时,由于先进的主动控制技术越来越多的应用于军、民用飞行器,尤其在详细设计阶段,耦合主动控制技术的六自由度机动载荷仿真也成为型号设计必须解决的问题。

1995 年 2 月,Langley 首先定义了一种名为 the Langley Standard Real-time Simulation in C++ (LaSRS++) 的飞行动力学框架结构,通过对多种飞机的测试,证明 LaSRS++ 项目是卓有成效的。随后 AIAA 又开发了用于飞行器物理建模的通用文件标准。在这些研究的基础上,国外的主机制造商成功开发出了灵活性、拓展性高的动力学仿真工具,并将之应用于机动载荷分析,还可与飞行控制律耦合,机动载荷仿真结果越来越准确。

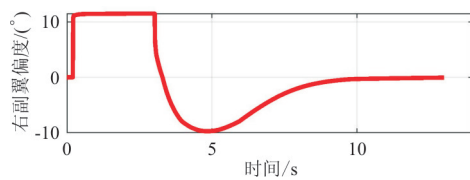
国内各大主机院所,例如沈阳飞机设计研究所、成都飞机设计研究所、上海飞机设计研究院等,在跟踪国外飞行仿真最新发展成果的基础上,结合控制律的设计,陆续研发出耦合飞控系统的飞行动力学仿真模型,并成功应用于机动载荷分析。国内某型机耦合控制律的机动载荷分析结果如图 9 所示。



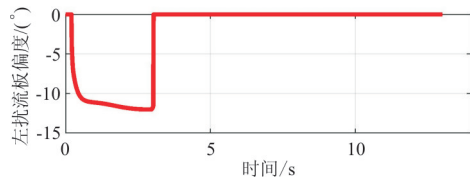
(a) 侧杆位移时间历程



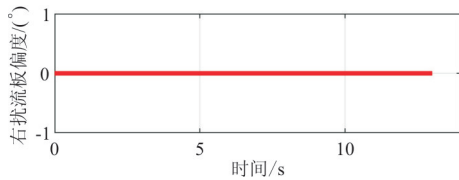
(b) 左副翼偏度时间历程



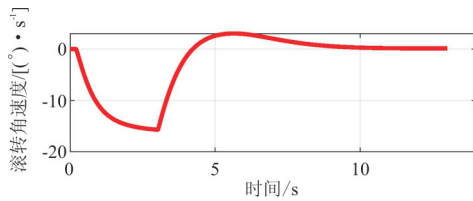
(c) 右副翼偏度时间历程



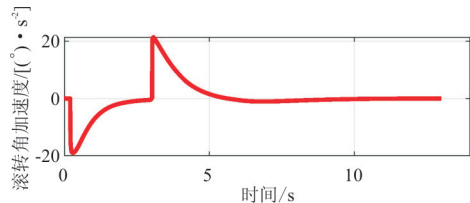
(d) 左扰流板偏度时间历程



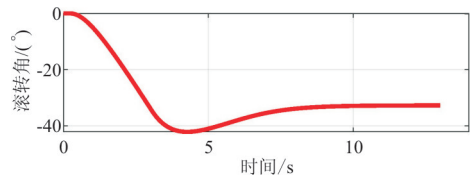
(e) 右扰流板偏度时间历程



(f) 滚转角速度时间历程



(g) 滚转角加速度时间历程



(h) 滚转角时间历程

图 9 六自由度机动载荷分析结果  
Fig. 9 Result of maneuver load for 6-DOF

### 3.3 分布载荷计算

完成了机动载荷分析后,仅仅只是获得了飞行载荷的概貌,要开展强度分析,还需要知道各部件载荷的分布——即通过压力分布数据获得各部件气动载荷的分布,再结合质量数据,求解出惯性力分布,将气动力、惯性力分布叠加,获得“净载荷”的

分布。

气动载荷的分布,主要是指以下两方面:(1)翼面展向压心位置/翼面展向力的分布;(2)翼剖面的压心位置/翼剖面弦向的载荷分布。

气动分布载荷计算的发展与机动载荷仿真相似,也主要分为三个阶段。

#### (1) 早期阶段

早期的气动分布载荷计算,主要是通过工程估算或者理论计算的方法,利用小扰动线性理论,将一般的扰流问题线化为几个解的叠加<sup>[8]</sup>。

基于线性假定,可以将绕翼型(三元问题也与此类似)流动的问题线化为几个解的叠加,既弯扭贡献、迎角贡献、弯度贡献(舵偏)及厚度贡献四个部分的叠加。在实际计算中,如果仅仅需要压差系数  $\Delta C_p$ ,而不是求压力系数  $C_p$  时,通常略去对  $\Delta C_p$  无贡献而仅仅对  $C_p$  有贡献的对称厚翼部分。

一般将上述扰流问题称为“基础气动力计算”。根据实际需要,研究人员通过编制程序即可完成“基础气动力计算”,进而结合机动仿真分析的结果,获得气动分布载荷。

#### (2) 发展阶段

随着风洞试验技术的成熟,逐渐转化为以风洞测压试验为主要依据求解部件气动力的分布。

风洞测压试验就是在风洞模型表面的适当位置布置测压孔,测压孔通过导管与压强传感器相连,即可测得模型表面的压强分布,如果全面进行高低速测压试验,建立一整套高低速的压力分布数据库,通过插值即可求得气动载荷分布。某型机的风洞测压试验现场图如图 10~图 11 所示。



图 10 高速风洞测压试验

Fig. 10 Pressure distribution wind tunnel test of high speed





图 11 低速风洞测压试验

Fig. 11 Pressure distribution wind tunnel test of low speed

使用风洞测压试验结果获得载荷分布积分后,一般与机动载荷仿真分析得到姿态及总载荷是不一致的,这种不一致,俗称“载荷不平衡”。造成这种不平衡的原因有很多,既有风洞试验模型的不协调性,也有测力测压试验修正体系的不协调性。如何解决这种不平衡,给出合理有效的分布载荷,是研究人员需要重点研究的问题。

### (3) 成熟阶段

近些年,计算流体力学(CFD)技术日趋成熟,计算数据也越来越多地应用于型号设计中。CFD技术通过对计算域进行离散,采用数值方法在上述离散网格点对控制方程(Navier-Stokes 方程或 Euler 方程)进行求解,以获得流场在离散空间和时间序列上的定量描述,用以研究和预测流体的运动规律、对物体的作用特征等。通过数值模拟的方法可以任意改变研究对象的外形和流体性质,可以更加方便、高效、低成本地分析飞行器的气动分布,为分布载荷的计算分析带来了极大便利。在国外,鉴于 CFD 技术的高效性、经济性,越来越多的主机制造商倾向于以 CFD 数据为主,风洞试验数据为辅作为载荷计算的主要输入。在国内,CFD 技术也越来越受到载荷工程师的青睐。CFD 技术在 A380 客机研制中的应用实例如图 12 所示。



图 12 CFD 技术在 A380 研发过程的应用

Fig. 12 Application of CFD technology in A380

## 3.4 气动弹性静力学分析

弹性结构在气动载荷中会产生气动弹性现象,20 世纪 30 年代,Cox 和 Pugsley 首先提出了“气动弹性”一词,用来描述这一现象。

气动弹性问题大致分为两类,一类是包含空气动力、弹性和惯性力相互作用的气动弹性问题,称之为气动弹性动力学问题;另一类则是只包含空气动力和弹性力相互作用的气动弹性问题,称之为气动弹性静力学问题,这一类问题也是飞行载荷专业的重要工作内容。

气动弹性静力学问题主要包含两种类型,一类是扭转发散问题及载荷的重新分布,另一类则是操纵效率及操纵反效问题。

在气动弹性静力学分析中,研究人员采用的主要气动力分析方法是线性气动力方法,包括片条理论、基于线化势流理论的低阶面元法和高阶面元法等方法,这类方法能很好地和结构有限元的分析方法相结合,重新构建一体化的静气动弹性方程,在型号设计分析中被广泛使用。NASTRAN、ZONAIR、ASTROS 等分析软件中的气动弹性模块都使用这类方法,但线性气动力分析方法也存在着不足,不能用于流场压缩效应显著的跨声速范围。

为了解决上述不足,人们又研究使用高精度的气动力方程(N-S 方程或 Euler 方程)和 CSD(计算结构动力学)方法相结合求解,在此基础上,发展出了紧密耦合和松散耦合的方法。20 世纪末,这类方法在国外研究较多,进入 21 世纪,国内的流固耦合研究也发展迅速。但这类方法一般分析耗费巨大,在工程实践中往往局限于对有限状态进行校核。

基于线性和非线性气动力方法的优缺点,人们又发展了一种准非线性方法,该方法可以引用高精度的 CFD 计算数据或试验数据,可适用于大迎角等非线性气动力状态,这一方法在近些年研究较多<sup>[9]</sup>。

## 4 严重载荷选取方法

即使根据规范的要求,合理定义了载荷场景,考虑到重量、高度、速度、机动情况等多种因素的组合,也考虑到机动时间历程中每个瞬时的载荷,将使载荷工况数目达到海量级别,对这些工况全部进行载荷分布计算,即使在计算机辅助设计高度发达的今天,也是很困难的。而即使完成了这些工况的

分布载荷计算,后续的强度分析工作也是不现实的。为了不遗漏临界载荷情况,又大幅减少强度分析的工作量,临界载荷筛选是必不可少的。

在现代飞行载荷设计的早期,受设计工具和手段的限制,研究人员主要通过设计点法和单值包线法<sup>[1]</sup>进行载荷的筛选:

首先,通过分析机动或阵风过程的时间历程,结合飞机的气动特性,采用设计点的概念来挑选典型的载荷特征点。以飞行器偏航机动的垂尾载荷为例,如图 13 所示,垂尾载荷主要有三个设计点,这三个设计点不仅载荷大小不同,其分布形态也各不相同,第一设计点,其载荷主要由舵偏贡献产生,属于后压心情况;第二设计点则由最大侧滑和最大舵偏反相叠加产生,属于前压心情况;第三设计点是由单纯的侧滑产生,属于正常压心。这三个设计点基本概括了偏航机动过程的特征。

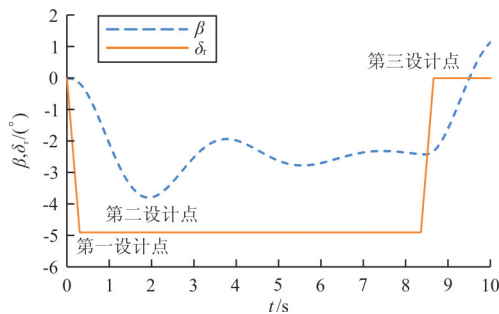


图 13 偏航机动响应曲线

Fig. 13 Response of yaw maneuver

经过设计点法选择后得到的载荷结果,进一步进行气动力分布及惯性力分布计算,并求出各框位、肋位净载荷分布值,将多种载荷情况的某一力素,如剪力、弯矩、扭矩等,做出沿展向或轴向的极值包线,得到部件的单值包线,如图 14 所示。

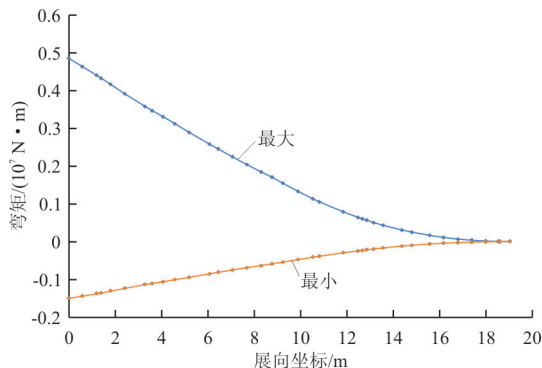


图 14 部件载荷单值包线

Fig. 14 Single value envelope of component load

设计点法对于以气动载荷为主的翼面类部件而言,如机翼、平尾、垂尾等很有效,而对于受惯性载荷为主的机身类部件,则有些不足。伴随着设计手段和工具的提升,为了弥补这一不足,人们在设计点法的基础上又发展出了参数选择法和参数分析法。结合飞机的具体情况,选择俯仰角速度  $q$ , 俯仰角加速度  $\dot{q}$ , 偏航角速度  $r$ , 偏航角加速度  $\dot{r}$  等参数为目标参数,将这些目标参数达到极限值(最大值和最小值)的设计点作为初选得到的载荷工况。

随着认识的不断提高,研究人员意识到单一的单值包线法并不能完整覆盖临界载荷工况,对于传力路径较为简单的部件,单值包线基本能涵盖载荷的临界情况,而对于现代飞行器的主要承力部件,其传力路径都较为复杂,某些较大的但又不是极值的载荷组合也会成为设计情况。为了对单值包线法进行补充,又发展出了组合包线法<sup>[1,7,10-11]</sup>。

组合包线法通常采用的组合为:弯矩—剪力、弯矩—扭矩,剪力—扭矩。通常在机身类部件上选定 6~8 个框位,如结构对接框(前段、中段、尾段框),集中质量框(前起落架框、主起落架框)等典型框位上绘制复合包线。对于翼面类部件,通常选定 4~6 个剖面,如翼根剖面,操纵面区剖面、翼尖剖面及各结构对接面等典型剖面上绘制组合包线。某型飞机机翼典型剖面的组合包线如图 15~图 16 所示。

参数选择法和组合包线法的使用使得载荷筛选越来越精细,通过多种方法的互为补充,即可最终确定临界载荷设计情况,并得到全部的数据信息,可以保证严重载荷情况不被遗漏。

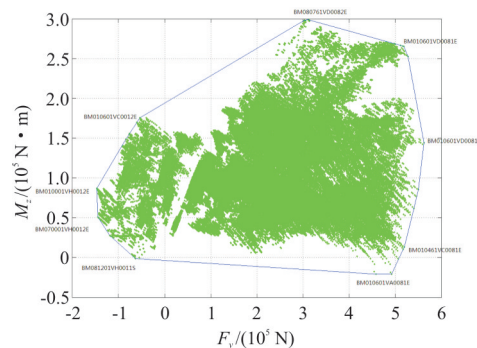


图 15 弯矩—剪力包线

Fig. 15 Bending moment-shear envelope

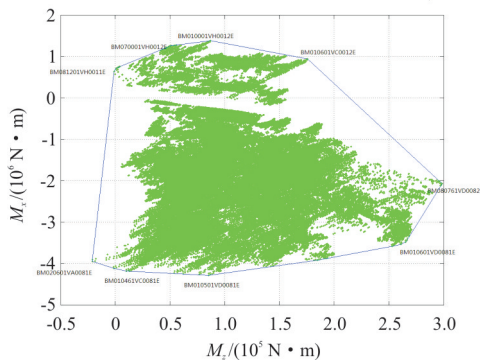


图 16 弯矩—扭矩包线

Fig. 16 Bending moment-torque moment envelope

### 5 飞行载荷的验证

飞行载荷设计本质上是一种预测技术,而为了表明验证载荷计算方法和设计输入数据是否准确有效,用于结构强度校核的载荷预测值相对于真实飞行是否可靠或偏保守<sup>[12]</sup>,则必须通过载荷试飞加以验证。

飞行载荷试飞一般安排在试飞的早期阶段,在完成必要的空速校准试飞后就可以开展载荷的试飞。这种安排的好处包括:①保证后续试飞安全;②尽早发现存在的不足;③便于安排与其他科目的结合试飞;④避免测试改装失效。

经过几十年的发展,目前载荷试飞的测量方法已基本成熟,主要分为压力分布和应变测量两种方法,两种方法的特点如表 2 所示。

表 2 压力分布方法和应变测量方法的特点

Table 2 Characteristics of pressure distribution method and strain measurement method

方法	特 点		
	测量方式	改 装	维 护
压力分布测量	直接测量,能得到更详细的弦向气动载荷分布	改装工作较大,电缆、气管布线麻烦,坏点难以修复	维护麻烦,防止雨水、灰尘等污染
应变测量	间接测量,只能得到展向净载荷分布,误差来源比较多	改装相对简单,主要布置电缆;通过备份解决坏点	维护相对简单

在规划载荷试飞时可以根据飞机特点,针对不同的部件合理选用不同的测量方法。常规的方案是机翼、平尾、垂尾主翼面用应变法测量剪力、弯矩和扭矩,机翼同时布置若干测压剖面;襟翼、缝翼等增升装置测量表面压力分布;主飞控翼面通过应变

测量铰链力矩。测量机翼、尾翼载荷经典的方法是在主传力路径上粘贴应变电桥(如图 17 所示),通过载荷方程<sup>[13]</sup>得到翼面不同展向站位的累积净载荷(剪力、弯矩和扭矩)。应变电桥位置的选择需要综合考虑传力相对单纯(弯剪扭不耦合)、改装空间足够、避开应力集中或突变区域等因素,并充分考虑试飞中外界大气温度随高度的大幅变化,做好温度补偿措施,这一点与地面常温试验存在很大差异。

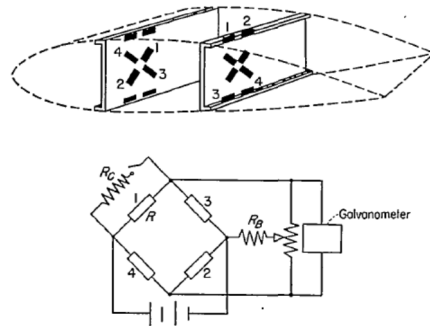


图 17 应变改装示意图<sup>[13]</sup>

Fig. 17 Strain modification<sup>[13]</sup>

为了准确测量主翼面的剪力、扭矩、弯矩,地面校准试验是必不可少的,如图 18 所示。



图 18 地面校准试验<sup>[14]</sup>

Fig. 18 Ground test<sup>[14]</sup>

在飞机改装完成后,将其停在机库中约束固定,对机翼、平尾、垂尾等主要承力结构施加各种已知的剪力/弯矩/扭矩组合载荷,记录应变电桥的输出,根据输入载荷和电桥输出关系优选得到剪力/弯矩/扭矩的载荷方程,如式(7)所示<sup>[15]</sup>。试飞时测得电桥输出后,通过此载荷方程反算出机体载荷<sup>[15-18]</sup>。

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{V} \\ \mathbf{M} \\ \mathbf{T} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \beta_{13} & \cdots & \beta_{1j} \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \beta_{23} & \cdots & \beta_{2j} \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \beta_{33} & \cdots & \beta_{3j} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \mu_3 \\ \vdots \\ \mu_j \end{Bmatrix} \quad (7)$$



对于副翼、升降舵、方向舵这些作动器连杆连接的主飞控翼面,则可以在作动器连杆上粘贴应变片测量拉/压力,进而通过不同偏度的几何关系即可得到活动面的铰链力矩。试飞前也需要通过地面试验校准应变与拉/压力间的关系方程。地面试验和数据分析通常要耗费数周时间,在规划安排时需预留出充足的停飞周期。

压力分布测量是在蒙皮表面粘贴测压带,或者直接在蒙皮上打孔,用测压软管将测压孔与扫描阀连接,采集壁面的压力分布数据。对于尺寸较大的翼面(如机翼主翼盒),可以在蒙皮表面粘贴测压带(外径 2 mm 以上),此种测试改装对试飞机原有结构的改动较少。但对尺寸较小的结构(如前缘缝翼,如图 19 所示)不适用,因为测压带对原有气动外形的改变较大,气动干扰不可忽略。对此可以单独加工外形相同的测压试验件,直接在蒙皮上打孔,缺点是对原有结构有改动(需合理布置安装维护口盖),成本高。

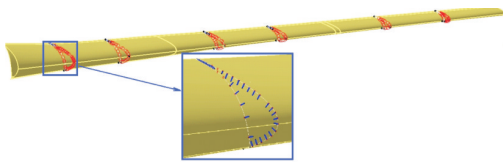


图 19 测压孔示意图

Fig. 19 Pressure tap

随着测量技术的发展,波音公司首先在 B787 飞机的载荷试飞中采用了一种新型的带状压力测压系统<sup>[19]</sup>,该系统尺寸较小,可以直接贴在蒙皮表面,直接输出压力值的电信号。在获得壁面的压力分布数据后,通过对封闭曲面积分可以得到翼面的气动载荷,取得了较好的效果。但这种方法在国内的载荷试飞中应用尚未普及,亦无成功案例。

通常,载荷试飞不直接验证严重载荷<sup>[20]</sup>,因此无需进行临界情况的试飞。而且飞行载荷主要分析频率 2 Hz 以下的机体静载荷,适用定常气动假设<sup>[21]</sup>。多数情况下机动试飞中机体所受的气动力是不断变化的,因此机动动作越剧烈,非定常气动影响越大。除失速或抖振外,计算分析模型主要使用定常气动力,因而试飞机动动作应尽量保持较长时间稳定段。失速或抖振试飞侧重于通过试飞测量理论上难以准确预测的气动力,尤其是测量平尾上的非对称载荷<sup>[22]</sup>。

选择试飞点(一个试飞点指特定速度、高度、重量重心、过载与机动动作的一种组合)的基本原则是保证试飞安全。除必要的失速和抖振试飞外,载荷试飞在飞行手册规定的包线范围内进行即可。

试飞完成后需从大量试飞数据中挑选出与试飞大纲要求符合性最好的试飞结果进行分析<sup>[23-24]</sup>。对比分析流程图如图 20 所示。在用载荷方程计算载荷时,需要设置电桥零值。尾翼内没有油箱,在试飞前停机状态可以将电桥的初始值赋值为零。机翼则不同,可以将空油箱对应的电桥输出作为零值,每架次机翼油箱内装载燃油后,试飞前停机状态的电桥初始值是零值加燃油惯性力产生的电桥输出值<sup>[25]</sup>。

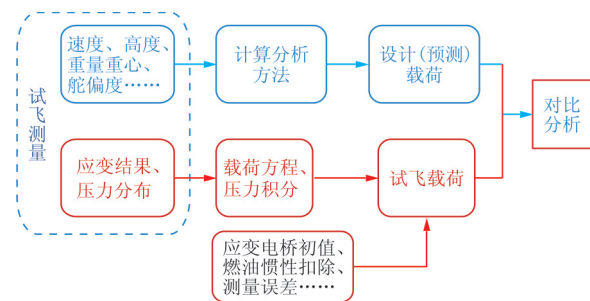


图 20 试飞载荷对比分析

Fig. 20 Comparative analysis of flight test

经处理后将设计载荷与试飞载荷进行对比。某型机翼面站位弯矩随过载变化曲线如图 21 所示,可以看出:线性部分设计结果与试飞结果吻合很好,非线性部分设计结果比试飞结果略保守。

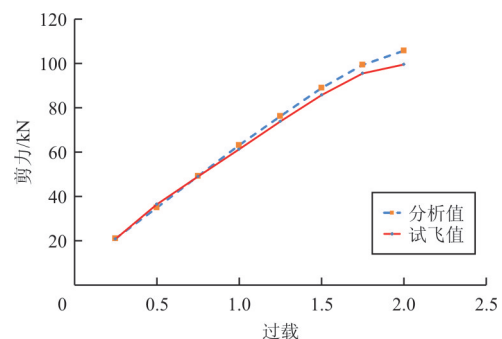


图 21 翼面站位弯矩对比

Fig. 21 Comparison of bending moment of wing

压力分布的对比(如图 22 所示)更为直观,如果分析与试飞测得的压力分布形态一致,曲线包络面积接近,则两者气动载荷接近。



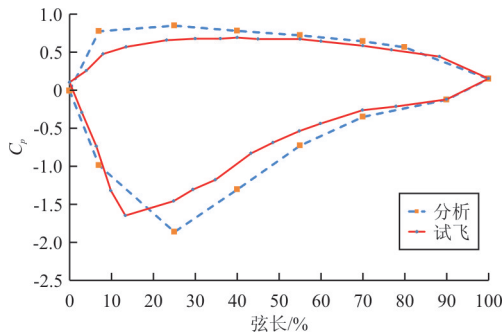


图 22 某型机翼面压力分布对比

Fig. 22 Comparison of pressure distribution of wing

除了型号试飞中的载荷试飞,还可以在运营航线的飞机上采集载荷数据,为飞机延寿、增大商载等积累飞行数据作为依据<sup>[26]</sup>。

## 6 飞行载荷设计展望

经过了几十年的发展,无论是国际上的主要制造商,还是国内的主机院所,飞行载荷设计都已发展到了一个相对成熟的阶段。国内的飞行载荷计算能力与国际先进水平差距不大。未来国内飞行载荷发展的方向将主要聚焦在新技术应用、试验验证等方向,主要有以下三方面:

### (1) 载荷控制律一体化设计

主动控制技术是未来飞行器设计的一个重要发展方向,无论是军用飞机还是民用飞机,越来越多的型号采用先进的主动控制技术,而目前国内控制律设计与载荷设计之间大多采用串联的工作模式,相对独立,这种工作模式载荷收益有限且迭代周期长,不利于快速迭代设计。因此,深入开展载荷与控制律综合设计研究,对于载荷设计与控制律设计,都具有重要的理论指导意义和工程实用价值。

### (2) 弹性载荷设计

现代飞行器结构柔度大,复合材料应用比例高,对气动弹性载荷设计的要求也越来越高。目前,弹性载荷设计主要依赖于理论计算,而不同的理论计算方法都存在一定的局限性,如 DLM 方法,虽然计算速度快,应用广泛,但在跨声速区其计算精度较差;而 CFD/CSD 耦合虽然可以较好地计算飞行器的气动弹性,但其运算速度较慢,不适合大范围的工程应用。如何综合不同理论计算方法的优缺点,建立一套完整的弹性载荷设计体系是国内研究人员需要重点研究的方向。

### (3) 飞模载荷试飞验证

飞行载荷设计最终还要进行试飞验证,当前,型号研制多采用真机进行载荷试飞验证,成本较高,且受改装工艺、飞行安全等影响,验证的范围也有限。而飞模试验在载荷分析方法、气动弹性载荷设计方法、飞行安全性的验证方面有着显著优势,从长远来看,载荷模飞验证是必然趋势,是未来载荷验证的发展方向。

## 7 结束语

飞行载荷是飞行器设计的一个重要组成部分,是连接总体气动和结构强度的桥梁。在超过一个世纪的时间里,飞机设计师们在该领域进行了大量的研究。本文通过对飞行载荷设计规范和设计方法的研究,对设计规范、设计方法、验证方法的发展历程、发展现状和技术特点进行逐一论述,梳理出现有设计验证方法的优点和不足,为飞行载荷设计方法的研究和优化提供了参考。在此基础上,结合新理念、新技术、新材料在飞行器设计中的应用,尤其是主动控制技术、飞模验证技术、复合材料应用等方面对飞行载荷未来的发展方向进行了展望,为飞行载荷设计的发展提供了可行的建议和思路。

### 参考文献

- [1] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第9册——载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. *Aircraft design manual*: Vol. 9—Load, stress and stiffness [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [2] Soviet Aviation Administration. Aircraft strength design guidelines[M]. [S. l.]: The Soviet Union, 1953.
- [3] 中华人民共和国国防科学技术工业委员会. 军用飞机强度和刚度规范: GJB67.2-85[S]. 北京: 中华人民共和国国防科学技术工业委员会, 1985.  
COSTIND. Specification for strength and stiffness of military aircraft: GJB67.2-85[S]. Beijing: COSTIND, 1985. (in Chinese)
- [4] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范: GJB67-2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.  
PLA General Equipment Department. Specification for structural strength of military aircraft: GJB67-2008[S]. Beijing: PLA General Equipment Department, 2008. (in Chinese)
- [5] EASA. Certification specification and acceptable means of compliance for large aeroplanes: CS-25[S]. North Rhine-Westphalia Koln: EASA, 2018.
- [6] FAA. Department of Transportation Subchapter C—Air-

- worthiness Standards: Transport Category Airplanes: FAR-25[S]. Washington DC: FAA, 2013.
- [7] 孙本华. 军用飞机飞行载荷计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 238-242.  
SUN Benhua. Calculation method of flight load for military aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 238-242. (in Chinese)
- [8] 彭小忠. 大型飞机飞行载荷计算方法[J]. 民用飞机设计与研究, 2004(3): 12-20.  
PENG Xiaozhong. Calculation method about flight loads of large aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2004(3): 12-20. (in Chinese)
- [9] 万志强, 邓立东, 杨超, 等. 基于非线性试验气动力的飞机静气动弹性响应分析[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 439-445.  
WAN Zhiqiang, ZHENG Lidong, YANG Chao, et al. Aircraft static aeroelastic response analysis based on nonlinear experimental aerodynamic data[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 439-445. (in Chinese)
- [10] 邓立东, 李天. 柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J]. 飞行力学, 2004, 22(4): 85-88.  
DENG Lidong, LI Tian. Research of nonlinear flight loads calculation on a flexible aircraft [J]. Flight Dynamics, 2004, 22(4): 85-88. (in Chinese)
- [11] 邓立东, 许春生, 董秀荣. 飞行载荷分析计算研究[J]. 航空学报, 1994, 15(4): 32-35.  
DENG Lidong, XU Chunsheng, DONG Xiurong. Analytical investigation of the aircraft flight loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(4): 32-35. (in Chinese)
- [12] 王兆东. 民机飞行载荷的试飞验证[J]. 民用飞机设计与研究, 2011(2): 16-20.  
WANG Zhaodong. The test flight demonstration of civil airplane flight load[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2011(2): 16-20. (in Chinese)
- [13] SKOPINSKI T H, WILLIAM S A J, WILBER B H. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads: NACA-TR-1178 [R]. USA: NACA, 1954.
- [14] WILLIAM A L, CANDIDA D O, TONY C, et al. Strain-gage loads calibration testing of the active aeroelastic wing F/A-18 airplane: AIAA-2002-2926 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [15] JOHN S, WILLIAM V, MATTHEW W, et al. Flight testing and evaluation of the structural response to flight loads of a small scale unmanned aerial system: AIAA-2012-2498 [R]. USA: AIAA, 2012.
- [16] 赵燕. 基于遗传算法与评估模型的飞行载荷实测研究[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2506-2512.  
ZHAO Yan. Flight load measurement based on genetic algorithm and evaluating model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2506-2512. (in Chinese)
- [17] WILLIAM A L, RICK S. Strain-gage loads calibration parametric study: NASA TM-2004-212853 [R]. USA: NASA, 2004.
- [18] 胡昌荣. 飞机飞行载荷测量载荷方程的优选[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 102.  
HU Changrong. Optimization of load matrix for aircraft flight load measurement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 102. (in Chinese)
- [19] 钱锟. 波音 787 的飞行试验[J]. 航空科学技术, 2010(5): 7-10.  
QIAN Kun. Flight test of B787[J]. Aeronautical Science & Technology, 2010(5): 7-10. (in Chinese)
- [20] LOVE M H, YOAKUM R E, BRITT R T. Identification of critical flight loads: AIAA-2003-1893[R]. USA: AIAA, 2003.
- [21] The Research and Technology Organisation (RTO) of NATO. Design loads for future aircraft[EB/OL]. [2020-10-12]. [https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show?paperid=b07ced9f5a1f82dee33028f538ee077&site=xueshu\\_se](https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show?paperid=b07ced9f5a1f82dee33028f538ee077&site=xueshu_se).
- [22] Loads and Dynamics Harmonization Working Group. Flight loads validation[EB/OL]. [2020-10-12]. [http://www.faa.gov/regulations\\_policies/rulemaking/committees/documents/media/TAEladT21-061101.pdf](http://www.faa.gov/regulations_policies/rulemaking/committees/documents/media/TAEladT21-061101.pdf). 2001.
- [23] 高强, 汪文军. 一种对称机动机翼飞行载荷处理方法研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(22): 5478-5481.  
GAO Qiang, WANG Wenjun. An analysis method of wing loads in-flight for symmetry maneuver[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(22): 5478-5481. (in Chinese)
- [24] 曹奇凯. 战斗机机动过程与飞行载荷综合设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1105-1109.  
CAO Qikai. Synthetic design on maneuver processes and flight loads of fighters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1105-1109. (in Chinese)
- [25] MICHAEL B. Flight test loads validation on a modern super mid-size business jet[C]// Proceedings of the 52nd Israel Annual Conference on Aerospace Sciences. Israel: [s. n.], 2012: 250-273.
- [26] TERENCE B, THOMAS D. The new FAA flight loads monitoring program: AIAA-91-0258 [R]. USA: AIAA, 1991.

### 作者简介:

闫中午(1982—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计、飞机气动设计、飞行载荷与载荷控制律综合设计。

宗宁(1976—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞机总体设计、气动布局设计、飞行载荷与静气动弹性。

任文广(1981—),男,学士,研究员。主要研究方向:飞机总体气动设计、飞行载荷。

李志(1964—),男,硕士,研究员。主要研究方向:飞行载荷、飞行测试。

(编辑:马文静)