

民机飞行载荷的试飞验证

王兆东

(中国民航上海航空器适航审定中心 结构强度室,上海 200335)

The Test Flight Demonstration of Civil Airplane Flight Load

Wang Zhaodong

(Structure and Strength Division, Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center, Shanghai 200335, China)

摘要:飞机飞行载荷的试飞验证是一种验证设计载荷可靠性的直接方法,在民用飞机飞机的适航验证中通常作为必要的符合性方法(Means of Compliance,简称MOC,飞行试验为MOC6)用于验证飞机设计对规章的符合性。在详细描述了进行飞行载荷试飞验证的规章依据、飞行载荷试飞验证的过程和方法的同时,给出了国外飞机进行载荷试飞验证的情况和验证的实例。

关键词:飞行载荷;试飞;民机;取证;符合性方法

[Abstract] Flight load test is an applicable way to verify the flight load design and used as the means of compliance (MOC6) in the certification for civil airplane to show compliance with relative flight loads requirements. This article demonstrates the regulatory basis, methods and procedures of flight load test. Flight load test cases for foreign airplanes are also introduced in the end of the article for support.

[Key words] flight load; flight test; civil airplane; certification; means of compliance

0 引言

中国民用航空规章第25部《运输类飞机适航标准》(CCAR-25)的25.301条款中明确规定“除非表明确定受载情况的方法可靠,否则用以确定载荷大小和分布的方法必须用飞行载荷测量来证实”。

1 对试飞验证的认识

1.1 试飞验证的目的

载荷是飞机结构强度设计的基础,对保证飞机的安全性有着重要的意义,载荷试飞验证的目的是验证载荷设计方法和所使用的数据是否准确有效。在获取载荷试飞数据后,需按试飞状态下的载荷分析计算结果与实测结果进行对比,如果实测结果小于分析结果则认为载荷的分析方法是可靠保守的,如果实测结果大于分析结果则申请人需修正载荷分析方法并重新得到分析结果,必要时对飞机进行设计更改以满足规章的要求。在此类试飞过程中,一般控制飞机主要结构部件的载荷在80%最大限制载荷范围内。

除上述要求之外,有时飞机会进行关于载荷的演示飞行,用于演示飞机各个特征速度的定义是否满足规章的要求(如设计巡航速度 V_c 与设计俯冲速度 V_d 的余量,设计襟翼速度的可靠性等)及验证飞机整体结构可以安全飞行到2.5g设计过载,以确认该飞机是否可以安全使用。此时,飞机的载荷可能达到最大设计载荷,这种演示不但可以用于证明

载荷的可靠性,同时也演示了飞机结构设计可以满足对设计性能的要求。

1.2 对规章的理解

(1)25部中规定了一系列载荷情况,如飞行载荷、地面载荷、增压载荷、惯性载荷及发动机和APU载荷。25.301条要求必须对计算这些载荷所使用的方法通过飞行试验进行验证,除非有充分的证据能够证明这些方法是充分保守或可靠的。

(2)飞机结构的构建包括一系列的步骤并要求有详细的关于气动载荷、刚度、阻尼、飞控系统特性等等,每一个步骤和项目都包含自己的验证。

(3)参照对方法的验证,25.301(b)中的要求是要保证对整个准确的载荷计算过程中包含的所有元素进行验证,包括数据和分析过程,以确保整个载荷产生过程能够可靠或保守地符合条款中对飞行载荷的规定。

(4)某些试验测量会补充甚至替代理论模型和方法分析结果。某些飞行载荷研究方法例如颤振载荷以试验数据推断出典型限制情况下的结果可作为设计基础。

2 需要进行飞行载荷试飞验证的情况

在对国外某些机型的研究过程中发现,一些机型在验证过程中并没有进行相关的飞行载荷测试或只进行了少量的测试项目。这是因为国外的飞行载荷分析手段已经相当成熟,计算流体力学和风洞测试技术已具有相当高的精度,并经过多个机型长时

间的服役验证,确认其可靠性,所以如果新的型号没有什么特殊而新颖的设计,那么对载荷的分析方法就不必进行验证了。但我国民机处在设计发展初期,分析方法和手段从未进行过验证,也没有强大的技术理论水平作为后盾,因此这是一项按条款保证飞机安全性所必须要做的工作,在有至少2~3个型号的数据和经验积累后才可以考虑象国外一样省掉这一步的工作。

2.1 飞行载荷试飞验证的确认

(1)申请方与局方应根据每个不同的型号具体讨论是否需要载荷测量及其扩展要求,这样的评估应建立在以下基础之上。

①申请人在已认证过的型号上进行研制,对新的重要的不同特性进行确认和评估。

②申请人在之前对确定载荷大小及分布的分析和风洞试验方面的经验,这些经验是由申请方经过前面的型号研制和适航审查积累起来的。验证活动是通过制定载荷测试大纲完成,有申请人主导完成并经局方认可能够证明对条款的符合性。

③各项参数的实际变化及对分析方法和风洞试验的持续适用性。

(2)新取证的飞机通常需要进行飞行载荷方法的验证,除非申请方有充分证据能够向局方证明不需要。

如果申请的型号与之前研制并取得过的型号构型相似,那么申请方所使用的分析方法如经过风洞试验验证并有之前飞行载荷验证及载荷测量经验支持的计算流体力学(CFD)方法,可以作为确定飞行载荷的充分依据而不需要进一步的飞行载荷测量。

(3)申请方如果在需要进行TC的更改,但无权进行型号的飞行载荷验证的情况下,将要求进行载荷的分析来证明所做的更改符合规范的要求。

(4)在适航验证计划过程中,申请方应尽早提交用于证实飞行载荷方法可靠性的支持性数据和试验计划。

2.2 新的或重要的不同设计特性

如果所申请飞机存在下列新的或重要的区别设计特征时(不限于),将必须进行载荷的试飞验证。

- (1)发动机安装位置由机翼改为机身;
- (2)两台发动机变更为三发;
- (3)下单翼变为上单翼;
- (4)从典型低平尾布局变为“T”尾;
- (5)首次使用大后掠角机翼;
- (6)飞行包线的大幅扩展;

- (7)加装翼梢小翼;
- (8)操作面构型的大改;
- (9)翼型、尺寸(展长、面积)大的更改;
- (10)高升力装置构型的大改;
- (11)动力装置的安装或构型的大改;
- (12)飞机尺寸的大更改。

2.3 其它考虑

(1)如果与之前申请人认证过的型号或载荷试飞试验没有类似之处,那么下面部件上的载荷不能可靠地的表明,则必须进行飞行载荷测量试验。

- ①高升力装置;
- ②操纵面铰链力矩;
- ③尾翼处的抖振载荷;
- ④其它非典型装置。

(2)对于不确定的载荷状态如失速抖振,申请人必须进行一系列具有适用性的测量试验,研发出一种可靠的方法来得出合适的载荷。

3 飞行载荷测量内容

3.1 测试项目

飞行载荷测量(如使用应变片、测压带、加速度计)可以包括:

- (1)主升力面上的压力/气体载荷/净剪力、弯矩、扭矩;
- (2)飞行试验数据结果中用来修正分析模型的气动力学参数;
- (3)高升力装置载荷及其作用点;
- (4)主操纵面的铰链力矩及其作用点;
- (5)由飞机的滚转、偏航机动和抖振引起的飞机尾翼非对称载荷;
- (6)对载荷分析或测量中不确定或不可靠的部位进行应变和响应的测量。

3.2 记录的飞行参数

载荷的测量状态应当考虑影响飞机载荷的不同参数,包括飞机设计限制下的载荷系数、飞行速度、高度、重心、惯量、推力设置、油载、减速装置设定、襟翼和起落架位置。这些参数必须足以推导出设计载荷情况,通常飞行试验中的载荷不必超过设计载荷的80%。

3.3 飞行状态

飞行载荷测量通常包括以下状态:

- (1)坡度转弯、拉起、俯冲等(验证机翼和平尾载荷);
- (2)进入失速和抖振边界状态(验证平尾抖振

载荷);

(3) 偏航机动包括方向舵规定输入和稳定侧滑;

(4) 滚转机动。

一些飞行载荷状态通过载荷试验很难准确测量,因为它的输入条件(如突风)不能被准确地控制和触发。因此这种状态不需要进行载荷的测量,并且通常故障和失效也不专门进行用于验证的测量。

下面给出两种典型状态下的具体试飞要求供参考。

① 滚转状态,通常选择 30° 倾斜角对应的对称载荷系数,副翼偏转时采用逐渐增大偏角的方式,从一侧的 30° 倾斜角滚转到另一侧的 30° 。

② 偏航状态,通常首先在试飞中逐步提高到 80% 的设计载荷,在将试验结果及分析进行评估后扩展到 100% 的设计载荷,试飞中使用到的典型机动状态包括协调转弯、俯冲、拉起、侧滑(有反舵和无反舵)及滚转改出。禁止来回反复偏转舵面。只允许舵面单次回到中立位置或方向舵反舵一次。飞机在零侧滑和非加速飞行时,方向舵突然偏转到操纵系统的偏转限制位置或操纵面的限制点;在飞机达到稳定平衡侧滑角时,方向舵突然回到中立位置。

3.4 载荷减缓及操纵系统的影响

如果飞机安装了某种载荷减缓装置并认为其有效,则必须通过制定合适的飞行试验大纲项目,来证明其影响。如果飞机具有自动控制系统,则需考虑自动控制系统对载荷测量结果的影响。

对于有主动控制的飞机,其飞行载荷一般会低于常规控制飞机,特别是机动载荷控制(MLC)的应用导致修改飞机的载荷分布形态,从而减少特殊部件上的极限载荷。但是平均而言,涉及到较多的操纵面,而且每个操纵面有较高的循环次数。

一般规范中没有给出主动控制的飞机和常规飞机间的差别,波音和空客飞机在进行电传操纵飞机的审定时都制定了相关的专用条件。

试飞项目的制定需要参考分析如何考虑电传操纵系统对飞机的影响,通常保险的方法是考虑电传操纵系统在工作与不工作两种状态下飞机的结构强度都能满足规章要求。

4 载荷测量结果

4.1 数据的对比

飞机载荷测量所获得的载荷不是直接测量获得的,而是通过相应的应变、压力、加速度获取。飞行

试验中得到的载荷密度与分布需要与通过分析方法得到的载荷结果相比较。在飞行试验和后来的修正中不确定的项目需要仔细考虑并比较分析试验数据使用的假设和可能性。因为通常飞行载荷状态都不是设计载荷情况,需要进行新的分析来产生相应状态的载荷与测试结果相比较。

4.2 影响测量因素

影响应变片的校正从而造成载荷不确定的因素包括温度、结构的非线性、零点、大的局部载荷(如发动机安装、起落架、襟翼滑轨或作动器引起的载荷)。静态和动态的加载也会影响应变和压力的测量。

4.3 修正方法

应该有确定的修正方法能够按照静或动弹性的载荷加载特性或现存的局部载荷状况或多或少地反映出可靠的真实载荷。所能达到的修正精确性还要依赖于申请人在应变片位置选择和校准试验大纲制定上的技术水平和经验。

应变片在飞机结构上的安装位置和校准可以找到可靠的指导性材料(见参考文献[5-6]),但不局限于两个。

4.4 修正的结果

无论获得什么程度的比较结果,申请人都应该能够判断修正过程中的因素,包括外推真实试验状态到设计载荷状态所产生的影响。

如果比较的结果很差,特别是如果分析方法低估了飞机的真实载荷,那么申请方应重新评估对所有部件的分析,而不是申请一个全面的修正系数。例如:

(1) 如果差异随马赫数的变化而变化,那么马赫数修正需要评估和更正。

(2) 如果减速装置打开的状态差异比干净机翼状态的差异要大,那么减速装置打开状态下的气动导数和展向载荷分布需要评估和更正。

5 载荷试飞验证的流程

飞行载荷的试飞验证在典型型号设计过程中的位置如图 1 所示。作为验证试验,申请人应按照 AP-21-03R4 中的规定进行工作的安排,及时获得局方的型号检查核准书(TIA)并配合相应的制造符合性检查工作,参照程序中的的相关要求编制飞行试

验大纲及试验报告供局方审查。申请人可以根据自己的研制计划和进度制定飞行试验大纲并与局方协商修改后最终报局方批准。从降低风险保障飞行安全的角度来考虑,飞行试验分为两个阶段,并与静力试验的大纲中规定的加载顺序联系。第一阶段是在飞机的静力试验进行到极限载荷之前,在这一阶段中飞机进行一些典型正常状态的试飞,根据这一阶段的试验结果,在静力试验进行到极限载荷前,申请人可以根据试验数据与分析数据的对比情况,阶段性评估自己的分析方法并在评估后根据评估的结论可以对加在静力试验机体的载荷的大小和分布作一些修正,飞机的载荷不能超过 80% 的限制载荷。随后进行 100% 的极限载荷静力试验,在静力试验完成后,试飞进入第二阶段飞行状态向外扩展至整个包线,并进行一些演示性飞行,可能会出现高载荷的飞行科目。

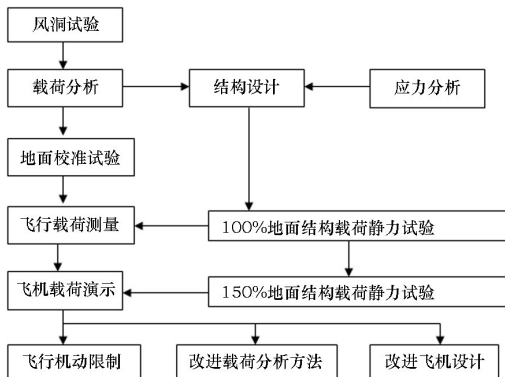


图1 载荷试飞验证在型号设计中的过程示意图

6 国外机型载荷试飞验证的情况和实例

国外的型号设计审查也经历了这样的过程,波音 727 和波音 747 的试飞过程中都进行了大量的飞行载荷试验项目,它们分别于 1963 年 12 月和 1969 年 12 月取得型号合格证。在之后的波音新型号飞机试飞内容中,在目前掌握的资料中没有载荷验证项目。空客 A320 飞机的试飞过程中也进行了压力分布和载荷的测试。

6.1 波音 727 飞行载荷测量

在波音 727 的飞行试验中进行了广泛的飞行载荷测量。在试验机上共装有 170 个代温度补偿的应变计电桥和 14 个加速度计,用于进行飞行载荷和阵风载荷测量。大多数应变计是在制造飞机时安装在

结构内部的,共设置 6 个部位:左翼根站位;右翼根站位;前机身 2 个站位;后机身 2 个站位;垂直安定面和水平安定面。安装加速度计是为了测量在 3 个机身站位、4 个发动机站位、翼尖和水平安定面翼尖的法向加速度和侧向加速度。此外,在飞机制造期间,安装了大约 235 个压力引气器,以测出前缘襟翼和前缘缝翼及三缝后缘襟翼的压力分布情况。组合的调频/脉宽调制(FM/PDM)磁记录系统用作机载记录设备。

在开始飞行载荷测量计划前,3 号机进行了全面的地面校准。校准时,把试验机放在地面结构试验台上,当用一系列液压作动筒施加载荷时,记录下应变计的输出量。加载状态包括沿机翼、机身和尾翼的单点和多点载荷。用计算机程序来分析各个应变计电桥的响应,以便确定哪种电桥组合能提供最精确的剪力、弯矩和扭矩。测量许多应变计电桥组合之后,取那些最精确的应变计电桥组合测量值,供机载磁带系统记录载荷数据用。

上述试飞共需 21 飞行小时,其中 15.9 飞行小时用于飞行载荷和襟翼压力测量,5.1 飞行小时用于阵风载荷测量。为了获得最大的飞行安全和最一致的驾驶员技术,试验状态通常在低于预计的许用结构载荷的 80% 载荷值时进行。在飞行载荷测量大纲期间,研究了几种通用的机动飞行形式。其中包括下滑拉起、收敛转弯、带滚转跃升、稳定侧滑、急蹬方向舵、失速以及方向舵快速输入。在载荷系数从 0~2g 时进行了下滑拉起机动飞行,在 1~2g 的范围内进行了收敛转弯。完成了带滚转跃升机动飞行,以便测量非对称飞行状态的载荷。

以三种额定高度:10 000ft(3 048m)、20 000ft(6 096m)和 30 000ft(9 144m)完成飞行载荷测量试验。试验进行到襟翼放下的标牌速度。在飞机为干净构型时,试验进行到最大使用速度(V_{MO}),以直至设计俯冲 M 数(M_D)的速度完成改出俯冲。

在整个飞机襟翼放下的升力能力范围内实施各个试飞状态时,获得了在前缘襟翼、缝翼以及后缘襟翼的气动载荷。

除了为获得低载荷系数时的精确值而增加了应变计电桥的灵敏度之外,阵风载荷测量使用了与飞行载荷测量试验相同的测试仪表。飞机谨慎地穿过预定的大气紊流区飞行,以获得阵风载荷。低空试

验在额定高度 4 000ft(约 1 219m)进行,飞机为干净构型状态时以 250 节和 350 节的当量空速、在后缘襟翼放下 20°时以 160 节的速度进行。在自动驾驶仪接通和断开以及偏航阻尼器接通和断开的情况下实施低空试验条件。在低空,在±1g 偏差时遇到了大的紊流。在 20 000~25 000ft(6 069~7 620m)的高度范围内、在空速为 M0.85 时进行了高空阵风载荷测量。在自动驾驶仪断开和偏航阻尼器接通时进行了高空试验。

6.2 波音 747 飞行载荷测量

当时生产的 3 号机进行了非常广泛的飞行载荷测量。其主要目的是获取气动载荷,用以验证或修改原始设计时的风洞试验或计算给出的载荷数据。此外,飞行实测载荷还可用来确定施加于静力试验和机体疲劳试验的载荷。试验中,在整个设计速度包线内及所有襟翼和起落架位置时,以 3 种高度进行。其机动飞行包括:拉起、收敛转弯、滚转、侧滑、突然升降舵阶跃、扰流器工作、升降舵到平尾协调、失速、加速、减速、起飞、着陆、滑行转弯以及地面操纵。整个试验共飞行 14 起落,累计 51 飞行小时。

6.3 某机型的试飞测试数据分析实例

图 2 是国外某飞机的飞行载荷测试顺序,载荷试飞按照飞行高度从高到低,马赫数由低到高的顺序进行。所挑选的飞行情况对应的载荷在整个载荷包线中的位置如图 3 所示。

通过图 4、图 5 和图 6 中的曲线可以看出,总的来说,飞机在对称机动中的机翼和平尾的翼根弯矩和实测值与分析值吻合得相对较好,只是在个别状态中有实测值大于分析值的现象,但都是在载荷的包线范围内,因此申请人针对实测载荷对原分析方法进行了改进。

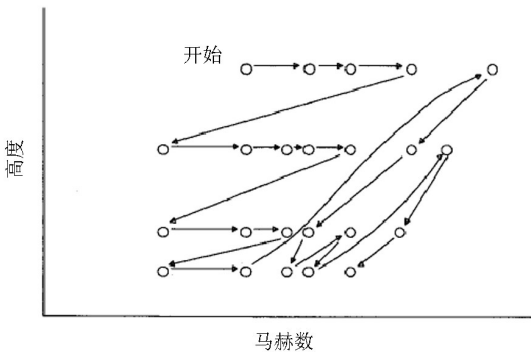


图 2 载荷测试顺序

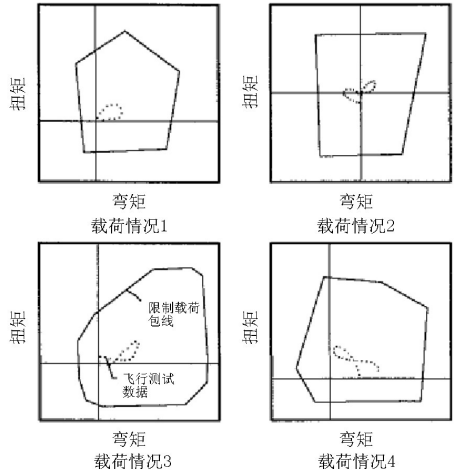


图 3 载荷试飞状态下的载荷在整个载荷包线中的位置

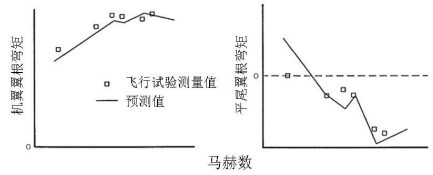


图 4 对称状态机翼及平尾弯矩曲线对比

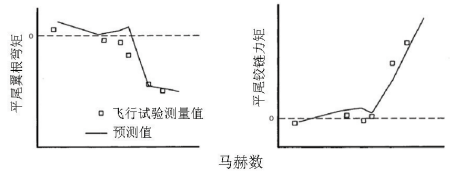


图 5 滚转状态平尾弯矩与铰链力矩曲线对比

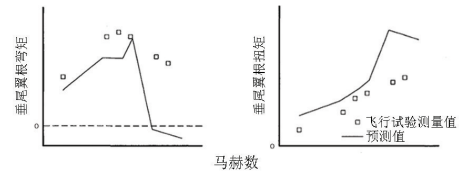


图 6 横向状态垂尾根部弯矩与扭矩曲线对比

参考文献:

[1] 中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》(CCAR-25).
 [2] 《Certification Specifications for Large Aeroplanes》(CS-25).
 [3] 飞行试验方法及数据处理,中国试飞研究院,1998.
 [4] 《Flight Loads Test of the Indigenous Defensive Fighter》Yuan-Bin Chang, Tzer-Yuan Lin, Jee-Ray Wang, t and Chih-Chung Ghent,1994.
 [5] Skopinski, T. H., William S. Aiken, Jr., and Wilbur B. Huston, "Calibration of Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for Measurement of Flight Loads", NACA Report 1178, 1954.
 [6] Sigurd A. Nelson II, "Strain Gage Selection in Loads Equations Using a Genetic Algorithm", NASA Contractor Report 4597 (NASA-13445), October 1994.