

美国军用规范 飞机强度和刚度

(MIL—A—8860系列)

美国洛克希德公司怀特先生咨询记录



30268383

航空工业部飞机强度规范编写办公室

1983.11.

前 言

美国军用飞机强度规范中的许多内容到底如何理解和使用？一直是我們很关心的问题。为了探讨这些问题，航空工业部飞机局以“飞机强度规范协会”(AASS)的名义邀请美国洛克希德公司乔治亚分公司的怀特(T. Witte1)先生于1983年10月26日至11月1日在西安作了一次咨询。参加这一活动的有630所、603所、601所、611所、320厂和西北工业大学等单位共三十余人。

怀特先生在洛克希德乔治公司已工作了三十二年，主要从事载荷方面的工作，曾是C-5A飞机结构强度组的头头，现为“全美航空与航天工业协会载荷委员会”主席，这个委员会正参与制订用以替代MIL-A-8860系列的新的规范MIL-PRIME。

历时五天的咨询，怀特先生认真地回答了大家所提出的问题。他的回答，一部分解释了一些条文，一部分介绍了一些洛克希德公司实际使用规范的情况。当谈到实际应用与规范不尽一致时，怀特先生总是强调“规范不是法律，是指导性文件，它不同于FAR”的观点。并多次指出“不要把军用规范8860系列看成一成不变的东西，美国也正在修改。”他的这种见解对我们开阔思路很有帮助。

从怀特先生的回答中，我们还了解到规范中许多英文词句使用很不严格、很不标准，甚至有些地方用词不妥，这不仅使我们很费解，就是在美国国内也有不少理解上的争论。这就启发我们，在研究美国军用规范时不要拘泥于文字。总之，这次咨询对我们开展飞机强度规范的研究工作是很有帮助的。

因此，我们把它整理成册，它包括了这次咨询的全部问题，其顺序基本上是按所涉及到的MIL-A-8860系列的有关章节排列。分七个部分：一、总则；二、飞行载荷；三、其它载荷；四、地面载荷；五、可靠性要求、重复载荷和疲劳；六、颤振、发散及其它气动弹性的不稳定性；七、飞行和地面操作试验。

当然，怀特先生还只是美国某一个工业部门的代表，他本人的经历也主要只限于大型军用运输机，同时也不能完全排除对我们技术上存有保留的可能性，加之我们理解上难免有失误之处，故希读者在使用这本小册子时加以注意和分析。尽管如此，从内容上看，对研究美国军用规范的同行，还是值得一读的。

参加这次咨询活动的人员如下：航空工业部飞机局科研处冯宝恂、汤小平、顾伟豪同志，630所董庚寿、王根元、陈启顺、陈昭灼、解友林、张忠民、王记、蒋祖国、张永河、刘福富、马保林、王仲燕、王裕昌、宋家驹、何泾、周全解、孙其东、马江平和官西卿同志，西北工业大学吴富民、王建培、吕国志同志，601所张照箴、张兆荣同志，603所吴克明、孙亚珍、吴远富、苏淼、肖风琴同志，611所刘锐琛、张建农同志，320厂陈奎林、沙中山同志。

本资料由飞行力学编辑部负责编辑工作，由富平县印刷厂负责印刷工作，在短短的一个月时间内，能和广大读者见面，在此顺表谢意。

(MIL-A-008860A)

自我介绍

首先，介绍一下我的背景，让大家知道我的经历。我在洛克希德——乔治亚公司工作了卅一年，主要从事载荷、静动强度试验工作，从一九六八年起，我是C—5A飞机结构强度组的头头。当前我们公司有C—130、C—5A、C—141、C—5B和喷气星飞机，战斗机是在洛克希德——加利福尼亚公司设计生产的，我的主要精力是在运输机设计方面，所以大家要问我有关战斗机、侦察机等方面的问题时，则要谅解我，因为我的经历主要是从事运输机方面的工作。我这个组主要是作静、动载荷的工作，同时还作飞行试验、地面试验。关于颤振试验是在另外的组，有关这方面的问题，你们可以提出来，我可以带回去。

Taylor WITTEL

1983.10.28

于中国西安

V215-6
1007

目 录

前言

怀特先生的自我介绍

一、总则 (MIL-A-008860A)	(1)
二、飞行载荷 (MIL-A-008861A)	(2)
三、其它载荷 (MIL-A-008865A)	(22)
四、地面载荷 (MIL-A-008862A)	(23)
五、可靠性要求、重复载荷和疲劳 (MIL-A-008866A (B))	(30)
六、颤振、发散及其它气动弹性的不稳定性 (MIL-A-008870A)	(36)
七、飞行和地面操作试验 (MIL-A-8871A)	(37)
八、其它有关问题	(47)



496076

一、总 则

(MIL—A—008860A)

3.5 变形

问：在型号设计中有害变形如何控制？是否有具体的变形指标？

答：有害变形系指影响飞机性能、操稳的变形。

按飞机平均巡航状态下，算出飞机受载变形的情况，设计成模型，进行风洞试验。

飞机的刚度一般由以下几方面确定，(1)颤振的要求；(2)弯、扭刚度的要求；(3)考虑襟翼收放的附加变形。

如C—5A飞机(347吨)，因尺寸大，机翼变形大，前缘襟翼不能收放，此时只好修改襟翼收放机构。

3.6 载荷的重新分布

问：翼面温度变化如何影响翼面气动载荷的分布？使用什么试验手段或方法验证这一影响？

答：我没有遇到过这方面的问题，对大部分运输机， $M=0.8$ ，翼面温度影响很小。我不很清楚，很抱歉。

由于热的影响，机翼可做成挠曲形的，例如双3飞机(SR71飞机)。我可以问问有关人员再详细回答你们。

3.11 设计强度

问：3.11节中有了许用破坏强度保证后，为什么还要有许用屈服强度保证？它的验收标准是什么？

答：强度设计标准是结构在限制设计载荷(相应于屈服应力)下，不允许有永久的变形或有害的变形。通常1.5倍的限制设计载荷所得到的极限设计载荷(相应于破坏应力)下，结构不应破坏。如果使用的材料的破坏应力刚好是1.5倍的屈服应力，那么两个标准能够同时满足。实际上，多数现代飞机是由屈服应力比破坏应力不是低很多的合金材料制造的。因此，事实上，强度标准通常成了一个极限要求。这有很大好处。因为限制设计载荷可能无意中超过，也不会产生永久变形。这并不是说，鼓励超过限制设计载荷，然而仅能够允许某些超过量，也不会永久损坏结构。耐久性和损伤容限的考虑，可以用一个较低的设计应力水平来确定；然而这已不同于本问题，以后再讲。

6.2.1.3 基本飞行设计重量(W_{BF})

问：美国规范第6.2.1.3节规定，所有飞机按机内满油作为基本飞行设计重量，在具

体型号设计中是如何处理的?据悉美国歼击机是按50%余油作为基本飞行设计重量,为什么和规范要求不一致?

答: MIL-A-8860系列的要求,不象适航性条例FAR那样,它不是法律。经买主(通常是空军)同意是可以偏离于原规范中的要求。事实上多数飞机有一条或多条偏离于MIL-A-8860系列中的要求。通常与一般规范要求不一致的特定的飞机按照特定的任务要求确定偏离。很显然,至少美国已有的战斗飞机的基本飞行设计重量仅按内部燃油的50%。也许较少的燃油量是与任务要求一致的,并且对买主来说又保证安全。例如,如果基本飞行任务包括在某一个中间点进行攻击并进行空中格斗,然后返回基地。预期在格斗任务段达到最大载荷系数,用50%的机内燃油是合适的。洛克希德公司的运输机通常按照最大无燃油重量(即使用的空机重量加上设计货物重量),加上机内总燃油量去掉用于滑跑起飞的燃油量来确定基本飞行设计重量。要指出的是,设计重量长期以来承包商是能够确定的,而且对于使用者的需要来讲这些重量是合适的和适当的。

6.2.2.5 接地速度(V_E)

问:规范中为什么要规定这个速度?

答:原来的定义是指飞机接触着陆面的速度。对于舰载飞机,后机身有钩,需要用到这个速度来设计挂钩。对于个别陆上飞机,有时也用到此速度。

二、飞行载荷

(MIL-A-008861A)

关于运动方程的选取和弹性修正的问题

问:为了计算飞机的总载荷,你们公司是采用什么样的运动方程?如何考虑弹性修正?

答:在我们洛克希德公司里,只要能满足买主的要求,则方程选取的越简单越好。对于纵向对称机动运动,只要用二个自由度方程,对其他机动运动则用二个自由度方程,再加入某些气动导数的弹性修正,但加得越少越好。

问:为了计算机动飞行载荷,你们公司是选用什么样的运动方程?是六个自由度方程还是三自由度方程?运动方程是线性的还是非线性的?

答:六个自由度方程有时也是用的,但费用很贵,为了降低费用,尽量采用较少的自由度方程,纵向俯仰机动用二个自由度小扰动方程,侧向机动用二个自由度方程,滚转机动运动用三个自由度方程。

插问:你们在什么情况下采用六自由度方程?

答:我们六个自由度方程仅仅用在特殊的机动飞行中,但也很少用。在大扰动非线性时用六个自由度方程,同时还用来分析空中事故。

插问：横滚机动运动用哪三个自由度方程？

答：用上下移动、俯仰、滚转三个自由度方程。应该指出：

规范条文上的概念和机动动作，都是理想化的、典型化的，是不代表实际的，所以可以用少一些的自由度方程来求解，但对事故分析就要用六个自由度方程来解。所以对飞机设计来讲，六自由度方程是不需要的。

问：3.20.1.1中如滚转用 Y 、 M_z 、 M_x 三个方向的方程，则反映不出 $\beta \neq 0$ 的条件，你们是如何处理的？

答：对偏航用二个自由度方程，对滚转用三个自由度方程，这是对的。对协调侧滑 $\beta = 0$ ，这三个方程就够用了。但对 $\beta \neq 0$ 时，则要再加一个方程。

插问：贵公司用什么样的方程，是否要得到买主的同意？

答：一般来说，用几个自由度方程事先都有所分析的，买主是会同意的，我们尽可放心。

问：线性和非线性方程如何选用？（回答内容为如何处理导数的非线性问题）

答：在通常情况下，大部分都是用线性导数，在大攻角非线性时，用逐段线性的方法来处理，如下图：

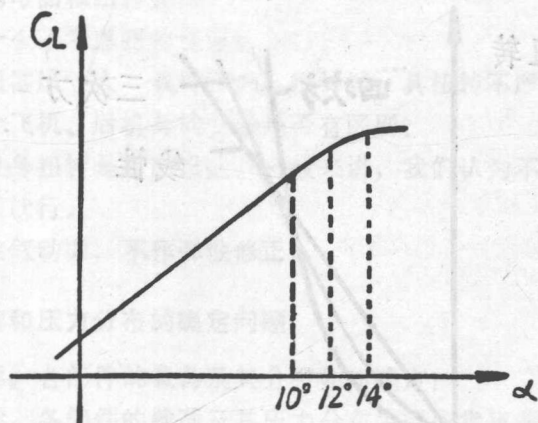


图 2—1 导数线性处理示意图

洛克希德公司在过去是将非线性数据直接送进机器里，但这样不好。现在是采用分段线性来处理的。这算作线性处理。

你们会问，分段线性要分几段？

这要看具体情况， $10^\circ \sim 14^\circ$ 大约分十段左右，以尽量减少机器工作量和费用为原则。前几年，因为有了好的机器，所以只要分成四段计算就行了。

问：在3.19.1节中，稳定俯仰机动飞行的速度 V_x 变不变？

答：不变，在整个机动过程中，是假定 V_x 不变的。

问：在新机设计阶段，由于导数往往比较粗糙，如何估计导数（例如 C_m ）对总载荷的影响？

答：一般飞机设计有四个阶段，分为：初步设计阶段、实际设计阶段、风洞试验阶段和试飞阶段。

通常希望试飞得到的数据和风洞得到的数据能符合得比较好。

在飞机的初步设计阶段，因为飞机还要修改，所以导数很粗糙，精确计算是不合算的。

在飞机实际设计阶段，此时飞机大致定型，可用较精确的方法，一般用理论计算的方法来计算导数。

在第三阶段，要做风洞试验，一般用两种模型，一种是刚性模型，一种是颤振模型（弹性模型），测压试验是用刚性模型，这时可对前一阶段的导数进行修正。

第四阶段，试飞阶段，如果需要，可将试飞得到的数据对前一阶段的数据进行修正。当然不希望出现大的差别。如果出现大的差别，就要返工，这样很不好。

问：贵公司采用什么方法进行弹性修正？我们如果仅仅采用静弹性修正的方法，即用修正静导数的方法是否合适？

答：可用下述三个人（布朗、霍尔特比和马丁）的方法进行修正，这个资料已经发表、刊登在51年航空科学杂志上。现在还在用，你们可以得到的，我这次未带来。

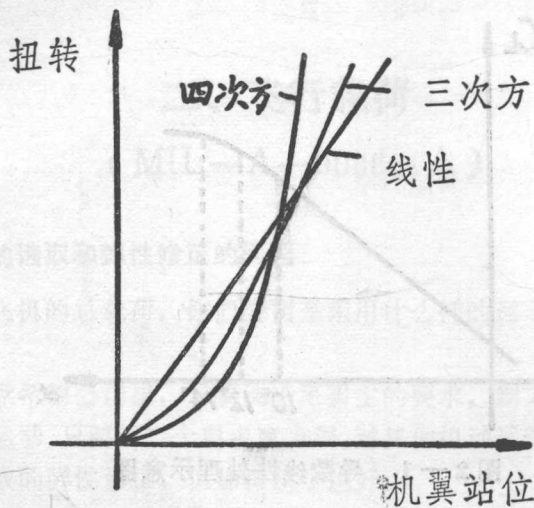


图 2—2 机翼弹性修正方法

对于一个机翼来讲，可以认为是一个梁，用三种扭转振型来描述。第一种是线性的，第二种是三次方曲线，第三种是四次方曲线。用这种振型，弹性机翼的迎角等于刚性机翼的迎角加上有扭转的迎角。即：

$$\alpha_F = \alpha_R + \alpha_I \quad (\alpha_I \text{—弹性飞机由扭转引起的附加攻角})$$

飞机的力始终是平衡的，对每一个扭转模态（三个），算出考虑弹性影响后机翼的附加升力，再加上刚性机翼的升力等于飞机的升力。

为了讲明刚才所讲的概念，再阐明一下：

用另外一种方法，一开始假定机翼是刚性的，算出其刚性的压力分布，根据这种压力分布可以算出机翼的变形，再用这种弹性机翼算出新的压力分布，由此新的压力分布又可算得新的变形，……如此逐次逼近，最后就可算出弹性机翼的压力分布，但很繁琐，所以用前面所述三个振型的方法就可以简单地一次作完。这仅仅是一个数学上的工作，并没有什么了不起。

把机翼当作梁式结构，我们公司还在用，但也在做有限元方法的工作，洛克希德加里福尼亚公司在设计SR-71（双三侦察机）时，是用有限元的方法。因为这里认为梁式结构对有些飞机并不适用，但要强调的是有限元方法很费钱，还是要越简单越好。究竟用梁式还是用有限元，这要取决于机翼本身的结构。对于双后掠的飞机，翼弦长，在飞行时由于机翼变形引起机翼的弯度有很大的变化，则要用有限元的方法。对于机翼变形对弯度影响不大的可用梁式结构。所以说对于小展弦比机翼要用有限元的方法，对于大展弦比的机翼则可用梁式结构。

飞机的哪些部位的弹性变形是要考虑的？

机翼要考虑弯曲和扭转变形；

后机身只要考虑弯曲变形（对称面的上、下弯曲和侧向弯曲，不考虑扭转）

平尾、垂尾要考虑弯曲和扭转变形。

插问：后机身为什么不考虑扭转变形？

答：因为后机身通常尺寸大，载荷不大，经计算，其扭转不严重。

插问：小飞机和大飞机、后机身的变形是否有区别？

答：小飞机的后机身扭转是要严重些。一般来讲，我们认为不是考虑得越多越好，越复杂越好，只要够了就行。

机身上只算其刚性气动力，不作弹性修正。

关于有关部件载荷和压力分布的确定问题

问：总载荷确定后，各部件的载荷及其分布如何确定？

答：总载荷确定后，各部件的载荷及其压力分布主要依靠风洞试验确定。风洞试验是这样做的：先做单独机翼的风洞试验，再做机翼加机身的风洞试验，再做机翼加机身加尾翼的风洞试验……，这样就知道了每个部件的载荷和干扰。例如，我们公司的C-130飞机就用了15:1的模型在直径为9英尺的低速风洞里做这些试验。但C-5A飞机就不能用这个风洞做实验，C-5A要到NASA的风洞去做实验。

刚开始，可以根据以往相近飞机的经验数据算出这些压力分布和导数。

问：在规范中只计算总载荷，气动载荷分布是否由各设计公司自己选择方法或是用风洞试验得到？你们公司用什么方法？是用风洞试验、飞行试验还是数值计算？

答：美国所有飞机公司，使用的方法由他们自己选取。通常用理论方法得到数据，如果需要的话，应由风洞测量或在相类似的飞机上飞行测量和其它可用的方法来进行验证。在飞机设计的前三个阶段，风洞试验，飞行试验和数值计算三个方法都用。开始是半理论、半经验的方法，后来用数值计算方法。至于风洞试验、飞行试验、理论计算各

占多少比例？我一下子说不上来。

有些计算载荷分布的方法很复杂。至今洛克希德——乔治亚分公司生产的飞机仍很好地使用梁式结构和经验修正后的片条理论。我们洛克希德——乔治亚分公司使用的方法是1951年8月航空科学杂志上发表的布朗、霍尔特比和马丁利用在升力面上迭加原理在准静态情况下解气动弹性载荷的方法。机身弹性的考虑仅限于计算由于后机身弯曲对尾翼平衡载荷的影响。

目前的趋势是使用有限元结构模型和旋涡格网气动力。这里再强调一点，应根据特定飞机确定使用方法的复杂程度。对有双梁典型机翼和相对正常构型的亚音速飞机与具有多梁机翼的超音速飞机相比，能够使用更为简单的方法。

在NACA TR921、TN2751和TN3030中发表的某些相应的简单方法可能是有用的。

插问：风洞吹风、仅能得到平衡状态下的部件载荷，那么动导数和洗流时差怎样得到？

答：有一些动导数可以用工程估算法得到，有一些动导数可以用风洞试验数据算出来，例如，对滚转阻尼导数可通过计算得到。吹风时，知道每一翼展每一点的局部迎角，然后在计算时改变每一点上的迎角，以算出当地升力，然后算出平均导数。我敢肯定，美国每一个飞机公司都没有用风洞模型吹风得到滚转阻尼导数的。

插问：你是否经常用这种方法？

答：用！

问：风洞试验结果如何修正？

答：风洞试验通常用两个模型，一个测压模型，上面充满孔，一个测力模型。测压结果决定机翼分布形态；测力结果决定机翼总力；然后测压模型与测力模型进行匹配、匹配时修正压力，但不修正压力分布形态。

插问：各部件的力进行全机平衡时，不平衡量怎么处理？

答：各部件的力进行全机平衡时会出现不平衡，但一般不平衡量不大。对少量的不平衡量，往往在机身上加阻尼。如下图示。

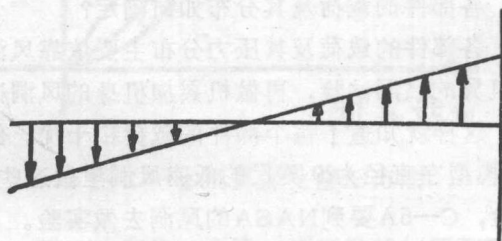


图 2—3 附加机身阻尼

如果不平衡量很大，要返回去检查，查风洞试验或计算是不是有错误。

关于飞机严重受载情况的选取问题

问：在规范中有很多载荷计算情况，美国是否选择一些特征点进行计算？

答：制造者必须使他们自己和买主信服，在得出设计载荷情况时，已考虑了各参数的

所有“危险”组合。在买主同意后，怎样完成这一工作由制造者决定。典型情况是，计算倾向性（试凑）的数据来确定像速度、高度、马赫数，总重、燃油重量、重心、惯性矩和发动机装置这样一类变量的影响，并且使用这些结果来确定这些参数在结构的每个部件上将产生最大载荷的“危险”组合。对该规范要求的每种机动做倾向性的分析，并且把这些分析数据在技术报告中向买主介绍，对于设计载荷的每种情况，这些技术报告适于使选定情况具体化。

设计载荷情况的选择，然后根据MIL-A-8871A (USAF) 3.1.a节要求测量的气动载荷数据分析来验证。

显然为保证一个完整且完全的结构分析希望限制设计载荷情况的数目是所需的最少数目。在1960年以前，限制设计情况的数目可能到100种，现在，随着高速计算机和具有众多任务和可能货源的大型运输机的出现，设计情况的数目已增长到1000种以上。这里再强调一下，所考虑的特定飞机是决定的因素。

问：如何选取严重受载情况？请介绍贵公司有关能减少计算工作量的理论或经验的方法。

答：关于选取严重受载情况的事，是很难办的，一般我们只算包线角上的点，包线内的点不算。

为了计算危险载荷，除了要有 $n \sim V(M)$ 的过载包线，还要有重量、重心的包线。对 $W \sim \bar{X}_T$ 包线，也只计算角上的特征点，其他内部的不算。对于运输机如 $n = 3$ ，则只算 $n = 3$ 的情况和 $n = 1$ 的情况，其它不算。通常是采用反复试凑的方法，先对不同的 M 数进行计算，画出曲线，看其严重趋势，然后再用不同的高度、重心位置……等等进行计算，看其严重趋势。但这在事先通过分析能知道哪些是严重的，然后进行组合。

大家一定想知道，试凑后有多少个设计点？在卅年前，因尚无计算机，C-130飞机用

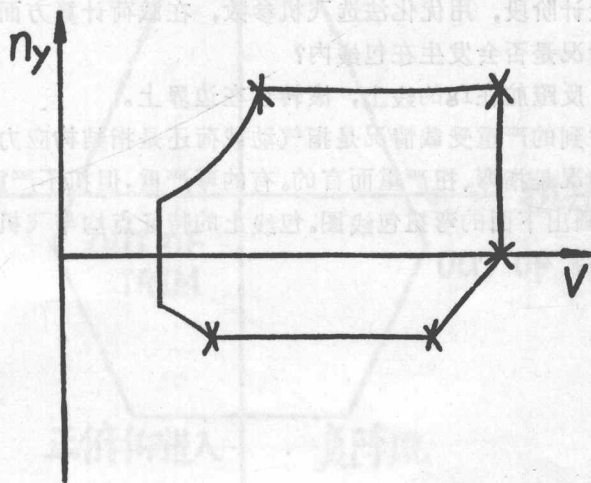


图 2—4 机动包线

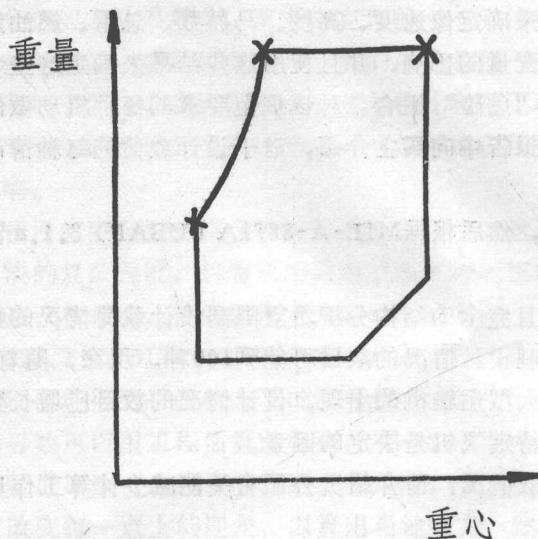


图 2—5 重量重心包线

手算，只有一百个点。现在有了计算机、费用又便宜，可以算出一千个点，但这也不需要。因机器算便宜，可以多算一些，避免买主挑毛病，实际上不需要。

插问：L—1011飞机开始计算选取4000种情况，后来只筛选出30种是否如此？

答：我不大清楚，但开始有4000种情况我相信。30种我不相信。例如C—5A飞机，光是机身载荷计算资料就有一大堆，有1000种左右情况，又如C—130飞机载荷计算报纸就有一万三千多张。

问：在选取严重设计情况时，贵公司是否采用过优化法？

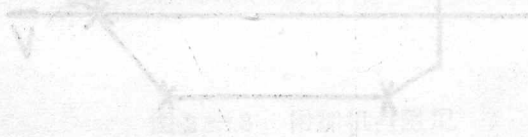
答：只在初步设计阶段，用优化法选飞机参数，在载荷计算方面没有考虑。

问：严重受载情况是否会在包线内？

答：一般不会，反蹬舵在 $1g$ 的线上，滚转也在边界上。

问：你在前面讲到的严重受载情况是指气动载荷还是指结构应力？

答：严重受载情况是指弯、扭严重而言的。有的弯严重，但扭不严重；有的扭严重，但弯不严重。通常可以画出下面的弯扭包线图。包线上的特征点均与飞机机动情况相对应。



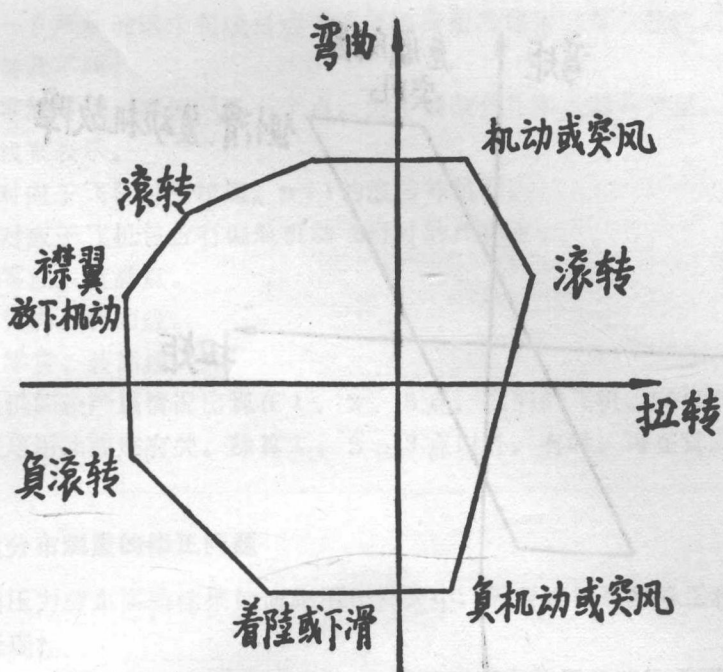


图 2—6 机翼弯扭包线图

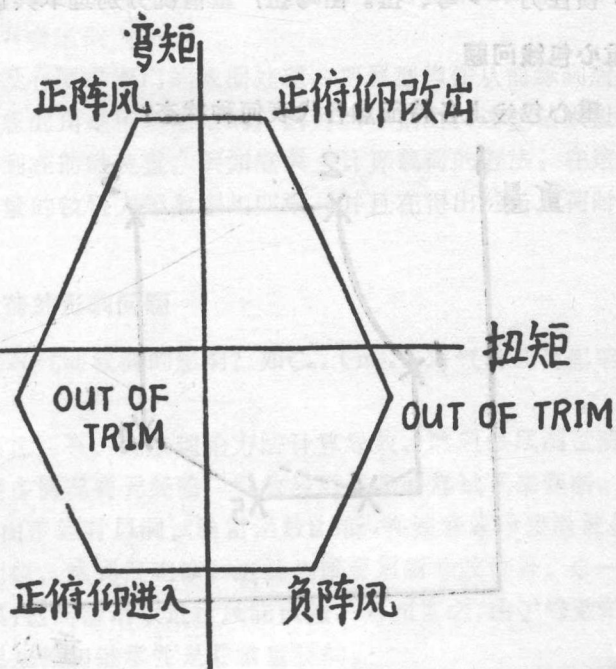


图 2—7 平尾弯扭包线图

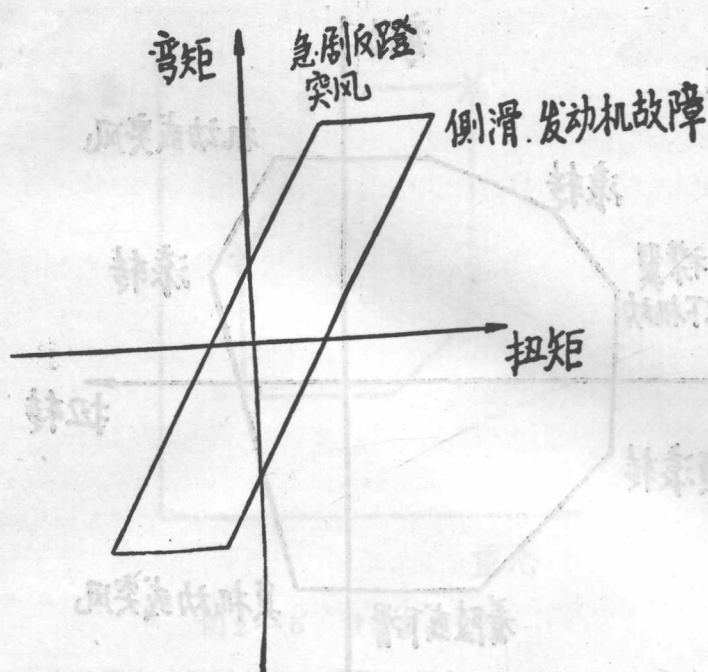


图 2—8 垂尾弯扭包线图

以上所指严重受载情况是指：

气动载荷 + 惯性力 → 弯、扭。由弯扭严重情况分别选取其设计情况。

关于重量重心包线问题

问：重量、重心包线上各特征点各代表何种状态？

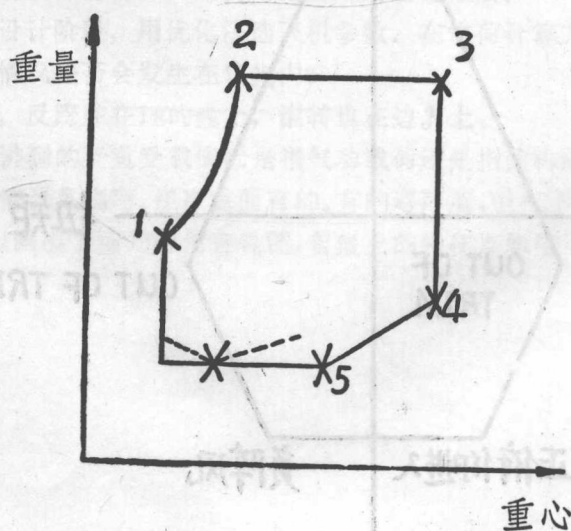


图 2—9 重量重心包线

答：图2—9所示的这个包线是运输机非常典型的重量、重心包线。你们的重量、重心包线可能与此不同。

“x” 零油零货，应该只是一个点，为了调整货物和仪器的位置，用最下面一条线来表示。

“1” 对应于飞机对称拉起， $n=1$ 的滚转等机动。

“2” 对应于飞机包含有偏航机动飞行时的严重点。

“3” 零油、货满点。

1~3 货满、装油线。

4~5 零货、装油线。

一般，飞机的较严重情况出现在1、2、3点，我们的飞机，90%严重情况在1点。当然，这与用油顺序有关。除算1、2、3点以外，有时，可在货满，装油线上插一些点算算。

关于压力分布测量的修正问题

问：风洞压力分布实验结果如何应用到设计中，需要进行那些修正和处理？对前缘修正做什么处理？

答：要确定刚体飞机的气动载荷分布，依靠风洞压力数据是非常重要的。数据处理工作主要是使压力数据的积分与力的数据相匹配，力的数据通常也是从风洞试验得到的，但可以是理论数据或者是理论和测量数据的结合。这样处理数据有两个目的：第一、它证明分布系数和力的系数协调一致；第二、它适于剔除可能坏的数据，因为修正压力数据时应该使压力数据具有合适的大小。

对前缘的压力分布没有要求专门的数据处理。把翼型当作从前缘到后缘的薄平板。压力矢量相对于薄板形成的角是可以忽略的，因为能够指出：这些结果没有影响。

这一问题也可联系到在前缘装置，例如缝翼上计算载荷的方法。在这些情况下，要使测量的压力数据与测量的铰链力矩数据相匹配，并且在得出分布载荷时，结果要论述得尽可能严格。

关于导数对气动载荷的影响问题

问：如何预估导数对气动载荷的影响？如 C_m (m_z) 对气动载荷影响较大，如何确定？

答：这个问题比较难回答，先按理论方法计算导数，然后做风洞试验，应尽可能使两者符合得比较好。很多情况要凭经验，导数最后还是要靠试飞来判断。

例如C—141飞机，由于当时风洞试验雷诺数 Re 低，在跨音速阶段激波位置未测准，试飞后发现有很大的问题，感到很吃惊，这就造成要重新修改设计。C—5A飞机在设计时，做了一个大的半模，提高雷诺数进行风洞试验。总而言之，由于导数的不准，对载荷影响是很大的，所以说经验和继承性是非常重要的。

例如C—141飞机

风洞试验 $Re = 9 \times 10^6$

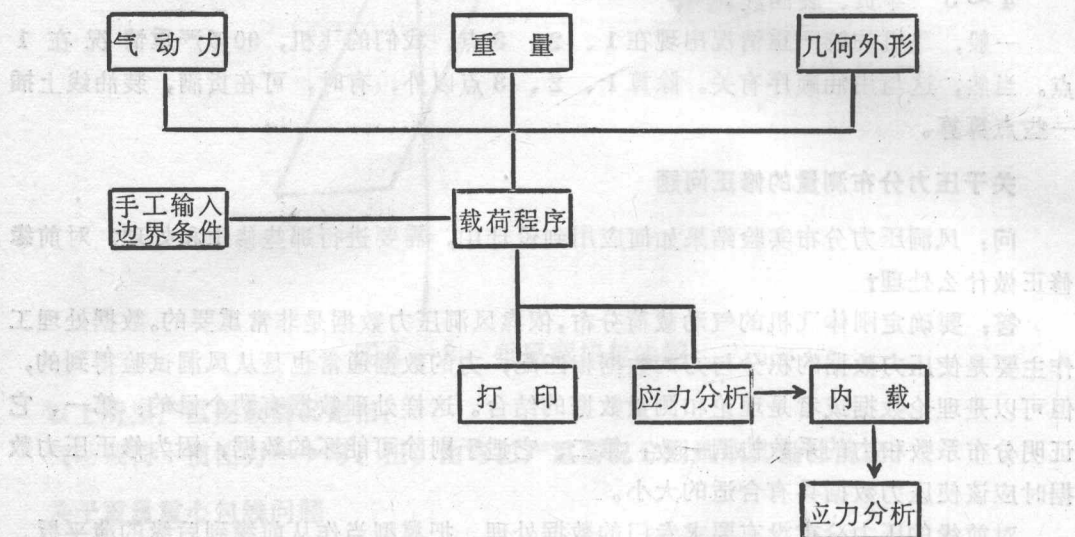
实际飞行 $Re = 60 \times 10^6$

关于 C_{m0} (m_{z0}) 的问题, 确实它对平尾载荷影响很大, 但目前没有更好的办法把它搞准, C_{m0} (m_{z0}) 是很难搞准的数据。

关于载荷分析系统的框图的问题:

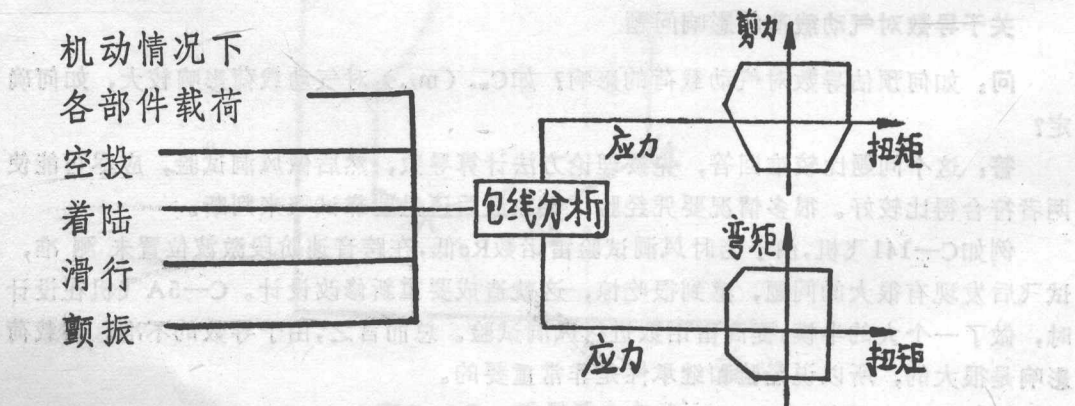
问: 请介绍贵公司“载荷的自动化分析系统”的框图及功能。

答: 1971年洛克希德公司发表的载荷分析框图如下:



以上各环节都由计算机完成, 核心问题是减少手工工作量。

计算机程序:



如果机器客量小，可分成几个部分来算，然后再合起来。

3.10 增压

问：3.10 (a) 节的1.33倍是指单独乘最大可达压差，还是最大可达压差与1g飞行载荷相组合后再乘1.33倍？

答：最大可达压差乘以1.33倍，这是为了安全考虑，然后再和1g气动载荷相组合。原文文法不通，有问题。

问：3.10节座舱增压的最大可达压差是指用安全阀门还是自动放气阀门的状态？

答：是指安全阀门。

3.14 增稳装置

问：如何正确地理解 “The design conditions shall apply for operative, inoperative and transient modes” ？

答：增稳装置有以下如图（2—10）示的四种工作状态：

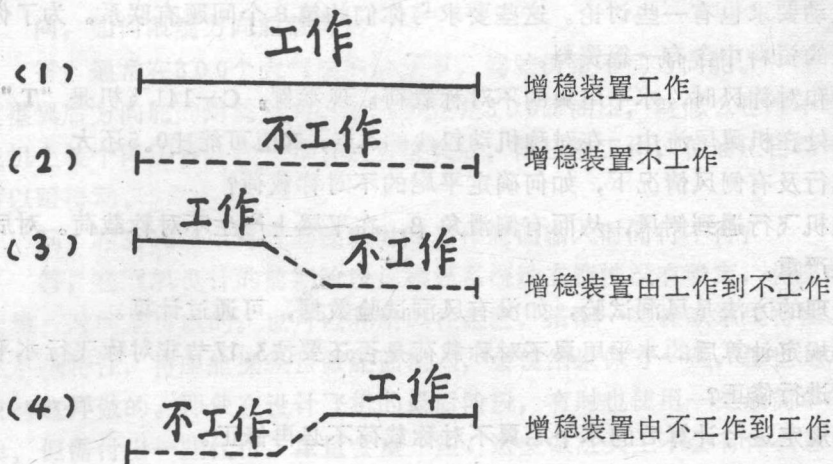


图 2—10 增稳装置工作状态

此处的transient modes 主要指第三种情况。

3.15 主操纵面上的扭矩

问：3.15节中规定主操纵面上扭矩修正的方法，按规定，有可能在转轴之前没有载荷，在进行结构强度计算时，是使用修正后的分布，还是修正后和修正前的两种分布均需考虑？

答：这项要求是为了保证偏保守地计算操纵面上的设计载荷，a节是指略去铰链线之前的气动载荷，b节是指略去调整片的效应和假设调整片处于最不利的位置（即此位置会造成最大可能的载荷）

另一向面，c节允许设计者将设计扭转限制到操纵系统所能产生的最大值，这一节