

# 飞机飞行品质译文集

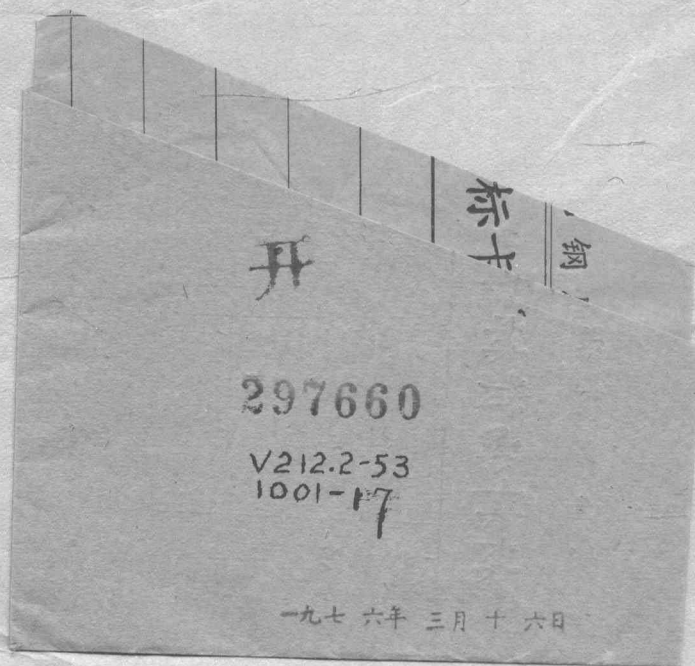


第三机械工业部第六二八研究所

一九七五年十一月

## 前 言

我们本着“洋为中用”的精神，汇集了 603、628、630、708 等单位的几篇译文，供大家研究时参考。其中最早的一篇是 1943 年的，因此有些材料肯定是过时的，但为了便于研究它的发展过程，还是选用了各个时期的有关材料，请大家研究时注意。值得注意的另一个问题是，各篇译文的名词不统一。例如，“handling problem”，有的译为“操纵问题”，有的译为“飞行品质问题”，请大家阅读时注意。不妥之处请读者批评、指正。



# 总 目 录

(一) 飞机满意的飞行品质要求 *飞行品质* *报告* ..... ( 1 )  
NACA R-775 1943..... ( 1 )

(二) 飞行品质的估算和预测  
NACA R-927 1949..... ( 17 )

(三) 评操纵品质的近期研究及其在大型飞机操纵问题上的应用  
ARC R & M 34 ..... ( 81 )

(四) 评飞行品质的近期研究中的问题  
中的应用  
ARC R & M 3606 ..... ( 123 )

(五) 纵向操纵品质指标的鉴定  
AIAA paper No. 65-780 ..... ( 195 )

(六) 飞机飞行品质规范的修改  
AIAA paper 68-245..... ( 207 )

(七) 民用运输机飞行品质的设计要求  
SAE ARP 842B 1970.11. .... ( 239 )



...使驾  
以致在任何  
动作速率,使  
突然的、或错  
率必须充分能

297660

# (一) 飞机满意的飞行品质要求

NACA R-755, 1943.

1. 稳定性. 操纵性. 34. 飞行品质要求  
(1) 稳定性. 操纵性. 34. 飞行品质要求

宋史真品自注 留意滿册

MAO ZHONG 1992.8.10

# 引 言

*Handwritten notes:*  
Zhang...  
1941...  
1942...

几年以来，已经认识到必需要有描述飞机各种品质的定量的设计准则。利用这些准则，可以使飞机具有满意的操纵性、稳定性和飞行特性。在过去的一段时间，初步的研究指出，系统地阐述这些准则的相当多的数据是没有的，因此必需进行大量的准备工作来获得所需要的资料。很明显，为了提供与驾驶员的意见有关的丰富的定量数据，需要大量的飞机进行飞行品质方面的各种飞行试验。

为此，制订了一个涉及各方面工作的规划。第一步包括发展测定与飞行品质有关的各种特性的试验程序和试验设备。这方面的工作状况已在参考资料〔1〕中予以报导。不过自从那个时期以来，根据积累的经验，试验程序已有扩充和修改，并且使用的设备也有某些变化。

研究的另外一方面的工作，包括测定各种飞机的飞行品质。所采用的试验程序一般来说是按照参考资料〔1〕所描述的程序。在当时（1941年）有16架各种型式的飞机曾进行了这种性质的全面试验。这些飞机的试验过去大部分是由军队进行，而近来在民用航空局的要求下更多的由私营公司进行。此外，还有少量的飞行品质数据，经常是从许多其他的飞机得到，虽然这些飞机的试验仅仅涉及到稳定性和操纵性的一些特殊项目，但无论如何，它增加了目前可用数据的积累。

第三方面的研究、也就是在整个规划期间需要进行的工作，是对可用数据的分析，以便决定什么样的测量特性对确定满意的飞行品质是重要的；用什么样的特性来要求一架飞机才是合理的；以及各种设计因素对所观察到的飞行品质有什么影响。

为了适当地补充这方面工作，有必要提供分别论述稳定性和操纵性各种项目的大量论文。目前这方面的若干论文已经准备或正在准备。所有项目的详细研究需要很长的时间才能完成，但是可以相信，今天所得到的结论使之完全有理由对参考资料〔1〕颁布的试行规范进行修订。如果有进一步分析的机会，最好能涉及比今天可能做到的更为详细的各项要求。根据将来研究的成果，也希望对此处给出的飞行品质规范再次进行修订。

除了具体的规定以外，在其后面对规定的主要理由也进行了讨论。只要可能的话，对规范的说明，除了已在参考资料中涉及者外，均依据飞机的设计特点来进行。

在建立规范时，对于确定所要求的特性，各处都力图做到容易测量，而且是主要的项目。在确立每一项要求时，由于各个操纵面的不同功用和这些功用之间的许多矛盾性质，因此必需考虑所有的稳定性和操纵性要求。

规范要求的这些特性，对于保证飞机合理的安全和有效的使用被认为是最基本的，它们是根据目前设计方法所允许的条件而提出的理想特性。当符合本规范时，应当可以保证按目前标准的满意的飞行品质，虽然在获得更深一步认识之后，有可能要求更接近于理想特性，而不会对性能的基本项目带来任何方面的损害。

## 飞行品质要求

按下列各标题提出飞行品质要求是方便的。本报告叙述的次序如下：

## I. 纵向稳定性和操纵性要求

- A. 非操纵纵向运动特性
- B. 定常飞行时升降舵操纵特性
- C. 加速飞行时升降舵操纵特性

### D. 着陆时升降舵操纵特性

### E. 起飞时升降舵操纵特性

### F. 由于动力和襟翼引起的配平变化的限制

### G. 纵向配平装置的特性

## I. 侧向稳定性和操纵性要求

### A. 非操纵横向和航向运动特性

### B. 副翼操纵特性

### C. 副翼引起的偏航

### D. 由于侧滑引起的滚转力矩的限制

### E. 方向舵的操纵特性

### F. 侧滑引起的偏航力矩

### G. 侧向力特性

### H. 侧滑引起的俯仰力矩

### I. 方向舵和副翼配平装置的特性

## II. 失速特性

这些要求适用于飞机可以进行正常或应急使用的所有飞行情况，并且飞机重心处在明文规定的限制内的任何一点。有些规定是以一些指定空速下飞机的品质为依据的。在这些情况下空速应取为指示空速。除了另有说明者外，所引用的最小空速应取为襟翼放下、无动力情况下得到的最小空速。

除专门说明失速或接近失速时特性的第 III 部分要求外，上述要求适合于在正常飞行速度范围内迎角小于失速迎角下飞机的品质。

在下面的一些规定中，操纵力梯度的下限是依据操纵器从偏离位置松开恢复到配平位置的能力来规定的。这是非常希望的特性，因为它保证了操纵摩擦力和空气动力相比足够小，从而使驾驶员在操纵器上可以感觉空气动力。然而，这些规定的一些附加说明是必要的，因为没有一种操纵系统能够做到完全没有摩擦，所以常常离恢复到绝对配平有一些小的偏差。目前，尚不可能规定这些偏差的容许极限。但是我们已经知道，对于在地面测量时摩擦力可以忽略的操纵器只要具有一定的力的梯度，则在空中就有满意的自动回中特性。对于升降舵，当摩擦很小时力的梯度小于 0.05 磅/(哩/小时)便是满意的。对于较小的飞机，如战斗机、教练机和轻型飞机等，在升降舵操纵系统中大概取 2 磅左右的摩擦力，而在副翼操纵系统中取 1 磅左右的摩擦力表示上限。在某些情况中，整个操纵系统使用带滚珠轴承的推一拉杆，则升降舵和副翼系统中的摩擦力可以使之小于 1 磅。

对于不打算机动而始终要用目测和仪表参考的大飞机，自动回中特性虽然是非常希望的，但不认为是基本的。在这些飞机中虽然可以容许相当大的摩擦，但操纵摩擦仍应尽可能地小。对于运输机或中等轰炸机，有代表性的操纵摩擦力的量值在升降舵操纵系统中约为 10 磅，而在副翼系统中约为 6 磅。

不可逆操纵器与高摩擦操纵器多少有些相似的特性，即它们都不能自动回中，并且因此倾向于破坏操纵感觉。虽然在偏离定常飞行的速率较慢的很大的飞机上不可逆操纵器已经成功地用在副翼上使用，但这种操纵器仍认为是不希望的。

### 【纵向稳定性和操纵性要求】

#### （I—A）非操纵纵向运动特性

要求：

当偏转升降舵操纵并且迅速松开时，相继产生的法向加速度和升降舵偏角的变化应该在一个周期之后完全消失。

要求的理由：

该要求规定了操纵松开时纵向短周期振荡所要求的阻尼度。短周期运动要求高的阻尼度。若飞机的阻尼小于规定的值，则突风将激起振荡，因而加强了它们的影响和产生不满意的颠簸气流特性。操纵摩擦与气动力之比是这样变化，即阻尼在高速时一般是减小的。当在高速（如俯冲或俯冲拉起）出现振荡时，因为包含加速度当然是非常讨厌的。短周期振荡涉及在基本等速情况下迎角的变化，而不应与熟知的长周期（沉浮）振荡相混淆，后者涉及在基本等迎角下速度的变化。正如参考资料〔2〕的试验表明，纵向运动长周期模态的特性与驾驶员有效地驾驶一架飞机的能力无关，所以长周期振荡的阻尼度并不重要。随后的一些试验没有改变这个结论。飞机的纯纵向发散情况（静不稳定）将在后面的“稳定飞行时升降舵操纵要求”内考虑。目前，对于长周期沉浮运动的阻尼不作要求是合理的。

设计上的考虑：

该问题的理论分析表明（见参考资料〔3〕）松杆短周期振荡的阻尼主要取决于升降舵空气动力补偿的大小，以及操纵系统的质量平衡和惯量矩。分析表明：用减少空气动力补偿、增加质量平衡和减小惯矩等办法，可以改善阻尼。当然在操纵系统中引入摩擦阻尼也应该是有效的，但由于别的原因，操纵摩擦是非常不希望的。

#### （I—B）稳定飞行时升降舵操纵特性

要求：

- 升降舵偏角随速度的变化在下列飞行条件下应该显示正的纵向静稳定性：
  - 在大于失速速度的全部速度下，一台或多台发动机空转，襟翼收起或放下；
  - 在大于失速速度的全部速度下，一台或多台发动机发出水平飞行的功率，襟翼放下（如着陆进场所采用的那样），着陆装置放下；
  - 在大于 120% 最小速度的全部速度下，一台或多台发动机发出全功率，襟翼收起。
- 升降舵操纵力随速度的变化应该这样，即对于第 1 项所要求的静稳定性情况，在速度低于配平速度的全部速度下要求拉力，而在速度大于配平速度的全部速度下则要求推力。
- 升降舵操纵力的大小应该处处足以使操纵器返回它的配平位置。
- 在飞机所要求的最小和最大速度下，应可能保持稳定飞行。

要求的理由：

第 1 和第 2 项要求在这种飞行情况下具有正的静稳定性，即飞机作长时间的飞行或者有



机会建立配平速度使稳定特性能够实现。由于动力经常引起的大配平变化，所以在全部动力打开和很低的速度下或襟翼放下全部动力打开时，正的静稳定性不认为是特别有助于驾驶的。这些情况归类为应急情况，因为在实际使用中它们是从使用相当小动力的进场情况突然地发生。在这些情况中，由于使用动力和襟翼位置的变化引起的升降舵力和位置的变化，通常远大于由现行的静稳定度确定的任何固有的稳定或不稳定力和位置的梯度。由于这些原因，在这些情况中静稳定性不认为是很重要的，至少在动力引起的配平变化减小到比现在经验值低得多以前是这样。由动力和襟翼引起配平变化的容许数值放在后面的要求 (I—F) 中考虑。

然而，在其它飞行条件下，静稳定性被看成重要的飞行特性。第 1 项要求属于升降舵固定情况。只要升降舵不动并且飞机长周期扰动运动是可操纵的，则该要求保证飞机保持在给定的迎角或速度。正的稳定性在保持给定状态时不必经常地操纵飞机，而且进一步简化了改变速度时的操纵动作，因为开始引起俯仰转动所要求的操纵运动的方向和在新迎角下配平所要求的方向一致。升降舵偏角曲线的负的斜率对于升降舵操纵感觉是必需的要求，并且当升降舵偏角随迎角的变化增加时，操纵感觉的程度亦应增加 (见参考资料 (4))。一般说来，升降舵偏角随迎角的变化应当是负的，而且数值上愈大愈符合升降舵操纵的其它要求。

第 2 项要求升降舵松浮的纵向静稳定性应该始终是正的。该规定保证飞机除了驾驶员方面的一定动作外，不会偏离平衡速度。

第 3 项要求升降舵操纵是自动回中的，该特性对于获得操纵感觉是必须的。

第 4 项要求的理由是明显的。

**设计上的考虑：**各种飞机的纵向静稳定特性的详细分析和各种设计特征对所述特性的影响在参考资料 (5) 给出。

### (I—C) 加速飞行时升降舵操纵特性

**要求：**

1. 单独使用升降舵操纵应能在各个速度下产生容许的载荷因数或最大升力系数。
2. 在任意给定速度下的定常转弯飞行中，升降舵偏角随法向加速度的变化应该是处处有稳定斜率的光滑曲线。
3. 对于具有高机动性的飞机，升降舵偏角曲线的斜率应该这样，即在机动飞行情况下，当迎角的变化由  $C_{L_{min}}$  为 0.2 至  $C_{L_{max}}$  时，要求驾驶杆向后的位移不小于 4 吋。
4. 在定常转弯飞行中，法向加速度的变化应该正比于所作用的升降舵操纵力。
5. 在定常转弯飞行中，升降舵操纵力的梯度 (磅/单位法向加速度) 应该在下列限制内：

- a. 对于运输机、重型轰炸机等等，梯度应小于 50 磅/g；
- b. 对于歼击机，梯度应该小于 6 磅/g；
- c. 任何飞机，得到容许载荷因数所需要的定常拉力不应小于 30 磅。

**要求的理由：**

本规定的第 1 项，要求升降舵操纵应足够有效地进行飞机结构和气动力设计中所具有的最小半径机动。因为飞行轨迹的曲率直接跟法向加速度有关，所以很明显，无论是最大升力系数或容许的载荷因数的获得是一种极限条件。

不干第2项是对转弯飞行中的稳定性要求。不满足该要求的飞机有“自动进入”(“dig in”)的倾向,并且即使处处使用目测和仪表参考在机动中也会超过所希望的加速度。

第3项规定了不依靠目测或仪表参考而必须在最大升力或接近最大升力进行机动的飞机所要求的稳定性数值。若干战斗机的试验已经表明,所规定的纵向稳定性和操纵特性对于要求高度操纵感觉的飞机是必需的。这些特性的提供,由于简化了有一定稳定性飞机的操纵动作,故减少了在进入急剧转弯或跃升时改变迎角所要求的时间。

第4项规定的线性杆力梯度对于帮助驾驶员得到所希望的加速度当然是非常必要的。

第5项中给定的力的梯度的数值限制,是考虑任何飞机实际可以得到的最小半径。对于驱逐机类型的飞机,梯度大于6磅/g使驾驶员认为太重了。对于载荷因数较低不要求连续机动的飞机,如轰炸机、运输机等等,50磅/g的梯度是不能超过的。为了保证防止结构的无意中超载,30磅的下限(见第5-C项)是必要的。对容许载荷因数为9的驱逐机,该下限将对应于大约4磅/g的梯度。对于低载荷因数的飞机,如轰炸机、运输机或轻型飞机,梯度(磅/g)将成比例地增大。

**重要设计因素:**

在转弯飞行时,由于飞行轨迹的弯曲,获得一种稳定的影响,使升降舵偏角曲线的斜率增大,超过了直线飞行中所具有的斜率。并且,保持给定升力系数所要求的杆力,由于升降舵偏角较大和在较大的速度下得到将显著地大于直线飞行的杆力。由于这一原因,仅对加速飞行需要规定升降舵力的梯度的上限。

倘若升降舵偏角曲线和铰链力矩系数曲线分别随迎角和舵偏角具有线性变化,则杆力和法向加速度之间的线性关系总是可以获得。

#### (I-D) 着陆时升降舵操纵特性

要求:

1. 升降舵操纵应该足够有效地保持飞机接近地面,直到三点着陆为止(仅适用于常规着陆装置的飞机\*).

2. 从飞机实际接地至达到飞机所要求的最小速度,升降舵操纵应该足够有效地保持飞机(仅适用于前三点式着陆装置的飞机)。

3. 对盘式操纵用不超过50磅或者对杆式操纵用不超过35磅的升降舵操纵力应能完成着陆。

要求的理由:

对于装有常规着陆装置的飞机,三点姿态通常非常接近于产生最小着陆速度的姿态。此外,主轮和尾轮同时降落的飞机,在接地时由于具有垂直速度很少再次离地。

第2项要求的理由是明显的。

着陆时容许的操纵力限制是考虑驾驶员的能力确定的。所给定的极限力,是驾驶员一只手对不同的操纵装置离开座位靠背操纵120时能用的力的180%(见参考资料(4)和(6))。

**设计因素:**

从操纵效能的观点看,在作三点或最小速度着陆时对升降舵的要求是非常苛刻的。飞行试验资料表明,襟翼放下的下单翼飞机着陆时的升降舵偏角,在相比较的高度上比失速时升

\*此处常规着陆装置的飞机是指后三点式的飞机——译校者注

升降舵偏角约大  $10^\circ$ 。不放襟翼时由于地面效应使升降舵偏角的增加没有这样大，并且对于不放襟翼的上单翼飞机，着陆时所要求的升降舵偏角在相应的高度上通常小于无动力失速时的升降舵偏角。

### (I-E) 起飞时升降舵操纵特性

#### 要求：

在起飞滑跑速度达到起飞速度的一半以后，利用升降舵应当可能将飞机保持在水平姿态和最大升力系数姿态之间的任何姿态。

#### 要求的理由：

具有最佳起飞特性的飞机姿态取决于跑道表面的情况。在低滚动摩擦的光滑、坚硬表面的跑道上，最短起飞滑跑是以高机尾姿态得到的。然而对于高滚动摩擦跑道，则保持高升力姿态是有利的。

#### 设计上的考虑：

起飞时姿态角的适当操纵取决于升降舵本身的特性，但更多地取决于着陆装置对于重心的固有位置。从升降舵操纵的观点看，本要求无疑不是苛刻的。对于具有足够尾容稠来稳定和足够升降舵操纵进行三点或最小速度着陆的飞机，只要主轮有适当的位置，应该很容易地满足本要求。

### (I-F) 由于动力和襟翼引起的配平变化的限制

#### 要求：

1. 对于在任何给定速度和采用发动机动力和襟翼位置任何组合下配平于零杆力的飞机，当动力和襟翼位置不管用什么方法变化时，保持给定速度所用的推力或拉力应不大于下列数值：

a. 杆式操纵：35 磅推力或拉力

b. 盘式操纵：50 磅推力或拉力

2. 对于充分使用配平装置在低速度不能配平的飞机，则第 1 项规定的条件应由完全尾重配平的飞机来满足。

#### 要求的理由：

我们希望，襟翼或油门的应急操纵不要求同时调整配平装置。所规定的力的限制近似为驾驶员用一只手能作用的最大力的 80%。一只手的限制是考虑在保持完整的纵向操纵时油门、襟翼或配平装置的调整所必须的。当然希望配平的变化小于给定的极限值。理想的情况是襟翼或油门位置不影响配平所要求的杆力。

我们也希望保持给定速度或升力系数所要求的操纵位置尽可能不依赖于动力和襟翼位置。然而，不能认为现在规定任何明确的限制是必要的或合理的。

#### 设计因素：

因为在尾翼处的下洗、动压和无尾飞机的俯仰力矩同时变化，所以动力和襟翼位置改变产生的配平变化是很难估计的。而且各种影响有相反的符号，因此为了足够谨慎起见，应尽可能把配平变化限制在合理低的数值。就此而论，如果不是绝对必须的话，根据所考虑情况设计带动力模型进行风洞试验将会有很大的帮助。

### (I-G) 纵向配平装置的特性

#### 要求：

1. 在下列各情况下作稳定飞行时,配平装置应能减少升降舵操纵力至零。(I)

a. 巡航状态:在高速和 120% 最小速度之间的任何速度巡航;

b. 着陆状态:120% 和 140% 最小速度之间的任何速度下着陆。

2. 配平装置除非人为地改变外,应该始终保持在给定的位置。

**要求的理由:**

在飞机必须长时间飞行的情况下,当然希望能够减小升降舵的力至零。也希望在飞机容许的速度极限内建立配平状态,这样,操纵松浮不会使飞机进入危险情况。

第 2 项要求的理由是显然的。

## II、横侧稳定性与操纵性要求

### 非操纵横向和航向运动特性

**要求:**

1. 操纵松浮时的横向振荡,在两个周期内其振幅始终应该阻尼一半;

2. 当副翼偏转并立刻松杆时,它应能返回其配平位置;副翼本身的任何振荡在 1 个周期后应当消失;

3. 当方向舵偏转并立刻松开时,它应能返回其配平位置;方向舵本身的任何振荡在 1 个周期后应当消失。

**要求的理由:**

由于横向振荡具有相当短的周期,所以它必需迅速地被阻尼。若规定振荡周期的限制则是不合理的,这是因为周期与其他判据所涉及的那些因素有关,同时还因为周期与飞机的外形、速度和重量有关。第 1 项中所规定的阻尼度,对于所有被试验的满意的飞机均可达到。

(I-A) 要求中的第 2 项和第 3 项,表示保证横向操纵和航向操纵本身运动的稳定性。值得注意的是省略了有关螺旋稳定性的要求。试验指出,螺旋稳定性的缺乏不会损害驾驶员有效地驾驶飞机的能力。事实上,要想决定一架飞机本身是螺旋稳定、还是不稳定,是件非常困难的事情。这是因为对于螺旋稳定的飞机,如果横向和航向配平不正确,或者多发动机飞机的发动机功率稍许不对称,都可能引起螺旋发散。由于这些原因,应当要求固有的螺旋稳定性很大,以保证在实际情况下避免螺旋发散。

很明显,由于在实际情况下,螺旋稳定性或不稳定性的程度是前后相互矛盾的,或者至少其重要性是值得怀疑的,同时螺旋稳定性的设计要求同获得满意的飞行品质的其他更重要的因素发生矛盾,因此希望避免任何这样的要求。

**设计上的考虑:** 运动稳定性的理论,从数学观点来看,已经相当广泛地建立起来。如果已知各个稳定导数,则参考资料(7)的图线可以非常简便地用来计算动态特性。但是,一般说来稳定导数是不知道的,而且不能很准确地估算,特别是对有动力情况。

然而经验表明,阻尼要求不是最危险的设计状态。许多情况说明,如果垂直安定面面积和上反角的其他要求满足的话,则非操纵的横侧运动也应当是满意的。

(I-A) 要求中的第 2 项和第 3 项,如同升降舵松浮运动(见(I-A)要求)一样,取决于操纵系统的操纵铰链力矩、质量平衡和惯性矩。

### (I-B) 副翼操纵特性(方向舵锁住)

#### 要求:

1. 在任何给定速度下, 急剧地使用副翼产生的最大滚转速度随副翼偏角具有非常光滑的变化, 并且应当近似地与副翼偏角成正比;
2. 由于急剧的副翼偏转所产生的滚转加速度随时间的变化, 始终应当具有正确的方向, 并且达到最大值的时间比副翼操纵达到给定偏角的时间迟后不大于 0.2 秒;
3. 单独使用副翼得到的最大滚转角速度应当这样, 即翼尖螺旋角  $pb/2v$  等于或大于 0.07 其中

p 最大滚转角速度, 弧度/秒;

b 翼展

v 真空速, 呎/秒。

4. 副翼操纵力随副翼偏角的变化应当是光滑曲线, 且其值处处都足够大, 使操纵能返回其配平位置;
5. 在小于 80% 最大水平飞行速度的任何速度上, 应当可能获得规定的  $pb/2v$  值, 且操纵力不超过下列限制:
  - a. 盘式操纵:  $\pm 80$  磅(作用在驾驶盘边缘上的力);
  - b. 杆式操纵:  $\pm 30$  磅(作用在驾驶杆手柄上的力)。

#### 要求的理由:

要求中的第 1 项, 说明了对任何操纵都是明显合乎需要的情况, 即反应应当与偏角成正比。

要求中的第 2 项, 力图消除这种操纵, 即从滚转力矩发展的迟后观点来看是不满意的, 或者在这种操纵中, 初始滚转加速度是在错误的方向。

要求中的第 3 项, 是根据驾驶员意见和大约 20 架不同型式及大小的飞机的测量特性得出的(参考资料〔8〕)。我们发现, 驾驶员都是根据飞机翼尖螺旋角的大小来判断他们的横向操纵是否适当。对  $pb/2v$  小于 0.07 的飞机, 常常被认为是不满意的。

第 4 项是关于横向操纵自动回中特性的要求。这项要求对于满意的操纵感觉来说是必需的。

第 5 项的规定是根据驾驶员对横向操纵作用力的限制决定的。当然, 较小的力是所希望的。

#### 设计上的考虑:

要求中的第 1 项, 代表了当偏角没有超出线性副翼效率时一般襟翼型副翼的正常特性。然而, 某些扰流片型的副翼, 由于不能满足该项要求, 因而是中不满意的。在这种情况下, 效率随副翼偏角存在很大的非线性, 或在副翼变得有效以前, 需要绕中立点具有可观的操纵运动。

要求中的第 2 项, 对所有一般襟翼型副翼也是满足的。但与此相反, 对某些取决于扰流片动作的横向操纵装置, 由于滚转力矩的迟后或不正确的初始运动, 已被证明是不满意的。有关满意的和不满意的各中扰流片型式的详细说明可从参考资料〔9〕和有关该问题的以后的一些报告中找到。

第 3 项关于螺旋角  $pb/2v \geq 0.07$  的规定, 近似对应于要求滚转力矩系数  $C_l$  为 0.035

或更大一些。由于  $pb/2v$  实际上等于滚转力矩系数与阻尼力矩系数之比  $C_l/C_{lD}$ ，所以单独用  $C_l$  表示的判据严格地说是不能应用的。阻尼力矩系数随机翼梯形比的增加而减少，但随展弦比的增加而增加。因此，对于选用恰当的展弦比和梯形比，单独利用滚转力矩系数表示的判据  $C_l \geq 0.035$  应该是满意的。若干型式的试验表明，特别对大型飞机，由于操纵钢索的伸长，产生非常严重的副翼效率损失。这还表明，在阐述获得  $pb/2v$  规定值所要求的滚转力矩系数时，应当考虑在副翼扭转载荷作用下产生的机翼扭转。

第4项提供了副翼操纵摩擦力的上限，因为操纵自动回中的能力取决于固有力梯度与摩擦力之比。

当然，第5项操纵力的限制，是在所规定的高速情况下的临界情况。这个要求采用现有设计方法而不用伺服操纵或机械式助力系统应当能够满足，不过目前最大型的飞机可能例外。

### (I-C) 副翼引起的偏航

**要求：**当方向舵锁住，在110%最小速度下，由于副翼全偏角所产生的侧滑应当不超过  $20^\circ$ 。

**要求的理由：**

如果不能恰当地操纵方向舵来消除诱导侧滑，则由于使用副翼所引起的副翼偏航，不仅出现讨厌的航向变化，而且也降低了副翼效率。这后一种影响还与侧滑产生的滚转力矩（上反效应）有关。

按照这种方式表示的副翼偏航要求，会使得从驾驶员认为不满意的那些特性中明显地引出满意的特性，但无论如何，在某种主要意义上说明影响副翼偏航的一些因素是有其优点的。 $20^\circ$ 侧滑的限制条件似乎过高，但不能忽视，许多满意的飞机所达到的侧滑角基本上是这么大。当然，该要求是针对危险的低速情况写出的，在巡航速度下，相当多的试验给出的侧滑角大约  $5^\circ$  左右。

#### 设计上的考虑：

由于副翼引起的侧滑，主要取决于副翼的偏航力矩、滚转产生的偏航力矩、上反效应以及飞机的航向稳定性。因为副翼的偏航力矩和滚转引起的偏航力矩是由副翼效能决定的，所以是否符合要求主要依赖于足够的航向稳定性的提供。当然，设计者通过在操纵系统中使用差动和增加上偏副翼的翼型阻力，可以在一定程度上控制不利的副翼偏航力矩，但是这种影响和副翼及滚转速度引起的固有偏航力矩（其符号总是相反的）比较一般是较小的。

所要求的航向稳定性的大小简单说来就是：在等于或低于所规定的侧滑角下，应当给出偏航力矩的平衡。当然，不利的副翼偏航力矩可以在风洞中决定。对于各种平面形状机翼，滚转引起的偏航力矩则由参考资料(10)的图线给出。

### (I-D) 由于侧滑引起的滚转力矩的限制（上反效应）

#### 要求：

1. 由于侧滑引起的滚转力矩，当以副翼偏角随侧滑角变化衡量时，应当随侧滑角光滑地变化且逐渐增大，同时处处应具有这样的符号，即当侧滑增加时副翼总是被用来压低超前

\*此处及往后规定中所定义的侧滑角，不应当与飞机的倾斜角相混淆。简单说来侧滑角是由绕垂直轴任意旋转、自身指向相对风方向的风标给出。

的机翼；

2. 副翼杆力随侧滑角的变化，在释放杆时应当处处有趋势使副翼操纵返回它的中立位置或配平位置；

3. 由于侧滑引起的滚转力矩，决不应大到如此程度，以致由于副翼引起的偏航而产生滚转速度的反效（方向舵锁住）。

#### 要求的理由：

第1项保证方向舵引起的滚转总是具有正确的方向，并且保证任何横向发散将不会出现急剧型态。对于利用方向舵抬起机翼的能力来说，它也是必要条件，但不是充分条件。

第2项要求保证侧滑引起的滚转力矩在操纵松浮时具有正确的符号。此处再次说明，操纵自动回中的能力是操纵感觉所要求的。

第3项的理由是显而易见的。

#### 设计上的考虑：

表明襟翼、机翼平面形状和机身——机翼组合对侧滑引起的滚转力矩影响的风洞实验数据，在参考资料(11)和(12)中给出。这些结果一般得到飞行试验的证实。然而，对单发动机低单翼飞机，即使在无动力或较高速度下带动力时上反效应是满意的，但在低速带动力情况下，向左侧滑的上反效应有时将变成负的。为了获得同样的有效上反效应，低单翼飞机的上反角，比高单翼飞机一般要求大 $4^{\circ}$ 至 $8^{\circ}$ 。对于机翼后缘前掠的飞机，机翼将减小有效上反，而当机翼后缘为连续的直线时，襟翼对上反效应只有很少或没有影响。

为了满足第2项，副翼操纵系统的摩擦力必须小，并且克服侧滑中滚转趋势（上反效应）所需的副翼偏角，应当超过由于展向迎角变化造成松浮时引起的副翼偏角。

由于侧滑引起的滚转力矩的上限（I-D-3项），取决于副翼引起的偏航（I-C-1项）和副翼的操纵效能（I-B-3项）。

#### (I-E) 方向舵的操纵特性

##### 要求：

1. 方向舵操纵处处应当足够有效地克服不利的副翼偏航力矩；

2. 在起飞和着陆过程中，方向舵操纵应当足够有效地保持航向操纵；

3. 对于两台或两台以上发动机的飞机，当任一台发动机停车（螺旋桨在低矩）以及其他一台或多台发动机发出全功率时，在110%最小起飞速度以上的所有速度上，方向舵操纵应当在侧滑为零的情况下足够有效地提供航方力矩的平衡；

4. 方向舵操纵，结合飞机的其他操纵，应当提供所要求的尾旋改出特性；

5. 右方向舵脚踏力始终应当用于保持右方向舵偏角，而左方向舵脚踏力则始终应当用于保持左方向舵偏角；

6. 满足以上方向舵操纵各项要求所需的方向舵脚踏力，不应当超过180磅（调整片中立）。

##### 要求的理由：

以上各项的理由都是明显的。要想在低速下得到满意的转弯，除了航向稳定性很大的情况以外，要求的第1项当然必须满足。第2项则代表了方向舵操纵最重要的功用之一，虽然前三点起落架的采用，其作用变得不那么重要。

第3项和第6项应当保证适当的操纵，以克服起飞中由于发动机故障而引起的不对称推

力。当速度低于规定速度时，保持航向操纵似乎不是必需的，因为存在这种可能性，即由于失速，横向不稳定将首先产生。所规定的 180 磅脚蹬力的限制，大约是一般驾驶员能够作用的最大值的 90%。

#### 设计上的考虑：

满足上述要求中的第 1 项所需的方向舵效能，可以采用与确定副翼偏航所需的航向稳定性（见要求（I-C））相同的方法来决定。

至少在某种场合下，上述要求中的第 2 项不用任何方向舵操纵便可以满足。这种情况可以通过使用前三点起落架和消除方向舵位置随速度及动力的变化来实现。然而，由于常规起落架的固有不稳定性，当采用这种装置时，即使消除了动力或速度引起的方向舵配平变化，在起飞和着陆中也总是要求一定大小的方向舵操纵。究竟方向舵操纵量需要多大才合适，此处难以确定，因为刹车的效率，尾轮的型式（锁住还是自由旋转）以及固有的“地转”趋势的大小无疑地都同这个问题有关。此外，飞机着陆时的失速特性也有重要影响。然而，根据现有资料表明，足够有效地满足其他各项要求的方向舵操纵，从地面使用品质的观点来看，一般也应当是满意的。

第 3、4 和 5 项不需要再作讨论。

**（变更（I-F））侧滑引起的偏航力矩（航向稳定性）**  
**要求：**侧滑引起的偏航力矩（方向舵固定）应当足以使副翼引起的偏航限制在要求（I-C）\*所规定的范围内；

1. 侧滑引起的偏航力矩应当使方向舵始终在正确的方向运动，即左侧滑要求右舵，而右侧滑要求左舵。当侧滑角在  $\pm 15^\circ$  之间时，侧滑角应当基本上与方向舵偏角成正比。

2. 侧滑引起的偏航力矩应当使方向舵始终在正确的方向运动，即左侧滑要求右舵，而右侧滑要求左舵。当侧滑角在  $\pm 15^\circ$  之间时，侧滑角应当基本上与方向舵偏角成正比。

3. 侧滑引起的偏航力矩（方向舵松浮）应当这样，即不管强制产生的侧滑角的大小如何，飞机始终应当有返回零侧滑的趋势。

4. 侧滑引起的偏航力矩（方向舵松浮，且飞机配平于对称动力的直线飞行）应当这样，即在一台发动机失效所引起的尽可能大的不对称功率下，即在大于 10% 最小速度的每一速度上，以及方向舵松浮时，飞机利用侧滑能够保持直线飞行。

**要求的理由：**第 1 项的理由在讨论要求（I-C）时已经说明。

第 2 项说明了任何操纵所期望的特性，即反应应当与偏角成正比。

第 3 项用于保证满意的航向稳定性，特别是在大侧滑角下，由于垂直尾翼失速经常引起事故。该要求是按照参考资料（13）的结果直接引出的。

第 4 项考虑防止由于一台发动机故障而产生过分急剧的航向发散。虽然在不对称功率时方向舵松浮飞行的能力本身可能是不重要的，但是当这种应急情况发生时，它和发散的速率、因而也和所要求的驾驶员动作的迅速程度确实有非常大的关系。

#### 设计上的考虑：

实现第 1 项所需要的航向稳定性，已在要求（I-C）中进行过讨论。

决定满足本要求中第 2 项和第 3 项所需的垂直安定面面积的各种因素的一般性讨论，在

\*原文为（I-C-1）——译者



参考资料(13)中给出)然而,由于机翼—机身位置、垂直尾翼配置等的干扰影响很大,因此必需通过风洞试验来帮助确定这些要求。同时,由于大侧滑角下的航向稳定性与气流在垂直尾翼上的分离方式及其对方向舵松浮特性的影响有关,所以试验模型的尺寸应当做到尽可能的大。

### (I-G) 侧向力特性

#### 要求:

在定常侧滑中,侧向力随侧滑角的变化处处应当这样,即右倾斜伴有右侧滑,而左倾斜伴有左侧滑。

#### 要求的理由:

在侧滑或侧飞的正常情况下,所产生的侧向力应指向“滞后的翼尖”方向。由于驾驶员不可能观察到实际的侧滑角,因此容许根据侧向力引起的侧向加速度来判断侧滑的存在。在定常侧滑中,侧向力是由飞机重量的分量来平衡,因此产生了倾斜角。侧向力愈大,倾斜角亦愈大。倾斜角 $\phi$ 与侧向力之间的近似关系,可以写成如下式子:

$$\phi = \sin^{-1} \frac{\text{侧向力}}{\text{飞机重量}}$$

除了给驾驶员提供侧滑或侧飞感觉之外,可能单独使用方向舵改出(不允许航向变化)的横向姿态,直接与侧向力的大小有关。很明显,对于这种机动特性,还必须具有正的上反效应,但是如果预定改正的横向姿态,超过了利用全偏方向舵在定常侧滑中所能维持的那种横向姿态,则朝着下沉机翼的转弯将始终继续进行。

由于这些和其他一些理由,大的侧向力数值是希望的,并且比现在给出的更为严格的规定将导致更好的飞行品质;另一方面,不知道在不增加飞机阻力的情况下是否能够这样做。目前试验的飞机中没有一架不满足所给出的要求。然而,根据风洞试验表明,它包含着这种情况,即某些未来的设计实际上可以产生与通常遇到的符号相反的侧向力。很显然,这种情况是不能容许的。

### (I-H) 侧滑引起的俯仰力矩

#### 要求:

在定常侧滑中,由于侧滑引起的俯仰力矩应当这样,即在110%最小速度下,当方向舵从它的直线飞行位置向右或向左偏转 $5^\circ$ 时,保持纵向配平所要求的升降舵偏角不能超过 $1^\circ$ 。

#### 要求的理由:

由于侧滑引起的俯仰力矩变化是不希望的,因为它要求升降舵像方向舵一样,必须与副翼协调动作。此外,由于相当大的侧滑角可以偶然产生,因此俯仰力矩随侧滑角的显著变化将引起迎角的突然变化。这种情况在高升力系数时是临界情况,所以符合所给出的规范要求,在较高的速度上,应当可以自动地保证满意的特性。

#### 设计上的考虑:

可以认为,俯仰力矩随侧滑角的变化,是由于当洗流从机翼中心后面移动时,在水平尾翼处产生的下洗变化所引起的。在多数情况下,产生的力矩是俯冲力矩,这是因为螺旋桨或部分翼展襟翼的影响,使下洗高度集中于机翼中心。还必须指出,侧滑引起的俯仰力矩的大小,随着迎角的减小而逐渐地减小,这大概是因为相应的下洗角减小的缘故。