



战斗机满意的 稳定性和操纵性

国防工业出版社

战斗机满意的稳定性 和操纵性

董庚寿 编译

高 浩 审校
施祖荫

国防工业出版社

内 容 简 介

本书主要介绍在飞机的草图设计阶段，为了获得飞机在实际飞行时满意的稳定性和操纵性，设计人员对飞机各部件（如全动平尾、立尾、方向舵、副翼等）的尺寸大小和相对位置应该考虑的有关问题。并针对军用战斗机的稳定性和操纵性作了简要、较全面的讨论。对其它机种的稳定性和操纵性设计也有参考意义。

本书适合于从事飞机设计的人员使用，对航空院校、部队的有关人员也有一定的参考价值。

战斗机满意的稳定性和操纵性

董庚寿 编译

高 浩 施祖荫 审校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第074号

新华书店北京发行所发行 全国各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₃₂ 印张 2 40千字

1978年2月第一版 1978年2月第一次印刷 印数：0,001—2,800册

统一书号：15034·1626 定价：0.25元

(限国内发行)

编者的话

遵照毛主席关于“洋为中用”的教导，我们主要依据AD-754524报告中题为《军用战斗机满意的稳定性和操纵性的设计考虑》一文，以及其它有关资料编译了这本小册子，以供从事飞机设计的同志在草图设计阶段，做为稳定性和操纵性设计的参考资料。

由于水平有限，编译的内容不免有错误之处，请读者提出意见，以便我们改正。

在编译过程中曾得到秦凤奎、秦丕钊等同志的大力协助，在百忙中审阅并提出宝贵的修改意见，在此一并致谢。

目 录

符号	6
1. 绪言	9
2. 纵向稳定性和操纵性	11
2.0 概述	11
2.1 重心后限	12
2.1.1 每 g 杆力	12
2.1.2 操纵瞬时反应	19
2.1.3 外形变化的反应	20
2.1.4 助力操纵的分辨率	22
2.1.5 惯性交感效应	22
2.2 重心前限	23
2.3 平尾的尺寸大小	25
2.4 纵向稳定性和操纵性考虑的综述	27
3. 横侧向稳定性和操纵性	28
3.0 概述	28
3.1 滚转操纵	29
3.1.1 战斗滚转率	29
3.1.2 不对称外挂	31
3.1.3 着陆进场	32
3.1.4 侧风着陆	33
3.1.5 改出尾旋	33
3.1.6 滚转操纵型式的选择	34
3.2 方向稳定性和操纵性	40

3.2.1 确定立尾尺寸大小的准则	41
3.2.2 方向稳定性的估算	46
3.2.3 立尾的形状和尺寸大小	48
3.3 机翼上反角(下反角)的选择	50
3.4 翼-身安装角的选择	52
3.5 方向舵设计	52
3.5.1 侧风着陆	52
3.5.2 改出尾旋	53
3.5.3 不对称外柱	53
3.5.4 协调转弯	53
3.5.5 跨音速特性	54
3.5.6 方向舵行程的限制	55
3.6 地面的方向操纵	58
3.7 横侧向稳定性和操纵性考虑的综述	60
参考文献	63

符 号

b	机翼展长
b_T	平尾展长
\bar{c}	机翼平均气动弦长
C_L	升力系数
C_l	滚转力矩系数
C_m	俯仰力矩系数
C_{m0}	零升俯仰力矩系数
C_n	偏航力矩系数
C_{l_p}	由于滚转率引起的滚转力矩导数
C_{n_p}	由于滚转率引起的偏航力矩导数
C_{l_β}	由于侧滑角引起的滚转力矩导数
C_{n_β}	由于侧滑角引起的偏航力矩导数
$C_{l_{\delta_A}}$	由于滚转操纵面引起的滚转力矩导数
$C_{n_{\delta_A}}$	由于滚转操纵面引起的偏航力矩导数
$C_{l_{\delta_R}}$	由于方向舵引起的滚转力矩导数
$C_{n_{\delta_R}}$	由于方向舵引起的偏航力矩导数
d	机身宽度
g	重力加速度；单位过载
H_m	机动裕量；在机动飞行时 $H_m = -\frac{dC_m}{dC_L}$
I_x	滚转方向的惯性矩
I_y	俯仰方向的惯性矩

I_x	偏航方向的惯性矩
I_{xz}	滚转、偏航方向的惯性积
K_y	俯仰方向的回转半径
L_p	由于滚转率引起的有因次滚转力矩导数
L_β	由于侧滑角引起的有因次滚转力矩导数
l	机翼展长
l_T	平尾展长
M	马赫数
n	法向过载
n_1	法向过载的极限值
N	偏航力矩
p	滚转率
P	周期
P_A	副翼操纵力
q	俯仰率
Q	动压
r	偏航率
$S.F.$	杆力
$T_{\frac{1}{2}}$	振幅半衰减时间
T_{90°	从机翼水平位置滚转到 90° 倾斜角的时间
V	空速
V_{NWL}	抬前轮速度
V_S	失速速度
$V_{u.s.}$	离地速度
x_s	杆位移

δ

α	迎角
α_0	零升迎角
β	侧滑角
δ_A	滚转操纵角
δ_R	方向舵操纵角
ϵ	平尾处下洗角
Λ	机翼后掠角
θ	俯仰角
η	纵向操纵角
$\zeta_d(\zeta_D)$	荷兰滚阻尼比
ζ_{SP}	纵向短周期阻尼比
Φ	倾斜角
$\omega_d(\omega_D)$	荷兰滚无阻尼自然频率
ω_{SP}	纵向短周期振荡频率
Ω	尾旋中总的旋转率

1. 绪 言

在飞机设计中，考虑稳定性和操纵性是很重要的。设计人员往往在飞机草图设计阶段就要进行这项工作，以确保飞机的飞行安全和完成预定的战斗任务。

通过长期的飞机设计实践，人们积累了大量的资料，有可能对飞机的稳定性和操纵性规定出一个数值上的要求。但在很多情况下，数值资料并不能完全反映飞机的飞行品质，而根据驾驶员的实际飞行给出的定性评价才更能说明问题。因此依据大量这样的定性评价和理论研究的结果，各国（如英、法、美、苏）都相应地制定出这方面的规范（或要求）^(1~4)。关于国外飞行品质规范的发展概况，可参阅参考文献〔5〕。

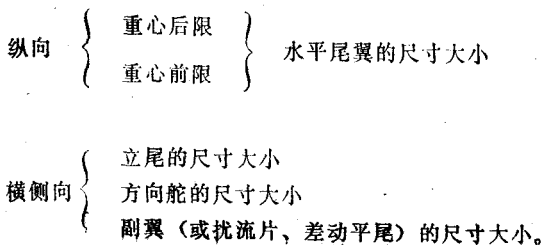
飞机稳定性和操纵性设计通常是根据本国最新颁发的规范，对新机进行全面的稳定性和操纵性检查和试飞鉴定。可是现行的各种规范一般仅仅规定满意的最低标准，而且在很多方面还存在欠缺。尤其是具体工作时，在草图设计阶段究竟应该主要考虑那些指标是不很明确的。因此，有必要从飞机设计角度出发，为了获得满意的稳定性和操纵性，讨论在草图设计阶段所需考虑的有关问题，并对现行的规范提出一些看法。故现主要根据 AD-754524 报告中题为“军用战斗机满意的稳定性和操纵性的设计考虑”一文的内容并参考其它有关文献，对战斗机满意的稳定性和操纵性，作一简单的

讨论。

近年来，随着新机种的不断出现，引起了很多新的稳定性和操纵性问题，这些变化使人们越来越重视对飞机飞行品质的研究，尤其是变稳定性飞机和地面飞行模拟器的发展，使飞行品质的研究更为系统化，在理论和实践的結合上又前进了一步。战斗机的飞行品质始终列为首先研究的内容。

在小扰动假设下，按稳定性理论的通常做法是把飞机的运动分为横侧向运动和纵向运动来处理。但严格地讲，这种处理方法是妥当的，因为现代飞机总是存在着横侧向和纵向两种运动之间的耦合。事实早已证明，如果纵向飞行品质不好，会大大影响驾驶员对横侧向特性的评价，反之也一样。面对这样的事实，我们总是假设使飞机总的特性都得到“满意的”特性，在讨论纵向特性时认为横侧向特性已具有“满意的”品质；同时在纵向特性“满意的”前提下来讨论飞机横侧向问题。故现分纵向和横侧向两大部分讨论，但有关耦合问题在相应的部分也予以考虑。

应该指出，全面讨论飞机的稳定性和操纵性不是本书的目的，本书是从飞机设计角度出发，针对战斗机为了获得满意的稳定性和操纵性，在草图设计阶段着重考虑以下几个方面的内容：



2. 纵向稳定性和操纵性

2.0 概 述

在飞机的草图设计阶段，为了获得满意的纵向稳定性和操纵性，需要考虑很多因素。例如飞机各部件及其组合体的气动特性、操纵系统的特性等。可是从飞机设计角度出发，在满足一定的稳定性和操纵性要求的情况下，往往最终是要解决飞机的重心前、后限位置，以便和整架飞机的总体布局统一协调起来。

一般，依据对飞机性能的要求，选定了理想的机翼-机身的气动外形布局后，再考虑平尾的尺寸大小，以得到满意的纵向稳定性和操纵性。对于正常式飞机，水平尾翼具有以下两个方面作用：

(i) 在重心后限处保持飞机的稳定。

(ii) 在重心前限处保持飞机的平衡。

在上述极限情况下所要求的平衡和稳定性裕量以及飞机总体设计所期望的重心范围，实质上决定了所要求的水平尾翼的尺寸大小。因此，从某种角度来看，在草图设计阶段，对飞机纵向稳定性和操纵性的要求，往往就变为选定平尾尺寸大小的问题了。

因此，纵向稳定性和操纵性的设计考虑，拟按以下三个方面叙述：

重心后限；
重心前限；
平尾的尺寸大小。
最后再简要地综合一下。

2.1 重心后限

决定飞机重心后限的因素很多，现归纳为以下五个方面：

- (i) 每 g 驾驶杆力；
- (ii) 操纵的瞬态反应；
- (iii) 外形变化的反应；
- (iv) 助力器的分辨度；
- (v) 惯性交感。

2.1.1 每 g 杆力

各国对于军用战斗机每 g 杆力的要求，列于表 2.1.1-1 中（设 $n_1=8.0g$ ），参阅参考文献[1~4]。

表 2.1.1-1

	英 AVP 970	法 AIR2002C	美 MIL-F-8785 B	苏 OTT
最小值	3.42 磅	1 公斤	3 磅	1.5 公斤
(重心后限)	15.8 牛顿	10.2 牛顿	13.9 牛顿	15.3 牛顿
最大值	7.75 磅	4 公斤	8 磅	4 公斤
(重心前限)	36 牛顿	40.8 牛顿	37 牛顿	40.8 牛顿
最大值 最小值	2.27	4.0	2.67	2.67
最大值-1 最小值	1.27	3.0	1.67	1.67

虽然初略一看，英、法、美、苏四国所制定的规范对每 g 杆力的要求（表 2.1.1-1）是比较一致的，其最小值的要求大约在 10~15 牛顿（即约为 1~1.5 公斤）范围之内；其最大值的要求大约在 30~40 牛顿（即约为 3~4 公斤）范围之内。然而，当考虑到它们的整个设计关联时，各国规范要求之间的差别是相当可观的。

从理论上讲，不管多么小的机动裕量 (H_m) (但须为正值)，采用人工感觉机构，就可能提供所要求的最小杆力梯度，从而使最小每 g 杆力的要求并不决定重心后限的位置。然而如果用线性的 Q ——感觉系统（即在给定的飞行状态，平尾每偏一度所需的杆力是不变的），则每 g 杆力就正比于机动裕量 (H_m)。因此，在重心前、后限的整个范围内，为了满足每 g 杆力的要求，一定要应用以下的关系式：

$$\frac{(H_m)_{\min} + \text{重心范围}}{(H_m)_{\min}} = \frac{\text{最大每 } g \text{ 杆力 (决定了重心前限)}}{\text{最小每 } g \text{ 杆力 (决定了重心后限)}} \quad (2.1.1-1)$$

或

$$(H_m)_{\min} = \frac{\text{重心范围}}{\text{每 } g \text{ 杆力之比值} - 1}$$

因此，如果采用了线性的感觉系统，当给定所要求的心范围之后，从式 (2.1.1-1) 可看到，最小的机动裕量就确定了，从而也就确定出飞机重心后限的位置。

然而应该指出，根据上述要求确定的重心后限存在以下两个问题：

(i) 由于不同国家的规范对每 g 杆力要求的不同，从表 2.1.1-1 最后一行看出，其 $\left(\frac{\text{最大值}}{\text{最小值}} - 1 \right)$ 的数值差别较

大，这就使得 $(H_m)_{\min}$ 有较大的变化。例如 F-4B 飞机的重心范围为 $0.09 \bar{c}$ ，根据各国规范的要求算出的 $(H_m)_{\min}$ 值如下：

	英	法	美	苏
$(H_m)_{\min}$	0.071	0.030	0.054	0.054

从上面的数据看出， $(H_m)_{\min}$ 值几乎相差一倍多（指英、法之间的要求，而苏、美要求是相同的）。表 2.1.1-2 中列出的数据是一些战斗机的使用重心范围的统计值，其变化范围大部分在 $0.09 \bar{c}$ 左右。

表 2.1.1-2

机 型	重心前限	重心后限	重心变化范围
米格-15	0.233	0.31	0.077
米格-15BC	0.212	0.315	0.103
乌米格-15	0.219	0.315	0.096
米格-17	0.205	0.31	0.105
米格-17Φ	0.217	0.331	0.114
米格-19C	0.373	0.461	0.088
米格-21	0.290	0.362	0.072
F-4B	0.27	0.36	0.09

(ii) 如果希望飞机具有较大的重心变化范围，则为了满足以上要求， $(H_m)_{\min}$ 的值就要大，这就有可能使得相应于重心后限时飞机的稳定性太大，也意味着在整个重心范围内，飞机的稳定性都太大。

上述第 (ii) 条的情况，除了在某些飞行状态下(例如，

变后掠飞机在低空、全后掠情况下做跨音速飞行) 会导致短周期频率过大之外, 一般地说对飞行品质并无害。但是, 它会使平尾加大, 这将增大阻力和飞机的重量。现用图 2.1.1-1 进一步说明: 保持重心范围两端的每 g 杆力的要求不变, 把

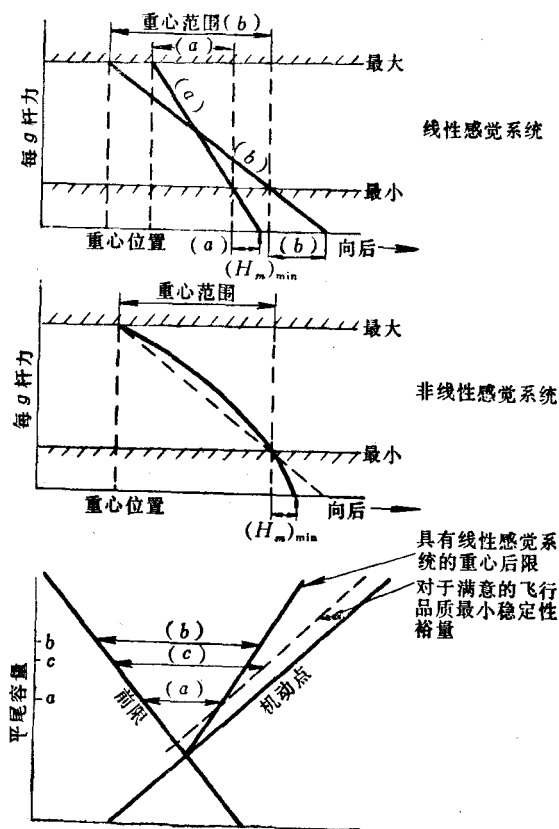


图2.1.1-1 杆力要求对最小稳定性裕量和平尾尺寸的影响

重心范围增加一倍，也就是从情况 (a) 变为情况 (b)，则从图 2.1.1-1 看出，在重心后限处的 H_m 比满意的飞行品质所需的 H_m 大了一倍，平尾面积比起依据稳定性和配平考虑 (情况 (c)) 所需的平尾面积要大 10%。

避免出现第 (ii) 条情况的一种途径是采用非线性感觉系统。假如令感受杆力梯度取决于驾驶杆位移，并且当驾驶杆向后移动时平尾偏转每度的感受杆力是减小的，那末每 g 杆力随重心的变化可以改制成如图 2.1.1-1 的中图所示 (情况 (c))。这可以用把感受元件联接到驾驶杆上、并且将杆位移对平尾偏度的曲线设计成某种形状的办法，以获得所要求的驾驶杆对平尾的传动比 (因而就是杆力梯度) 作为由零升力配平点算起的位移的函数。其原理如图 2.1.1-2 所示。

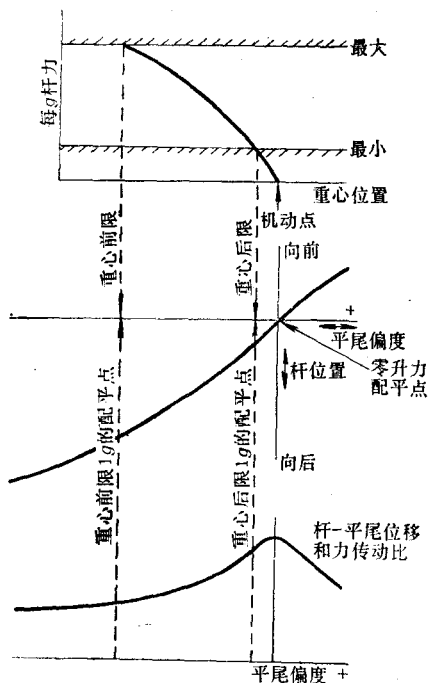


图2.1.1-2 非线性杆-平尾传动比的设计特性

这种系统的一个不可避免的设计特点是，由配平点起，