

《军用规范——有人驾驶飞机的
飞行品质》(MIL-F-8785B
CASG)的背景资料和使用指南

量部

V2-62/1002

《军用规范——有人驾驶飞机
的飞行品质》[MIL-F-8785B
(ASG)]的背景资料和使用指南

AFFDL-TR-69-72

1969年8月)

AUGUST 1969

AFFDL-TR-69-72

TS222T0E



323501

不可容
仅紧急情

**BACKGROUND INFORMATION
AND USER GUIDE FOR MIL-F-
8785B(ASG), "MILITARY SPECI-
FICATION-FLYING QUALITIES OF
PILOTED AIRPLANES"**

AUGUST 1969

AFFDL-TR-69-72.

C.R.CHALK,T.P.NEAL,T.M.HARRIS,F.E.PRITCHARD

Cornell Aeronautical Laboratory, Inc

R.J. WOODCOCK

Air Force Flight Dynamics Laboratory

出版说明

《〈军用规范——有人驾驶飞机的飞行品质〉[MIL-F-8785B(ASG)]的背景资料和使用指南》是1969年8月7日经美国空军部和海军航空系统司令部批准颁发的《有人驾驶飞机的飞行品质》，军用规范MIL-F-8785B(ASG)的重要参考资料，是为解释和便于使用该规范而编写的。在MIL-F-8785B(ASG)中明文规定：“此资料虽然不是本规范的一个部分，但它与本规范关系很密切，其内容在应用本规范的任何时候都应加以考虑。”因此，这份资料对掌握和使用MIL-F-8785B(ASG)都是不可缺少的资料。我们根据“洋为中用”的原则，特全文译出供有关人员参考。

MIL-F-8785B(ASG)已于1973年初由西北工业大学503教研室飞行力学组译成中文，603所操稳组校对，1973年7月由628研究所出版。这份资料中涉及到规范的条文，除作个别修改外，均引用上述中译本的译文。参加这份资料翻译工作的有603所操稳组俞敦信、李洪毅、夏开瑶、何正忠、徐可、吴国良、郭桂芝、曹爽、荣建德、董庚寿等同志，西安空军工程学院翻译室陈炳慈同志，628所的冷远猷同志；参加校对工作的有北京航空学院506教研室飞行力学组张桂联、赵震炎、胡兆丰、宋寿峰、金长江、肖业伦等同志。全部译稿于1976年7月由译校者在北京集体讨论定稿。603所操稳组郭桂芝、李份淇同志负责全部插图的描图工作。

由于我们水平不高，在翻译、校对及出版工作中不免有错误之处，望读者将使用中发现问题及意见函告我们。

《国外航空》编辑部

一九七七年三月



目 录

(星号表示一般讨论)

简介	1
符号和缩写字表	2
I 引言	10
II 历史发展情况	11
III 各项要求的内容和讨论	14
*1. 范围和分类	14
1-1 范围	15
1-2 应用	15
1-3 飞机的分类	15
1-3-1 陆上或舰载飞机的标识	16
1-4 飞行阶段的种类	18
1-5 飞行品质的等级	20
*2. 适用的文件	23
2-1	23
*3. 要求	24
*3-1 一般要求	24
3-1-1 使用任务	24
3-1-2 装载	25
3-1-3 惯性矩	25
3-1-4 外挂物	25
3-1-5 构形	26
3-1-6 飞机的状态	26
3-1-6-1 飞机的正常状态	26
3-1-6-2 飞机的故障状态	26
3-1-6-2-1 飞机的特殊故障状态	28
*3-1-7、3-1-8、3-1-9 一般讨论	29
3-1-7 使用飞行包线	31
3-1-8 实用飞行包线	32
3-1-8-1 最大实用速度	32
3-1-8-2 最小实用速度	33
3-1-8-3 最大实用高度	33
3-1-8-4 实用载荷因数	33

3-1-9	允许飞行包线	33
3-1-9-1	最大允许速度	34
3-1-9-2	最小允许速度	34
3-1-9-2-1	非失速速度的最小允许速度	34
3-1-10	等级的应用	34
3-1-10-1	飞机正常状态的要求	35
3-1-10-2	飞机故障状态的要求	35
3-1-10-2-1	对特种故障的要求	35
3-1-10-3	例外	35
3-1-10-3-1	地面使用和场域飞行阶段	35
3-1-10-3-2	未规定等级的情况	35
3-1-10-3-3	实用飞行包线以外的飞行	35
*3-2	纵向飞行品质	40
*3-2-1	按速度的纵向稳定性	41
3-2-1-1	纵向静稳定性	41
3-2-1-1-1	跨音速飞行时要求的放宽	48
3-2-1-1-2	速度急剧改变时升降舵操纵力的变化	49
3-2-1-2	沉浮稳定性	49
3-2-1-3	飞行轨迹稳定性	60
*3-2-2	纵向机动特性	69
3-2-2-1	短周期反应	69
3-2-2-1-1	短周期频率和加速灵敏度	72
3-2-2-1-2	短周期阻尼	92
3-2-2-1-3	剩余振荡	93
3-2-2-2	机动飞行中的操纵感觉和稳定性	93
3-2-2-2-1	机动飞行中的操纵力	94
3-2-2-2-2	机动飞行中的操纵运动	104
3-2-2-3	纵向驾驶员诱发振荡	106
3-2-2-3-1	瞬时操纵力	124
*3-2-3	纵向操纵	130
3-2-3-1	非加速飞行中的纵向操纵	130
3-2-3-2	机动飞行中的纵向操纵	130
3-2-3-3	起飞时的纵向操纵	131
3-2-3-3-1	弹射起飞时的纵向操纵	132
3-2-3-3-2	起飞时的纵向操纵力和操纵行程	133
3-2-3-4	着陆时的纵向操纵	133
3-2-3-4-1	着陆时的纵向操纵力	134
3-2-3-5	在实用飞行包线内俯冲时的纵向操纵力	134
3-2-3-6	在允许飞行包线内俯冲时的纵向操纵力	135

189	3-2-3-7 侧滑时的纵向操纵	135
209	*3-3 横向-航向飞行品质	136
289	*3-3-1 横向-航向模态特性	138
389	3-3-1-1 横向-航向振荡(荷兰滚)	138
489	3-3-1-2 滚转模态	160
589	3-3-1-3 螺旋稳定性	173
689	3-3-1-4 滚转-螺旋耦合振荡	175
789	3-3-2 横向-航向动态反应特性	178
889	3-3-2-1 横向-航向对大气扰动的反应	185
989	3-3-2-2 滚转速率振荡	185
1089	3-3-2-2-1 对小输入的附加滚转速率要求	185
1189	3-3-2-3 倾斜角振荡	218
1289	3-3-2-4 侧滑幅值	218
1389	3-3-2-4-1 对小输入的附加侧滑要求	218
1489	3-3-2-5 滚转中的侧滑操纵	233
1589	3-3-2-6 协调转弯	233
1689	3-3-3 驾驶员诱发振荡	233
1789	3-3-4 滚转操纵效率	234
1889	3-3-4-1 IV类飞机的滚转性能	234
1989	3-3-4-1-1 空战	234
2089	3-3-4-1-2 带外挂物时的对地攻击	234
2189	3-3-4-1-3 对地攻击时的滚转速率特性	234
2289	3-3-4-1-4 滚转反应	234
2389	3-3-4-2 副翼操纵力	259
2489	3-3-4-3 滚转反应的线性	276
2589	3-3-4-4 驾驶盘转角	276
2689	3-3-4-5 方向舵脚蹬诱发滚转	277
2789	3-3-5 航向操纵特性	278
2889	3-3-5-1 速度改变时的航向操纵	278
2989	3-3-5-1-1 非对称装载时的航向操纵	278
3089	3-3-5-2 复飞时的航向操纵	279
3189	3-3-6 定常侧滑时的横向-航向特性	279
3289	3-3-6-1 定常侧滑时的偏航力矩	280
3389	3-3-6-2 定常侧滑时的侧力	281
3489	3-3-6-3 定常侧滑时的滚转力矩	281
3589	3-3-6-3-1 复飞时的例外情况	282
3689	3-3-6-3-2 正的有效上反限制	282
3789	3-3-7 侧风中的横向-航向操纵	283
3889	3-3-7-1 在侧风中的最终进场	284

3-3-7-2	侧风中起飞滑跑和着陆滑跑	284
3-3-7-2-1	在寒冷和潮湿气候下的使用	285
3-3-7-2-2	舰载飞机	285
3-3-7-3	滑行时的风速限制	286
3-3-8	俯冲中的横向-航向操纵	286
3-3-9	非对称推力时的横向-航向操纵	286
3-3-9-1	起飞滑跑过程中的推力损失	287
3-3-9-2	起飞后的推力损失	287
3-3-9-3	瞬态影响	288
3-3-9-4	非对称推力——方向舵脚蹬松浮	288
3-3-9-5	两台发动机失效	289
*3-4	其它各种飞行品质	289
3-4-1	临近危险的飞行情况	289
3-4-1-1	警言和指示	289
3-4-1-2	预防	290
3-4-2	失速	290
3-4-2-1	要求的状态	291
3-4-2-2	失速警告的要求	291
3-4-2-2-1	垂直于飞行轨迹的过载为 $1g$ 时的失速警告速度	291
3-4-2-2-2	加速失速警告范围	291
3-4-2-3	失速特性	292
3-4-2-4	失速改出和预防	293
3-4-2-4-1	单发停车失速	293
3-4-3	尾旋改出	293
3-4-4	滚转-俯仰-偏航耦合	294
3-4-5	操纵协调	294
3-4-5-1	操纵力协调	295
3-4-6	抖振	295
3-4-7	外挂物的投放	295
3-4-8	武器投掷和特殊装置的影响	295
3-4-9	故障后的瞬态	296
3-4-10	故障	296
3-5	主飞行操纵系统的特性	296
3-5-1	一般特性	296
3-5-2	机械特性	297
3-5-2-1	操纵系统的回中和启动力	297
3-5-2-2	座舱操纵的空行程	298
3-5-2-3	操纵面偏转速率	298
3-5-2-4	可调整的操纵	299

3-5-3	动态特性	299
3-5-3-1	操纵感觉	303
3-5-3-2	阻尼	303
3-5-4	增益系统	304
3-5-4-1	增益系统的性能	305
3-5-4-2	增益系统的饱和	306
3-5-5	故障	306
3-5-5-1	故障的瞬态	306
3-5-5-2	故障引起的配平变化	306
3-5-6	向替换操纵型式的转换	307
3-5-6-1	瞬态	307
3-5-6-2	配平变化	307
*3-6	次操纵系统特性	308
3-6-1	配平系统	308
3-6-1-1	不对称推力时的配平	308
3-6-1-2	配平操作的速率	308
3-6-1-3	配平系统的失速	308
3-6-1-4	配平系统的不可逆性	308
3-6-2	速度和飞行轨迹操纵装置	309
3-6-3	瞬态和配平变化	309
3-6-3-1	俯仰配平的变化	310
3-6-4	辅助的俯冲改出装置	311
3-6-5	直接法向力操纵	312
3-7	大气扰动	312
3-7-1	紊流模型的使用	312
3-7-2	紊流模型	313
3-7-2-1	连续随机模型(冯·卡曼形式)	314
3-7-2-2	连续随机模型(德莱顿形式)	314
3-7-2-3	离散模型	314
3-7-3	尺度和强度(晴空大气紊流)	323
3-7-3-1	晴空大气紊流(冯·卡曼尺度)	329
3-7-3-2	晴空大气紊流(德莱顿尺度)	329
3-7-4	尺度和强度(风暴紊流)	330
3-7-4-1	风暴紊流(冯·卡曼尺度)	331
3-7-4-2	风暴紊流(德莱顿尺度)	331
3-7-5	紊流模型在分析中的应用	331
4.	品质保证	338
4-1	满足要求的论证	338
4-2	飞机状态	338

808	4-2-1	重量和惯性矩	338
808	4-2-2	重心位置	338
808	4-2-3	推力状态	338
104	4-3	设计与试验情况	338
808	4-3-1	高度	338
808	4-3-2	特殊情况	344
808	4-4	对定性要求的解释	344
	5.	交付前的准备	352
808	5-1	概述	352
	*6.	注 释	352
707	6-1	拟定的用途	352
707	6-2	定 义	353
808	6-2-1	概 述	353
808	6-2-2	速 度	354
808	6-2-3	推力和功率	355
808	6-2-4	操纵参数	355
808	6-2-5	纵向参数	356
808	6-2-6	横向-航向参数	357
808	6-2-7	大气扰动参数	357
808	6-3	表Ⅲ中 F_s/n 界限的说明	363
808	6-4	增益的预计	363
111	6-5	发动机方面的考虑	363
808	6-6	气动弹性、控制设备及结构动力学的影响	363
211	6-7	等级的应用	363
818	6-7-1	理论上的满足	363
818	6-7-2	等级的定义	363
118	6-7-3	计算假定	364
111	6-8	有关文件	364
111	6-9	附 注	365
	参考文献		365
	附录 I:	MIL-F-8785(ASG)	396
	附录 II:	MIL-F-8785B 的风速资料	418
	附录 III:	二阶反应的 ω_0 和 ζ 的测量	423
	附录 IV:	对选定的纵向参数的测量方法	430
128	IV A	纵向静稳定性	430
132	IV B	飞行轨迹稳定性	431
828	IV C	短周期反应测量	431
828	IV D	对短周期数据处理的拟配法	433
828	IV E	在拉起和定常转弯中操纵力和操纵运动	435

IV F 瞬时操纵力和操纵系统动态特性	436
附录 V: 对选定的横向-航向参数的测量方法和讨论	437
VA 对侧向突风简化的滚转反应	437
VB 横向-航向动态参数的测定	441
VC 相位角 ψ_β 和 $\omega P/\beta$ 以及 $ \phi/\beta _0$ 比值的意义	458
VD 关于现代飞机的滚转性能以及 MIL-F-8785 和参考文献 AI 的有关要求的适用性摘录	471
部分译名对照表	476

表 字 简 介 号 符

本文件是为了帮助理解 MIL-F-8785B-军用规范《有人驾驶飞机的飞行品质》而出版的。是在广泛地参阅了大量文献资料并由各有关的主要民间和政府机构的人员举行了多次会议和讨论之后编写出来的。主要目的是解释 MIL-F-8785B 的基本观点，并且列出各项要求所依据的数据和论证。

另一目的是指明在飞行品质范围内那些被认为是重要的、有决定意义的变量，并规定这些变量的含义和互相间的关系。讨论了一些确定任务的因素，如飞机分类、飞行阶段、飞行条件、装载和构形的含义以及故障状态的处理。本文件在一定程度上可作为由使用经验、飞行试验、实验、分析和理论所确定的飞行品质技术现状的总结。

$\frac{F_z}{n}$ 垂直过载，通常指驾驶员对 n 的过载。
 F_{Az} 副翼操纵力。
 F_{Aw} 副翼配平力。
 F_{Cs} 余升力系数 (例如， $F_{Cs} = F_z - F_z^0$)。
 F_z 的一部分力，它是为了平衡飞机反侧滚力矩 (例如， $K_{\phi} K_{\dot{\phi}} K_{\ddot{\phi}}$) 而产生。
当升力系数为 k_n 时，飞机所需升力。当 $F_z = 0$ 时，升力由平衡重量平衡。
 $\left(\frac{F_z}{n}\right)_0$ 的一部分，它是由 H_0 的平衡重量平衡。
 $\left(\frac{F_z}{n}\right)_1$ 的一部分，它是由过载平衡， H_1 是其产生式 (例如)。
 $\left(\frac{F_z}{n}\right)_2 = \left(\frac{F_z}{n}\right)_1 - \left(\frac{F_z}{n}\right)_0$ 的差。
振幅比 $\left|\frac{F_z}{F_z^0}\right|$ 的最小值，由 $\left(\frac{n(s)}{F_z(s)}\right)$ 的频率特性的数量。
最大使用高度， H_{max} 。
最大使用速度， V_{max} 。
最小使用高度， H_{min} 。
最小使用速度， V_{min} 。

附加的相比符号的定义在 MIL-F-8785B 的 5-3 节中给出。

符号和缩写字表*

符号

b	翼展, 呎
c	平均气动力弦, 呎
c_d	副翼阶跃输入时侧滑反应的荷兰滚模态的留数
c_R	副翼阶跃输入时侧滑反应的滚转模态的留数
c_s	副翼阶跃输入时侧滑反应的螺旋模态的留数
c_0	副翼阶跃输入时侧滑反应的时间解中的常数项
$\frac{1}{c_{1/s}}$	振幅衰减到一半时的振荡次数的倒数
d_m	广义离散突风长度(恒为正), $m=x, y, z$ (呎)
D	气动阻力, 平行于飞行轨迹, 磅
F_s	驾驶员施加于升降舵的操纵力, 磅
$\frac{F_s}{n}$	等速下, 定常升降舵操纵力对 n 的梯度, 磅/g
F_{AS}	副翼驾驶杆力, 磅
F'_{AW}	副翼驾驶盘力, 磅
F_{CS}	净升降舵操纵力(磅), $F_{CS} = F_s - (F_s)_b$
$(F_s)_b$	F_s 的一部分力, 它是为了平衡飞机反应反馈到驾驶杆(例如: $K_{\alpha_c}, K_n, K_{\dot{\alpha}}$)所产生的操纵系统力矩而必需的力。当飞机没有 k_{α_c} 或操纵系统质量平衡时, $(F_s)_b = 0$
$\left(\frac{F_s}{n}\right)_b$	$\left(\frac{F_s}{n}\right)$ 的一部分, 它是由 H_{α_c} 或操纵系统质量不平衡所引起的
$\left(\frac{F_s}{n}\right)_{f_s}$	$\left(\frac{F_s}{n}\right)$ 的一部分, 它是由感觉弹簧、 H_{δ_c} 或其它产生力的装置(此力仅仅正比于 δ_s)所引起的: $\left(\frac{F_s}{n}\right)_{f_s} = \left(\frac{F_s}{n}\right) - \left(\frac{F_s}{n}\right)_b$
$\left(\frac{F_s}{n}\right)_{\min}$	振幅比 $\left \frac{F_s}{n}\right $ 的最小值, 由 $\left(\frac{n(s)}{F_s(s)}\right)$ 的频率特性的倒数度量
g	重力加速度, 呎/秒 ²
h	相对于地面(AGL)的高度或者相对于平均海平面(MSL)的高度, 呎
h_{\max}	最大实用高度, 呎
$h_{0\max}$	最大使用高度, 呎
$h_{0\min}$	最小使用高度, 呎
H	升降舵铰链力矩, 呎-磅

* 附加的和比较详细的定义在 MIL-F-8785B 的 6-2 节中给出。

- H_{α_c} H对 α_c 的梯度
 H_{δ_c} H对 δ_c 的梯度
 $H_{\dot{\delta}_c}$ H对 $\dot{\delta}_c$ 的梯度
 I_x, I_y, I_z 分别为绕x、y、z轴的转动惯量，斯-呎²
 I_{xz} 惯性积，斯-呎²
 j $\sqrt{-1}$
 k “指令滚转特性”对“适用滚转特性要求”(3-3-4节或3-3-4-1节)之比，此处：
 (a) “适用滚转特性要求”，即 $(\phi_t)_{要求}$ ，是针对所研究的飞机类别、飞行阶段种类和等级，由3-3-4节或3-3-4-1节决定。
 (b) “指令滚转特性”，即 $(\phi_t)_{指令}$ ，是在指定的时间内，针对某一给定的阶跃副翼指令而方向舵脚蹬按照3-3-4节和3-3-4-1节所规定的那样操纵，所得到的倾斜角。

$$k = \frac{(\phi_t)_{指令}}{(\phi_t)_{要求}}$$

- K_d 副翼阶跃输入时滚转速率反应中荷兰滚模态的留数
 K_f 配重动态特性的反馈增益
 K_n 由操纵系统中质量不平衡所引起的、法向加速度对驾驶杆的反馈增益， $K_n = \left(\frac{F_s}{n} \right)_b$
 K_R 副翼阶跃输入时滚转速率反应中滚转模态的留数
 K_S 副翼阶跃输入的滚转速率反应中螺旋模态的留数
 K_{α_c} 由 H_{α_c} 所引起的， α_c 对驾驶杆的反馈增益
 $K_{\dot{\theta}}$ 由操纵系统质量分布所引起的、 θ 对驾驶杆的反馈增益
 K_ϕ 在滚转速率对副翼偏角的传递函数中的增益常数
 l_b 当量配重长度，呎（在重心前面的距离）， $l_b = g \left(\frac{K_{\dot{\theta}}}{K_n} \right)$
 l_{CP} 机体撞击中心在重心前面的距离，呎， $l_{CP} = \frac{M_{\delta_c}}{Z_{\delta_c}}$
 L 气动升力与垂直于飞行轨迹的推力分量之和，磅
 L 绕x轴的滚转力矩，包括推力影响，呎-磅
 $L_i = \frac{1}{I_x} \frac{\partial L}{\partial i}$ ， $i = \beta, \dot{\beta}, \delta_{AS}, \delta_{RP}, p, r$
 $L'_i = \left[1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z} \right]^{-1} \left[L_i - \frac{I_{xz}}{I_x} N_i \right]$ ， $i = \beta, \dot{\beta}, \delta_{AS}, \delta_{RP}, p, r$
 $L_\alpha = \frac{1}{mV} \frac{\partial L}{\partial \alpha}$
 L_g u_g 的尺度，呎
 L_v v_g 的尺度，呎
 L_w w_g 的尺度，呎
 m 飞机的质量，斯
 M 马赫数
 M 绕y轴的俯仰力矩，包括推力影响，呎-磅

M_i	$= \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial i}, i = \alpha, \dot{\alpha}, u, \theta, q, \delta_c$
M_{F_s}	$= \frac{\delta_c}{F_s} M_{\delta_c}$
n	法向加速度或法向载荷因数, 在重心处量度, g
$\frac{n}{\alpha}$	在等速(空速和马赫数)情况下, 当升降舵偏度增加时, 单位迎角改变所引起的定常法向加速度的改变量, $g/\text{弧度}$
n_f	垂直于飞行轨迹的载荷因数, 在重心处量度, g
n_L	针对给定的飞机正常状态, 根据结构上的考虑所决定的对称飞行限制载荷因数, g
n_{\max}, n_{\min}	最大和最小的实用载荷因数
$n(+), n(-)$	在给定高度下, 实用飞行包线 $V-n$ 图中 n 的上、下边界
$n_{0\max}, n_{0\min}$	最大和最小的使用载荷因数
$n_0(+), n_0(-)$	在给定高度下, 使用飞行包线 $V-n$ 图中 n 的上、下边界
N	绕 z 轴的偏航力矩, 包括推力影响, 呎-磅
N_i	$= \frac{1}{I_z} \frac{\partial N}{\partial i}, i = \beta, \dot{\beta}, \delta_{AS}, \delta_{RP}, p, r$
N'_i	$= \left[1 - \frac{I_{xz}^2}{I_x I_z} \right]^{-1} \left[N_i - \frac{I_{xz}}{I_z} L_i \right], i = \beta, \dot{\beta}, \delta_{AS}, \delta_{RP}, p, r$
p	绕 x 轴的滚转速率
p_n	副翼阶跃输入时滚转速率反应在荷兰滚峰值处的振幅
$\frac{P_{osc}}{P_{AV}}$	按照方向舵脚蹬松浮、副翼阶跃偏转的操纵指令, 滚转速率的振荡分量与滚转速率平均分量之比:
	当 $\zeta_d \leq 0.2$ 时: $\frac{P_{振荡}}{P_{平均}} = \frac{p_1 + p_3 - 2p_2}{p_1 + p_3 + 2p_2}$
	当 $\zeta_d > 0.2$ 时: $\frac{P_{振荡}}{P_{平均}} = \frac{p_1 - p_2}{p_1 + p_2}$
	此处 p_1, p_2 和 p_3 分别为在第一、第二和第三个峰值处的滚转速率
$\frac{pb}{2V}$	翼尖螺旋角, 弧度
$\angle \frac{p}{\beta}$	自由荷兰滚振荡中, 滚转速率和侧滑角之间的相位角, 当 p 超前于 β 时此相位角为正
$p(\eta)$	随机变量 η 的概率密度
$p(\eta/\epsilon)$	由 ϵ 条件决定的 η 的概率密度
$P(\eta)$	η 等于或大于给定值的累积概率
P	在给定高度下, 在紊流中时间消耗比例
q	动压, 磅/呎 ²
q	俯仰速率
r	偏航速率
s	拉普拉斯算子, 1/秒

- S 机翼面积, 呎²
- t 时间, 秒
- $t_{n\delta}$ 对于向右的阶跃或脉冲副翼操纵指令, 侧滑角反应的荷兰滚分量达到第 n 个局部最大值的的时间, 或对于向左的副翼操纵指令, 达到第 n 个局部最小值的时间。如果阶跃操纵输入不能实现, 应尽可能地突然实施操纵, 且为了本定义的需要, 时间应从座舱操纵偏转到指令值幅度的一半时算起; 对于脉冲输入, 时间应从脉冲作用时间的中点算起。
- $\frac{1}{T_{cs}}$ 当感觉系统动态特性是三阶时, 即当:
- $$\frac{\delta_s(s)}{F_{cs}(s)} = \frac{\left(\frac{\delta_s}{F_{cs}}\right)\left(\omega_{nc}^2 \frac{1}{T_{cs}}\right)}{(S^2 + 2\zeta_{cs}\omega_{nc}S + \omega_{nc}^2)S + \frac{1}{T_{cs}}}$$
- 时一阶操纵系统模态的时间常数的倒数, 秒⁻¹
- T_d 有阻尼的荷兰滚的周期, $T_d = \frac{2\pi}{\omega_{nd}\sqrt{1-\zeta_d^2}}$, 秒
- T_2 倍幅时间, 对于振荡发散模态, $T_2 = \frac{-0.693}{\zeta\omega_n}$; 对于一阶发散模态, $T_2 = -0.693\tau$, 秒
- $\frac{1}{T_{1/2}}$ 振幅衰减至一半的时间的倒数, 对于振荡收敛模态, $\frac{1}{T_{1/2}} = \frac{\zeta\omega_n}{0.693}$; 对于一阶收敛模态, $\frac{1}{T_{1/2}} = 0.693\tau$, 秒⁻¹
- $\frac{1}{T_{cs}}$ 升降舵伺服机构动态特性的一阶表达式的时间常数的倒数, 秒⁻¹
- $\frac{1}{T_{f1}}, \frac{1}{T_{f2}}$ 当零点不是复数时, 由配重或 H_{α_c} 所引起的反馈零点的时间常数的倒数, 秒⁻¹
- $\frac{1}{T_{h1}}$ 高度对升降舵偏角的传递函数的最低的频率零点
- $\frac{1}{T_{R1}}, \frac{1}{T_{R2}}$ 等速时, n 对 δ_c 的传递函数分子的时间常数的倒数, 秒⁻¹
- $\frac{d(T/W)}{dV}$ (1/W)乘以在常值 ν 角时配平飞行所需用的推力随空速而变化的曲线的斜率
- $\frac{1}{T_{\alpha}}$ 等速时, α 对 δ_c 的传递函数分子的时间常数的倒数, 秒⁻¹
- $\frac{1}{T_{\theta 2}}$ 等速时, 姿态角(即俯仰角)对升降舵偏角的传递函数的一阶零点, 秒
- u 沿参考轴 x 向的速度增量, 呎/秒
- u_g 沿机体轴 x 向的随机突风速度, 呎/秒
- v 沿参考轴 y 向的速度增量, 呎/秒
- v_m 广义离散突风速度, 沿飞机机体轴正方向为正, $m=x, y, z$, 呎/秒
- v_g 沿机体轴 y 向的随机突风速度, 呎/秒
- V 空 速

$V_{L/D}$	最大升阻比时的速度
V_{MAT}	最大加力时高速平飞速度
V_{max}	最大实用速度
V_{end}	最大续航时间的速度
V_{range}	无风时最大航程的速度
V_{min}	最小实用速度
V_{MRT}	军用额定推力时的高速平飞速度
V_{NRT}	标准额定推力时的高速平飞速度
$V_{R/C}$	最大爬升率的速度
V_s	垂直于飞行轨迹方向过载为 1g 时的失速速度(当量空速), V_s 规定为下列各项中的最大值: ——以 C_{Lmax} 作定常直线飞行的速度, 该 C_{Lmax} 是在升力系数(L/qS)对迎角的曲线上当 C_L 从零增加时所出现的第一个局部最大值 ——发生突然不可操纵的俯仰、滚转或偏航时的速度, 也就是说, 绕某一轴操纵失效的速度 ——出现难以忍受的抖振或结构振动时的速度 (注意: 3-1-9-2-1 节允许将 V_s 的定义, 在某些情况下加以更动。)
V_{trim}	配平速度
V_{amax}	最大使用速度
V_{omin}	最小使用速度
W	飞机重量, 磅
w	沿参考轴 z 向的速度增量, 呎/秒
w_g	沿机体轴 z 向的随机突风速度, 呎/秒
x	飞机的体轴, 沿未扰动速度(配平或工作点)在对称平面的投影方向, 其原点在重心处
X	沿 x 轴的力, 气动力加推力, 磅
X_i	$= \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial i}$ 此处 $i = \alpha, \dot{\alpha}, u, \theta, q, \delta_c$
y	飞机的体轴, 垂直于对称平面, 指向右翼, 其原点在重心处
Y	沿 y 轴的侧力, 气动力加推力分量, 磅
Y_i	$= \frac{1}{mV} \frac{\partial Y}{\partial i}$; $i = \beta, \dot{\beta}, \delta_{AS}, \delta_{RP}, p, r$
z	飞机的体轴, 垂直于 x 和 y 轴, 指向下方, 其原点在重心处
Z	沿 z 轴的力, 磅
Z_i	$= \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial i}$; $i = \alpha, \dot{\alpha}, u, \theta, q, \delta_c$
α	迎角, 在对称平面内机身参考轴线与重心处飞行轨迹的切线之夹角
α_c	平尾的局部迎角(平尾参考线与相对风之间的夹角)
$\frac{\alpha_c}{\alpha}$	α_c 对 α 的梯度