

飞机飞行品质新指标

C. R. 查克等著



飞行力学编辑部

飞机飞行品质新指标

C.R. 查 克

D.A. 狄弗兰可

J.V. 里伯克兹

T.P. 尼 尔

董庚寿等译校



30327966

《飞行力学》编辑部

1982

471949

**REVISIONS TO MIL-F- 8785B(ASG)
PROPOSED BY CORNELL AERONAU-
TICAL LABORATORY UNDER
CONTRACT F33615-71-C-1254**

AD778489

**Charles. R. Chalk
Dante. A. Difrancio
J. Victor. Lebacqz
T. Peter. Neal**

出版说明

“飞机飞行品质新指标”一书是美国AD778489的翻译本，其原名为“有人驾驶飞机飞行品质MIL-F-8785B (ASG)的修改建议 (Revision of Military Specification MIL-F-8785B (ASG) Flying Qualities of Piloted Airplanes)”。本书针对美国军用飞机飞行品质规范[MIL-F-8785B (ASG)]，提出了许多修订意见，提供了新的飞机飞行品质指标及大量有价值的背景材料，尤其是对飞机纵向机动特性和横航向动态反应特性的指标提出了新的见解和论据。全书附有插图290余幅。

本书论述详尽，内容新颖，技术实用，可供从事飞机设计、飞机地面实验、飞机飞行试验、飞机飞行控制系统和飞机操纵系统的工程技术人员以及高等航空院校师生使用。同时对广大的空、海军，民航的飞行员和航校的教员和学员具有重要的参考价值。

参加本书翻译工作的有：南京航空学院覃振华、方城金、熊海泉、刘昶、杨锦峰，630所董庚寿；603所徐可，640所李云军等同志。最后由王维翰和李云军同志负责整理校对工作。限于水平，不免有错误之处，请予评判指正。

《飞行力学》编辑部

内 容 提 要

1969年8月,美国空军和海军航空系统司令部采用 MIL-F-8785B (ASG) 作为有人驾驶飞机飞行品质的官方军用规范。从那时起,美国空军就作出努力,以进一步改善这规范文本,增大它在未来武器系统发展中的作用。本报告介绍了由卡斯潘(Calspon)(前为康奈尔航空实验室)所完成的研究成果,并在以下几个方面对 MIL-F-8785B (ASG)的要求提出了修改建议:

1. 纵向机动动力学和操纵梯度;
2. 横向-航向机动动力学和滚转-侧滑耦合;
3. 大气扰动模型;
4. 失速-尾旋特性;
5. 其他各种修订和更改;
6. MIL-F-8785B (ASG)背景材料和使用指南的补充。本报告还介绍了建议改换的验证数据。

原 版 前 言

本报告是由纽约州布法罗(Buffalo)市的卡斯潘(Calspan)公司[前身为康奈尔(cornell)航空实验室(CAL)]为空军准备的,以部分地履行合同 F33615-71-C-1254。报告描述了按上述合同为阐明对MIL-F-8785B(ASG)所提修改建议和用文件论证提供于所推荐的该建议中的数据而作出的努力。

文中所报导的研究工作,作为 8219 方案、821905任务的一部分,是由空军飞行动力实验室(AFFDL)和俄亥俄州的莱特—伯特森空军基地(WPAFB)发起并由卡斯潘飞行研究部完成的。空军计划工程师是弗兰克·乔治先生(AFFDL/FGC)。

本报告体现了数家飞行研究部门的合作努力。方案是在 C·R·查克先生监督下实施的。对每部分作出主要贡献的作者列名于下:

C·R·查 克	第二,三,五,六部分,附录 I, II
D·A·狄弗兰可	第一部分
J·V·里伯克兹	第七部分
T·P·尼 尔	第二部分

作者们于1972年8月提交本报告并将其作为第 BM-3054-F-1 号卡斯潘报告出版。

本报告已经过修改并获得批准。

美国空军飞行动力实验室
控制标准分部主任
C·B·威斯布鲁克

目 录

引言.....	1
一、对 3.1 节一般要求的修改建议.....	3
二、对 3.2 节纵向飞行品质的修改建议.....	22
三、对 3.3 节横向—航向飞行品质的修改建议.....	85
四、对 3.4 节其他飞行品质的修改建议.....	159
五、对 3.5 节主飞行操纵系统特性的修改建议.....	160
六、对 3.6 节次操纵系统特性的修改建议.....	162
七、对 3.7 节大气扰动的修改建议.....	163
八、对 4 节质量保证的修改建议.....	174
九、对 6 节注释的修改建议.....	175
附录 I：飞行品质试验中的紊流模拟.....	182
附录 II：关于协调滚转和协调转弯机动所需的副翼 ——方向舵交叉输入的讨论.....	186
附录 III：横向——航向耦合振荡.....	200
参考文献.....	247

示 图 目 录

图	页
1. 故障和故障影响分析流程图	18
2. 故障分析	19
3. MIL-F-8785B (ASG) 的应用	20
4. 导致水平尾翼一侧卡滞的故障模式	21
5. 导致 CADs 和增益计划损失的故障模式	21
6. 俯仰姿态跟踪数学模型	30
7. 用于分析中的跟踪性能标准	30
8a. 低频、良阻尼短周期形态的尼柯尔斯图	31
8b. 低频、低阻尼短周期形态的尼柯尔斯图	32
8c. 中频、低阻尼短周期形态的尼柯尔斯图	32
8d. 低 $1/\tau_{\theta 2}$ 、佳频率和佳阻尼短周期形态的尼柯尔斯图	33
9a. T-33 FCS 方案(参考文献8)	34
$\omega_{\theta}=3.5$, 驾驶员 M	34
9b. T-33 FCS 方案(参考文献8);	34
$\omega_{\theta}=3.5$, 驾驶员 W	34
10. 特定的 T-33 飞行(参考文献8); $\omega_{\theta}=3.0$	35
11. T-33 加配重方案(参考文献9); $\omega_{\theta}=3.0$	35
12. B-26 方案; $1/\tau_{\theta 2}=1.2$, $\omega_{\theta}=1.9$	36
13. 参考文献10的数据	37
14. 参考文献11和12的数据	37
15. F-94 第二方案(A种)(参考文献13)	38
16. F-94 第二方案(A种)(参考文献13)	38
17. T-33 盘式方案(A种)(参考文献14)	39
18. T-33 盘式方案(A种)(参考文献14)	39
19. T-33 短周期和 PIO(A种)(参考文献15)	40
20. T-33 短周期和 PIO(A种)(参考文献15)	40
21. T-33 短周期和 PIO(A种)(参考文献15)	41
22. T-33 高阶系统数据(参考文献16)	41
23. A种飞行阶段中与所建议的机动反应要求有关的数据	42
24. 波音模拟(C种)(参考文献17和18)	42
25. C种飞行阶段数据(引自参考文献19和20)	43
26. T-33 高阶系统数据(参考文献16)	43
27. C种飞行阶段中与所建议的机动反应要求有关的数据	44

28. XB-70 数据(参考文献24).....	45
29. 外形14的有补偿和无补偿的幅一相图 (表示高频共振的原因).....	46
30. T-33 FCS 方案的操纵灵敏度数据(参考文献8).....	48
31. 第3组的操纵灵敏度数据(参考文献8).....	49
32. 第5组的操纵灵敏度数据(参考文献8).....	49
33. 第8组的操纵灵敏度数据(参考文献8).....	50
34. 外形9、10、11、12、13和14的操纵灵敏度数据(参考文献8).....	50
35. 外形1、2和3的操纵灵敏度数据(参考文献9).....	51
36. $n/\alpha=61.5$ 的操纵灵敏度数据(参考文献15).....	52
37. $n/\alpha=30.1$ 的操纵灵敏度数据(参考文献15).....	53
38. $n/\alpha=16.9$ 的操纵灵敏度数据(参考文献15).....	54
39. PIO 趋势的评定尺度.....	55
40. 外形14的过渡过程(参考文献8).....	56
41. 外形13的过渡过程(参考文献8).....	57
42. 外形13的过渡过程(参考文献8).....	58
43. NO.1 外形8a 的过渡过程(参考文献8).....	59
44. NO.2 外形8a 的过渡过程(参考文献8).....	60
45. NO.3 外形8a 的过渡过程(参考文献8).....	61
46. 外形3a 的过渡过程(参考文献8).....	62
47. 外形5a 的过渡过程(参考文献8).....	63
48. 基本动态特性.....	65
49. 升降舵对驾驶杆力的频率反应, $A4D_{PIO}$	66
50. 升降舵对驾驶杆力的频率反应, $A4D_M$	66
51. 升降舵对驾驶杆力的频率反应, $T-38_{PIO}$	67
52. 升降舵对驾驶杆力的频率反应, $T-38_M$	67
53. 俯仰加速度对驾驶杆力的频率反应, $A4D_{PIO}$	68
54. 俯仰加速度对驾驶杆力的频率反应, $A4D_M$	68
55. 俯仰加速度对驾驶杆力的频率反应, $T-38_{PIO}$	69
56. 俯仰加速度对驾驶杆力的频率反应, $T-38_M$	69
57. 俯仰对驾驶杆力的频率反应, $A4D_{PIO}$	70
58. 俯仰对驾驶杆力的频率反应, $A4D_M$	70
59. 俯仰对驾驶杆力的频率反应, $T-38_{PIO}$	71
60. 俯仰对驾驶杆力的频率反应, $T-38_M$	71
61. A4D 和 T-38 飞机的俯仰机动反应特性.....	72
62. A4D 和 T-38 飞机的操纵灵敏度数据.....	72
63. 比值 $(F_s/n)/(F_s/n)_{\min}$ 随 ζ_{sp} 的变化.....	76
64. 参考文献3中的文献D3的T-33飞行方案.....	76
65. 参考文献3中的文献J60的T-33飞行方案.....	76

66. A4D-2, T-38A, F-4C 的 PIO 特性(参考文献 3 中的文献 H11、H5 和 P2).....	77
67. 参考文献 3 中的文献 H2 所描述的飞机 PIO 特性	77
68. 当量时间延滞——A 种飞行阶段数据(参考文献 8).....	83
69. 当量时间延滞——A 种飞行阶段数据(参考文献 16).....	84
70. 当量时间延滞——C 种飞行阶段数据(参考文献 16).....	84
71. 荷兰滚数据(ω_{nd} 接近 1.0 弧度/秒)	97
72. 收敛荷兰滚的 ω_{nRS} 对 ζ_{RS} 的关系图[参考文献 3 的图 1 (3.3.1.4)]	100
73. 非最佳上反效应(参考文献 32 的图 16)	100
74. 驾驶员评定边界(参考文献 44).....	101
75. 对高滚转阻尼情况驾驶员评定数据的比较 (低和高的滚转——侧滑外形)(参考文献 36).....	101
76. 对低滚转阻尼情况驾驶员评定数据的比较 (高和低的滚转——侧滑外形)(参考文献 36).....	101
77. 对高滚转——侧滑情况驾驶员评定数据的比较 (低和高滚转阻尼外形)(参考文献 36).....	101
78. 滚转模态时间常数的驾驶员平均评定等级(摘自参考文献 30).....	101
79. 晴空大气紊流强度[MIL-F-8785B (ASG)的图 8].....	102
80. 作为 $(1/V_T)\omega_{nd}^2 \phi/\psi $ 函数的 $\zeta_a \omega_{nd}$	102
81. 作为 $(1/V_T \omega_{nd}) \phi/\beta _a$ 函数的滚转模态时间常数	103
82. 作为 $(L_B'/V_T \omega_{nd}^2)$ 函数的滚转模态时间常数.....	103
83. 用准导数计算的侧向突风的过渡过程(参考文献 89).....	104
84. 对高滚转——侧滑外形的突风反应比较 (具有高或低的荷兰滚阻尼)(参考文献 36).....	105
85. $ \phi/\beta_a $ 频率反应渐近线(具有低荷兰滚阻尼效应)(参考文献 29)	106
86. $C_{n\delta_a}$ 的变化对 ϕ/δ_a 分子零点的影响(基本外形情况)(参考文献 35)	116
87. 增大 N_{δ_a} 后 $C_{n\delta_a}$ 的变化对 ϕ/δ_a 分子零点的影响(基本外形情况) (参考文献 35).....	117
88. 上反和滚转阻尼对荷兰滚模态中滚转——侧滑相位的影响(参考文献 3).....	117
89. 阶跃副翼输入下的滚转速率反应(稳定螺旋根和不稳定螺旋根).....	118
90. 作为荷兰滚周期和螺旋根时间常数之比函数的 $P_{振荡}/P_{平均}, P_{振荡}/P_1$	118
91. 与 MIL-F-8785B (ASG) 滚转速率振荡限制的数据比较(参考文献 33 的图 IV-12) ...	126
92. 摘自 AFFDL-TR-67-98 的数据(Meeke-Hall)	126
93. 摘自 AFFDL-TR-72-36 的数据(Boothe-Hall)	127
94. 摘自 NASA TND-1141 的数据(Vomaske-Sadoff)	127
95. 摘自 NASA CR778 的数据(Meeker)	128
96. 摘自 NASA CR1718 的数据(Franklin)	128
97. 摘自 AFFDL-TR-69-13 的数据(Hall)	129
98. 摘自 WADD-61-147 的数据(Harper)	129
99. 摘自 NASA TND-3910 的数据(Mcneill)	130

100. 摘自 NASA CR2017 的数据(Stapelford).....	130
101. 摘自 AFFDL-TR-71-164, Vol.I 的数据 (Wasserman).....	131
102. 摘自 AFFDL-TR-70-145 的数据(Boothe Hall).....	131
103. 摘自 NRC LTR-ER-12 的数据(Doetsch).....	132
104. 摘自普林斯顿大学报告 727 的数据(Seckel).....	132
105. 摘自 FAA70-65, Part2 的数据(Ellis).....	133
106. 摘自 FAA RD-71-118 的数据(Ellis).....	133
107. 滚转—侧滑耦合参数的灵敏度.....	148
108. 阶跃副翼指令下侧滑和偏航加速度的反应.....	149
109. 摘自 AFFDL-TR-67-98 的数据(Meeker-Hall).....	150
110. 摘自 AFFDL TR-72-36的数据 (Boothe-Hall).....	150
111. 摘自 NASA TND-1141的数据(Vomaske-Sadoff).....	151
112. 摘自 NASA CR778的数据(Meeker).....	151
113. 摘自 NASA CR1718 的数据(Franklin).....	152
114. 摘自 AFFDL-TR-69-13 的数据(Hall).....	152
115. 摘自 WADD-61-147 的数据(Harper).....	153
116. 摘自 NASA TND-3910 的数据 (Mcneill).....	153
117. 摘自 NASA CR 2017 的数据(Stapelford).....	154
118. 摘自 AFFDL-TR-71-164, Vol.I 的数据(Wasserman).....	154
119. 摘自 AFFDL-TR-70-145 的数据(Boothe-Hall).....	155
120. 摘自 NRC LTR-FR-12 的数据(Doetsch).....	155
121. 摘自普林斯顿大学报告 727 的数据(Seckell).....	156
122. 摘自 FAA70-65, Part2 的数据(Ellis).....	156
123. 摘自 FAA RD-71-118 的数据(Ellis).....	157
124. 地形标准化均方根垂直突风随高度的变化(对于各种稳定性情况).....	167
125. 机动反应参数测量示例($\omega_0=3.0$ 弧度/秒).....	179
126. 副翼脉冲或阶跃指令下倾侧角或滚转速率的反应.....	180
127. 副翼脉冲或阶跃指令下侧滑角或侧滑速率的反应.....	180
128. 副翼脉冲或阶跃指令下偏航速率或偏航加速度的反应.....	181
II-1. 参考外形 X-19 与 T-33 协调给定滚转机动所需操纵输入过渡过程的比较.....	194
II-2. 参考外形 X-19 在仅有副翼输入的给定滚转机动中的反应.....	195
II-3. 协调滚转机动所需的方向舵脚蹬均方根值 (设 1/2 秒内 $\dot{\phi}=\text{常数}$, 另外 1/2 秒内, $\ddot{\phi}=\text{常数}$).....	195
II-4. 滚转机动过渡过程随 N_β 和 N_δ 的变化.....	196
II-5. 推荐的航向操纵判据 ($ N_{\dot{\delta}_0}/L_{\dot{\delta}_0} > 0.04$).....	197
II-6. 副翼-方向舵交叉输入渐近线.....	197
II-7. 交叉输入随形态参数的变化.....	198
II-8. $N_{\dot{\delta}_0}=0$ 时要求的交叉输入.....	198

II-9. 实例 LH100 + 20 + 20 所需的副翼—方向舵交叉输入	199
II-10. 实例 LH100 + 20 + 30 所需的副翼—方向舵交叉输入	199
III-1. 摘自 AFFDL-TR-67-98 的数据(Meeker-Hall)	201
III-2. 摘自 AFFDL-TR-72-36 的数据(Boothe-Hall)	204
III-3. 摘自 NASA TND-1141 的数据 (Vomaske-Sadoff)	207
III-4. 摘自 NASA CR778 的数据(Meeker)	210
III-5. 摘自 NASA CR1718 的数据(Franklin)	213
III-6. 摘自 AFFDL-TR-69-13 的数据(Hall)	216
III-7. 摘自 WADD-61-147的数据(Harper)	219
III-8. 摘自 NASA TND-3910 的数据(McNeill)	222
III-9. 摘自 NASA CR2017 的数据(Stapel ford)	225
III-10. 摘自 AFFDL-TR-71-164, Vol.I 的数据(Wasserman)	228
III-11. 摘自 AFFDL-TR-70-145的数据(Boothe-Hall)	231
III-12. 摘自 NRC LTR-FR-12 的数据(Doetsch)	234
III-13. 摘自普林斯顿大学报告 727 的数据(Seckell)	237
III-14. 摘自 FAA 70-65, Part2 的数据(Ellis)	240
III-15. 摘自 FAA RD-71-118 的数据(Ellis)	243

引言

1966年1月,美国空军飞行动力实验室(AFFDL)与康奈尔航空实验室(CAL)签订合同,对军用规范 MIL-F-8785,有人驾驶飞机飞行品质,作重点修订。文献1叙述了康奈尔航空实验室完成这个规范修订的过程。

1968年5月,CAL提出了最后一稿文本:“修订MIL-F-8785(ASG),军用规范—有人驾驶飞机的飞行品质的建议”。此文件经空军和海军修改,产生了注明日期为1968年10月31日的 MIL-F-008785A (USAF),后又进一步作了少许修改,于1969年8月,定名为 MIL-F-8785B(ASG)[文献2]并由航空注册局出版。作为对新规范的支持,1969年1月CAL还提出了最后一稿的文件:“军用规范 MIL-F-8785B(ASG),有人驾驶飞机的飞行品质的背景材料和使用指南”。这个文件的最后文本于1969年8月出版,出版号为 AFFDL-TR-69-72[文献3]。

从1969年7月以来,飞行动力实验室(FDL)一直在实验室继续研究工作,以改进 MIL-F-8785*的内容和精度。另外,FDL还与麦克唐纳—道格拉斯公司和北美飞机公司签订合同,将F-4和F-5飞机同 MIL-F-8785B(ASG)的要求相比较。进一步发展规范文本的合同已签给系统技术有限责任公司(Systems Technology, Inc)和CAL。这些继续努力的目标是:

- a) 验证和改进现有的要求;
- b) 用新的形式和采用有利的新参数确定各种要求;
- c) 规定比最小可接受特性更好的要求;
- d) 变换定量要求;
- e) 建立现行规范还没有包括的要求,增强它在未来武器系统发展中的适用性,考虑扩大任务能力对飞行品质要求的影响。

另外,飞行品质研究的试验、分析的各种结果正在不断地被采用。

本报告证实了CAL根据合同F33615-71-C-1254,在1971年1月到1972年8月所作的研究结果。课题计划文本[文献4]在1971年2月提给了FDL。

在这本大纲中,CAL所作的工作针对以下几个方面:

1. 协助空军实验研究,以修订涉及与失速、深失速和尾旋有关的大攻角特性。修改建议的规范 MIL-S-83691“飞机的失速—深失速—尾旋飞行试验验证要求”;
2. 建议规范对某些特殊章节作些更改,这些章节是在1971年1月11~12日举行的方案计划会上讨论过的;
3. 提出纵向机动动力学的新要求,它不依赖于视为相同的短周期模态参数,并且适用于具有重要控制系统动力学的飞机;
4. 在着陆进场飞行阶段,对用人工控制的飞机飞行轨迹和空速提出新的分析方法。(在文献5中单独提出);
5. 把目前横向—航向飞行品质数据与 MIL-F-8785B(ASG)的要求作比较,提出这些要

* 应为 MIL-F-8785B,原文有误——译者

求的修改意见。大多数成果是直接针对那些要求,即限制由驾驶员使用副翼所产生的滚转一侧滑耦合;

6. 建议对 3.7 节大气紊流扰动修改和补充,并与文献 3 的验证材料的修订一起进行。

按照预定计划,凡已完成的一部分工作,均用方案备忘录的方式予以确定。文献 5、6 和 7 都是在每次研究工作结束后不久由空军提供的。

本报告的下述各节所承担的每一主要任务均用报告的形式提出,第一节到第九节的排列是与 MIL-F-8785B (ASG) 的目录相平行的。在这些主要章节中,其内容是按下述形式排列的:

- 目录章节号与 1969 年 8 月 7 日出版的 MIL-F-8785B (ASG) 及其所推荐的注释相同;
- 若建议更改,则列出推荐的新章节目录;
- 修改建议的动机和介绍;
- 对建议要求的讨论;
- 提出验证的资料和数据。

第一部分

对 3.1 节一般要求的修改建议

对 3.1 节各分节提出的修改建议

要求没有改变。附上背景材料和使用指南。

建议的新要求

没有。

修改建议的动机和介绍

虽然对 3.1 节的要求没有作什么更改,但提供的一些资料已并入了背景材料和使用指南的 3.1.10 节等级应用之中。根据提议,目前所讨论的、包含在文献 3 内的 3.1.10 节材料已作了如下所述的少许修正。可以体会到,这些资料一般说来是有相当价值的,等级概念建立之后,在理解其基本观点和总的如何应用于飞机设计上是有用的。另外,背景材料的一些重大的新的内容也已建议包括进去,这些内容对飞机故障状态使用 3.1.10.2 节的要求,应当证实是有用的。分析飞机故障状态、故障概率、飞机品质等级的降级,以及发生这种等级降低的概率是一个复杂的问题。新的背景材料对故障分析作了专门的论述,综合了许多包含的各种因素。就要求的“分类归挡”(bookkeeping)也作了建议,但用一个有意义的而又易于分析的方法再作些简化还是可能的。由于这些是对背景材料和使用指南的修订建议,所以讨论中的参考文献和文献号均是使用指南中的那些号,而不是在本报告中出现的那些文献和编号。

讨论和证明

概念

没有变化

数值概率

没有变化

执行

改变“执行”讨论的标题,从“执行”改为“执行——总的讨论”,并修改讨论如下:

执行——总的讨论

等级概念的执行包含可靠性分析(预测故障)和故障影响分析(保证与要求协调)两项内容。这两种类型的分析,实质上与 MIL-STD-756A(可靠性预测)和 MIL-S-38130A(安全工

程)完全一致。反过来,这些有关的规范又是国防部所有部门和机构使用时所必须遵循的。飞行品质规范的执行,大多数情况是这些有关规范与正常稳定性和操纵性分析要求的工作的结合。

故障状态影响飞机的外形,而且甚至影响到所考虑的任务飞行阶段。必须对以前已发生的所有故障以及要作分析的飞行阶段中可能发生的全部故障进行检查。例如,变后掠机翼在下滑时前偏的故障,要求考虑机翼后位着陆,不然的话,这种故障应当永远不会出现。有一些故障总是导致任务的失败,甚至导致战斗的应急状态。这些故障发生后,其合适的飞行阶段应当只要求完成紧急任务(而不是原计划中的任务)。例如,起飞后襟翼收放的故障,可能意味着用起飞襟翼着陆,以及带着某些未投放的外挂物着陆,但是在这种情况下要作超音速巡航是不可能的。出现故障后,假如任务既可继续执行,也可中止执行,那么,对这两种偶然性都需要检查。

有一些与发动机失效和飞行操纵系统故障有关的专门要求。对于这些专门要求,假定有适当的故障发生(其概率为1)。而考虑的其他各种故障,都有它们自己的概率。对于所有其他各条要求,发动机和飞行操纵系统故障的实际概率,与其他故障一样,以同样的方法计算。

承包商在作任何故障分析之前,某些特殊的特殊故障状态(3.1.6.2.1),事先就可得到订货部门的批准。另外一些特殊的故障状态,在承包商作了初步的和详细的故障分析后,根据它们发生的概率低,也可以被通过,在确定碰到降低到2级、3级或低于3级的概率时,特殊故障状态不需要考虑。这就承认了根据它们的灾难后果、出现的概率(或两者兼而有之)所考虑的特殊故障。在分析故障和它们对飞行品质的影响时,它也使得合理地限制所考虑的故障状态数目成为可能。要求批准每个特殊的故障状态,给了订货部门一个机会,去检查所有的适当的生存能力和易损性,以及每种设计存在的概率。生存能力和易损性是重要的因素,但它还不可能把任何特殊的飞行品质要求都同它们联系起来。

系统承包商的典型的(但不是唯一的)方法大致叙述如下:

初始设计

基本机动在使用飞行包线以内,就大多数的飞行品质而论,是以等级1为目标而设计的。显然,某些设计代价显得过分(多半是在高空还要求提供足够的短周期和荷兰滚气动阻尼);在那样情况下,基本机体“目标”应当改为等级2。在其他一些情况,也可容易地把等级1的飞行品质扩展到整个实用飞行包线。总的说来,在某些范围内的设计要得到等级1的飞行品质,而在其他一些范围内,达到等级2或等级3。一种形式或另一种形式的增益(改变气动外形、反馈反应、前馈控制、信号规律等等)应当能把飞行品质等级在使用飞行包线内提高到1级,在实用飞行包线中提高到2级。

初始评价

下一步进行可靠性和故障模态分析,以评价上述所谓的正常系统设计。影响飞机飞行品质的全部分系统故障都要考虑。这些分析中的故障率数据,可以是有关规范所规定的那些数据,也可以是其他一些提供证实和批准所必须的数据,以及由订货单位提供的特定数值。使用的预测方法要与有关规范一致。这种评价的结果要提供:a)设计要点的详细大纲,从飞行品质或飞行安全观点上讲,这些要点是关键的;b)定量的预测每单一飞行中在使用包线中出现等级2,在使用包线中出现等级3,在实用包线中出现等级3的概率;以及c)对机体或

设备建议作出更改，以改善飞行品质，或者增加分系统的可靠性，来满足规范要求。应当注意，飞行品质或飞行安全要求是与故障模态后果有关的，而其他一些规范只提供可靠性要求本身(所有的故障全不管其后果如何)。如有矛盾，按最严格的要求执行。

重新评价

作为系统设计的步骤，初始评价是一直进行修改的。这个过程在整个设计阶段始终是不断进行的。

飞行器的飞行品质或飞行安全分析的结果，可以直接用于：a) 确定飞行试验要点，它们在飞行试验大纲中是关键的和应当着重强调的；b) 对最可能的和最关键的各种各样飞行状态建立驾驶员训练要求；c) 给其他分系统设计提供指南和要求。从性质上讲，满足要求的证明，就关心的故障概率而言，大多数是分析性的。然而，在最后设计阶段和飞行试验阶段，某些设备的故障概率数据也许会变得有价值，至于任何从这些试验或其他各种试验大纲中得到的数据，都应当用来进一步验证是否满足要求。正常途径获得的操纵性、稳定性数据(例如：估算、风洞试验和飞行试验)也应当用来验证是否满足要求。最后，所有分析和试验的结果，应当服从订货单位批准的正常手续。

综上所述，等级的概念可用来认识这样的明显事实：飞行品质、飞行安全以及系统的可靠性，在现代有人驾驶飞机的发展中，有着十分密切的关系。这种内在的联系，正在进行探索和发掘，以利用其总的效果来改善飞机，最后的成果可能是化最小的代价就能得到全面的改善。应用这些内在联系的实例，列在参考文献 J68, J69, J70 和 J71 之中。

另外，在文献 A1(6.7 节)的注释中，对故障、故障概率和所遇到的飞行品质的各种降低等级的概率的影响，作了全面的透彻的理解。由于它们对总的讨论具有重大意义，故把它们复述如下：

“6.7 等级的应用 3.1.10 节的部分意图是保证由于部件和分系统出现故障而显著降低飞行品质的概率是小的。例如，每次飞行出现严重降低飞行品质(等级 3)的概率，必须小于规定之值。

“6.7.1 理论上的满足 为了确定理论上是否满足 3.1.10.2 节的要求，必须实行下列步骤：

- a、找出对飞机的飞行品质有重要影响的那些故障状态(3.1.6.2)；
- b、确定在执行任务(3.1.1)期间出现的最长续航时间；
- c、根据上述续航时间，确定在每次飞行中各种飞机故障状态出现的概率(3.1.10.2)；
- d、根据在专门的要求中所定义的等级，决定同每个飞机故障状态有关的飞行品质的降低程度；

e、确定最危险的飞机故障状态(假定故障出现在飞行包线内就飞行品质意义上认为是最危险的任何点上)，并计算由于设备故障在使用飞行包线中出现二级飞行品质的总概率。同样，计算在使用飞行包线中出现三级飞行品质的概率，等等；

f、将上述计算值与 3.1.10.2 节及 3.1.10.3 节的要求相比较，说明近似估算出现概率的例子是这样的：如果故障是在统计上完全独立的，确定出现各种飞机故障状态，这些故障状态在使用飞行包线内使飞行品质降低到等级 2 的概率之和，这一总和对每次飞行必须小于 10^{-2} 。

如果要求不满足，设计者必须考虑另外的途径，例如：