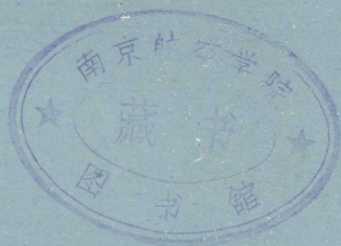


飞机强度规范参考资料

(三)

—军用飞机强度规范专业会议文集—



航空工业部 飞机强度规范编写办公室

1983·12·

V215-65
1001-C

飞机强度规范参考资料

(三)

—军用飞机强度规范专业会议文集—



30268323

496027

前 言

1982年8月在广州召开了军用飞机强度规范专业会议。会议的内容之一是分“飞行载荷”、“地面载荷”和“疲劳载荷”三个专业组进行学术交流。会上共交流了四十一篇文章，并决定从中挑选部分文章以专业会议文集印刷出版。会后经对有关文章进行整理和审稿，并考虑到文集篇幅所限，最后决定出版十四篇报告。这些报告从理论上、试验上和设计实践上阐述了对飞机强度规范的理解和使用，可供从事飞机结构设计、强度和载荷工作的工程技术人员参考。

本文集由西北工业大学、182厂、320厂、601所、603所、640所和630所等单位供稿，最后由630所飞机结构强度和强度规范研究室定稿。

由于水平有限，错误和不当之处，欢迎批评指正。

编 者

1982年12月23日

目 录

1. “MIL-A-008861A 飞行载荷” 中机动情况的初步分析…………… (1)
2. 偏航机动载荷的计算研究…………… (10)
3. 偏航机动中垂尾载荷工程估算方法…………… (18)
4. 滚转机动飞行载荷的综合研究…………… (27)
- ✓ 5. 全机平衡和载荷配套…………… (38)
- ✓ 6. 战斗机疲劳载荷标准谱及其应用…………… (45)
7. 利用美国军用规范编制歼击机载荷谱的过程及体会…………… (54)
- ✓ 8. 随机数据处理的功率谱分析法…………… (64)
- ✓ 9. 用连续紊流功率谱密度法任务分析准则计算Y型机垂直突
风载荷及载荷谱…………… (78)
- ✓ 10. 飞机起落架的着陆动载荷计算…………… (82)
- ✓ 11. 支柱式起落架起转——回弹载荷分析…………… (90)
- ✓ 12. J-6飞机前、主起落架着陆载荷等参数的分析与对比…………… (98)
- ✓ 13. 轰六起落架载荷谱的实测和有关载荷的确定方法…………… (109)
- ✓ 14. 地面滑行情况重心过载谱有关问题探讨…………… (116)

“MIL-A-008861A 飞行载荷” 中机动情况的初步分析

王仲燕 王贞棋

摘 要

本文使用理论计算和飞行试验结果简要地分析了美国军用规范 MIL-A-008861A [1] 中有关机动载荷设计准则的几个问题。

引 言

近年来,美国军用规范“飞行载荷”MIL-A-008861A 逐渐引起我国航空界的注意。从 1975 年起,我们开展了机动载荷计算研究。在建立飞机大扰动运动方程的基础上,按照 MIL-A-008861A 要求的操纵形式、飞机运动状态计算了两种歼击机的机动载荷^{[6][7][8]}。计算表明,在有可靠气动导数的情况下,用大扰动运动方程计算机动载荷是可以实现的。飞机机动载荷计算的大扰动运动方程、初始条件、舵面输入形式以及满足规范要求的控制等见参考文献^[7]。但这些工作仅局限于个别型号的计算对比,对 MIL-A-008861A 中许多问题,象如何实施稳定俯仰机动、怎样确定急剧俯仰机动的操纵时间、操纵形式等问题在计算分析中掌握不够准确。本文对上述问题使用理论计算和飞行试验结果进行一些分析和理解。

符 号

- H 高度, 公里
- M 马赫数
- V 飞行速度, 公里/小时
- G 飞机重量, 公斤
- n_y 飞机重心处的过载
- X 座舱纵向位移, 毫米
- ϕ 平尾偏度, 度
- ω_z 俯仰速度, 度/秒
- $\dot{\omega}_z$ 俯仰加速度, 度/秒²

ε 应变值, $\mu\varepsilon$
 P_{pw} 平尾载荷, 公斤
 t 时间, 秒

对称机动 -A-JIM

1. 稳定俯仰机动

稳定俯仰机动是认为飞机在垂直平面内的俯仰加速度为零的一种机动。

根据 $\dot{\omega} = 0$ 的假设, 输入纵向舵面 (或全动平尾) 的阶跃形输入函数, 求解大扰动运动方程, 当各响应量趋于稳态时, 即可求得其稳定俯仰机动的载荷值。

表 1 示出了用本方法计算的 \times 机平尾载荷以及用“飞机强度设计指南”〔9〕计算的该机平尾平衡载荷。在 $H = 0$ 、 $M = 1.02$ 时, 用两种方法计算的平尾载荷很接近。这就表明, MIL-A-008861A 的稳定俯仰机动情况可能是文献〔9〕的平尾平衡载荷计算情况。

表 1 \times 机稳定俯仰机动的平尾载荷

选用规范	G	H	M	n_y	P_{pw} (公斤)
53年指南的平衡载荷	12236	0	1.02	7	-9274
MIL-A-008861A	12236	0	1.02	6.51	-9418

由 \times 机强度试飞〔10〕某次俯冲改出机动的几个参数及应变 (取一个应变为代表) 的过渡曲线 (图 1) 可以看出: 该机动产生的过载尽管很大, 但由于操纵比较缓慢, 角速度 (ω_z) 在一段时间 (t 从 66.4 秒到 70 秒) 内变化很小, 过载 n_y 变化也很小 (5.5~5.8), 各应变也基本保持稳定, 可视飞机在这一段时间内做稳定俯仰机动。

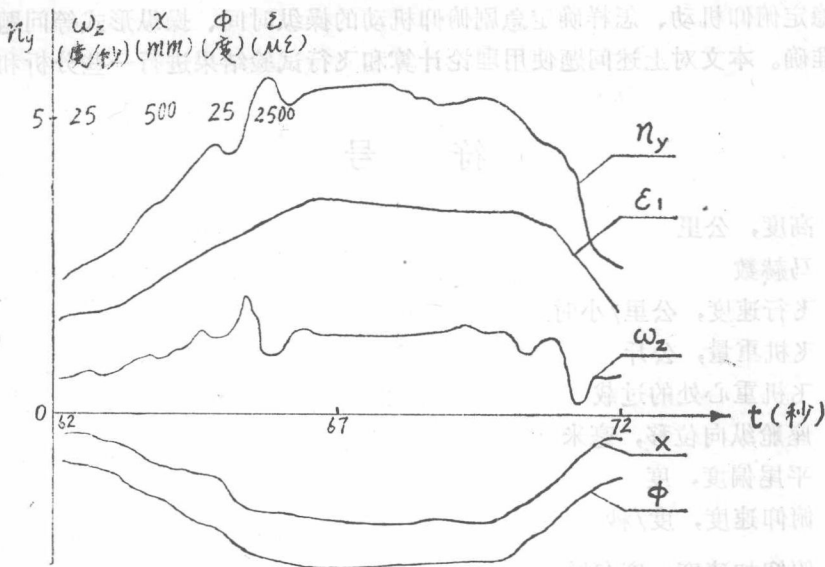


图 1
某次机动飞行的过渡曲线

表2给出 ω_z 近似保持不变的几次×机机动飞行的应变数据及A'静力试验测量值或计算值。这些数据表明,平尾大轴的弯矩应变远小于A'情况下的计算值,而机身各框左接耳处的应变较大,有的甚至接近A'静力试验测量结果。说明此时平尾载荷不大,机翼载荷比较大。

表2 ×机($\omega \approx 0$)试飞数据

飞行日期	应变数据 ω_z 稳定时间 (秒)	部 位 ($\mu\epsilon$) $n v_{max}$	33框		42框		47框		平尾大轴 上下弯曲 应变
			左接耳 端部	左接耳 面部	左接耳 (前)端部	左接耳 (后)端部	左接耳 端部	左接耳 面部	
78.12.14 俯冲改出	44.5~46.3	5.84	1076	1508	1109	859	1912	/	809
78.12.22 急跃升	41.3~42.5	5.75	1094	1433	997	680	1720	486	408
79.1.15 俯冲改出	66.4~70	5.99	1066	1619	1125	763	1898	601	775
79.2.10 俯冲改出	104~107	5.65	1063	1494	969	563	2090	565	857
A'静力试验测量或 计算结果		67%	1380	2140	1730	1730	2480	500	2700

计算和飞行试验结果表明:稳定俯仰机动是机翼的严重受载情况。并且可以用文献〔9〕中计算平尾平衡载荷的公式计算稳定俯仰机动时的平尾载荷。另外,也可通过求解舵面以阶跃形式输入的纵向小扰动运动方程求稳定俯仰机动的载荷值。

2. 急剧俯仰机动

2.1 操纵位移与舵面偏移的关系

急剧俯仰机动要求输入座舱操纵位移。确定座舱操纵与舵面运动间的精确关系比较困难。在计算两种歼击机尾翼机动载荷时,均用水平尾翼偏度代替纵向操纵位移。

几种飞机的地面纵向操纵试验的实测数据表明:本文计算的这类硬式操纵的飞机,平尾偏度相对座舱纵向操纵的滞后比较小;虽然由于受到助力器特性的影响,平尾偏移相对时间的线性关系比较差,但平尾由零偏至最大偏角的时间与由零到最大位移的座舱纵向操纵时间基本相同(见图2)。

初步分析认为,对硬式操纵的飞机,在计算尾翼载荷时,可以输入平尾偏移以代替座舱纵向操纵位移。对软式操纵的飞机,不能用平尾偏移代替座舱纵向操纵位移。

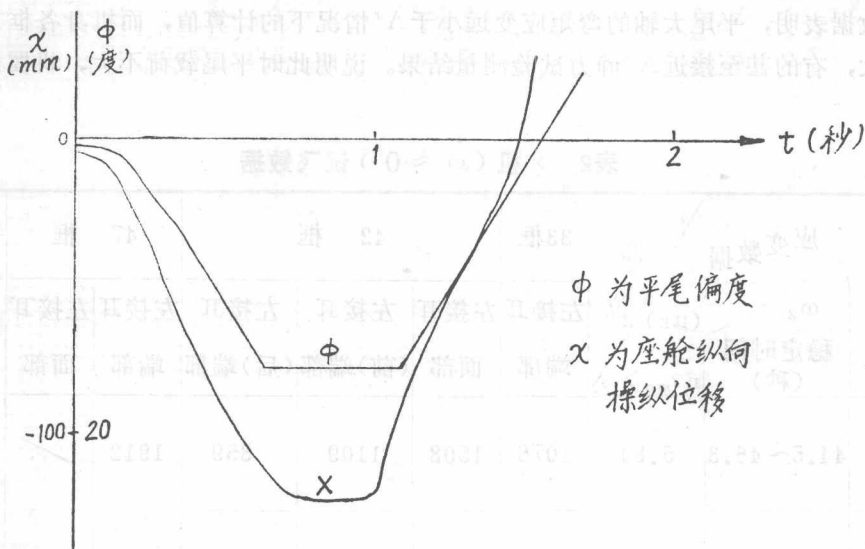


图2 米格23地面试验

2.2 操纵速率

急剧俯仰机动是飞机在垂直平面内的急剧运动。MIL-A-008861A对各类飞机的急剧纵向操纵时间有详细规定，并在MIL-A-008861A^[12]中注解到：规范中要求在规定时间内施加规定的力或行程的急剧操纵偏转，并不要求应超出最大可用铰链力矩、动力或助力系统的最大速率或可用的最大行程。

表3示出×机飞机纵向急剧机动的计算结果，表4、表5分别给出××机^[13]、×机^[10]试飞数据。这些结果表明，操纵速率 t_1 的大小直接影响平尾载荷。除 $t_1 = 0$ 的阶跃输入外， t_1 越小，操纵越急剧，平尾载荷越大。对三角形输入，这种影响尤其显著。从而证明，急剧俯仰机动是平尾的严重受载情况。

表3 ×机平尾载荷计算结果 $H = 0 \quad M = 0.98$

P_p (公斤) 输入	t_1	0.10	0.15	0.20	0.25	0.30	0.35	0.40	0.50	0.60
(a)		-30384	-20511	-16376	-14119	-12905	-12101	-11569	-10870	-10517
(b)		-18860	-15400	-13736	-12690	-11877	-11405	-10998	-10513	-10289

×机机动飞行实测的操纵时间 t_1 都比较大，一般约为2~3秒，机动最急剧的一次飞行 $t_1 = 1.5$ 秒（见表5）。把这次飞行数据代入机动载荷计算程序中，对三角输入和梯形输入分别求得平尾载荷为9230公斤和9211公斤。表5中平尾大轴的应变数据仅为A'静力试验计算值的34%，说明此时平尾载荷不大。

表4 ××机试飞数据

参 数	t_1 (秒)	2.3	3.0	0.83	1.35
n_y		6.10	5.45	6.65	6.90
ϕ (度)		18.4	18.5	11.5	12.8
$n_{y_{Pw}}$		7.25	6.10	7.90	7.45

表5 ×机试飞数据

飞 行 动 作	应变数据 ($\mu\varepsilon$)		部 位		33框	42 框		47 框	平尾大轴
	$n_{y_{max}}$	t_1 (秒)	左接耳	左接耳	左接耳	左接耳	左接耳	左接耳	上下弯曲
			端部	面部	(前)端部	(后)端部	端部	面部	应变
急跃升	6.82	2.0	1320	1712	1192	829	2004	562	353
急跃升	7.38	2.7	1405	1700	1197	860	1892	444	200
俯冲改出	5.93	3.0	1073	1580	1119	805	1872	588	816
俯冲改出	6.05	1.5	1141	1561	1067	689	2179	628	911
A'静力试验测量或计算结果			1380	2140	1730	1730	2480	500	2700

×机飞机是按“指南”^[9]设计的，其平尾使用载荷约为13500公斤^[14]。由表3可以看到，这相当于按MIL-A-008861A计算的三角输入 $t_1 = 0.25 \sim 0.30$ 秒或梯形输入 $t_1 = 0.2$ 秒的情况。但由于×机飞机舵面偏转速率受到平尾助力器速率的限制，平尾由中立位置偏至最大偏角的时间约为0.55~0.70秒，实际上达不到按文献[9]计算载荷所需要的座舱纵向操纵速率 $t_1 = 0.25 \sim 0.30$ 秒的数值，更不能满足 $t_1 = 0.2$ 秒的要求。

依据上述计算和试飞结果的分析，硬式操纵的歼击机或教练机的舵偏速率似乎应该大于0.2秒，对MIL-A-008861A规定的座舱纵向操纵速率 $t_1 = 0.2$ 秒暂时不能给予更动，建议按助力器的实际速率决定。

2.3 操纵形式

表3的计算结果和表6、表7的飞行实测结果均表明，舵偏按三角形输入产生的平尾载荷比按梯形输入产生的平尾载荷大。这是因为，当按三角形输入舵偏时，由于偏角 ϕ 很大，在同样的 t_1 内， ϕ/t_1 较大，故平尾载荷较大；当按梯形输入舵偏时，由于偏角 ϕ 减小，在同样的 t_1 内， ϕ/t_1 较小，通过引入 $t_2 > 0$ 保持舵偏角一段持续时间，整个过程较为缓慢，故平尾载荷较小。按MIL-A-008861A的3.19.2(c)输入舵偏与按3.19.2(b)输入舵偏产生的平尾载荷差不多，但平尾反方向的载荷较大。这是因为重心靠后，安定性差，尾臂短，回舵稍猛就会超过中立位置。按3.19.2(a)、(b)、(c)三种输入计算×机($G = 12236$ 公斤，后重心)的结

果列于表 8。

表6 ××机试飞数据

参数 操纵形式	ϕ	t_1 (秒)	n_y	n_{yPw}
三角形	18.4	2.3	6.10	7.25
梯形	18.5	3.0	5.45	6.10

表7 ×机试飞数据

飞行日期 飞行动作	参数 操纵形式	H (米)	V (公里/小时)	t_1 (秒)	X (毫米)	ϕ (度)	n_y	ϵ_{pw} ($\mu\epsilon$)
78.12.23 急跃升(3)	三角形	2060	943	4	-120	-7.11	6.80	-122
78.12.23 急跃升(1)	梯形	2595	920	2	-131	-7.82	5.92	-102

表8 ×机平尾载荷计算结果

计算 情况	参数 输入	t_1 (秒)	t_2 (秒)	n_{y0}	ϕ_0 (度)	ϕ_{max} (度)	n_{ymax}	α_{max} (度)	$P_{pw_{max}}$ 公斤
H = 0	(a)	0.2	0	1	-1.53	-7.82	6.99	6.54	-14877 -1382
	(b)	0.2	0.05	1	-1.53	-6.53	7.00	6.58	-12473 -1989
M = 0.98	(c)	0.2	0.06	1	-1.53	-6.35	7.00	6.39	-12140 +2259
	(a)	0.2	0	1	-1.99	-13.61	7.01	6.79	-14383 +3097
H = 6	(b)	0.2	0.08	1	-1.99	-10.86	7.01	6.81	-11332 +2873
	(c)	0.2	0.06	1	-1.99	-11.31	7.00	6.77	-11851 +6908
M = 1.5									

MIL-A-008861A3.19.2(b)、(c)两条还规定了最大过载出现时间应与纵向操纵返回到中立位置的时间或反方向偏转 $\phi/2$ 的时间重合。我们在计算时基本满足了这一要求。(c)条最大过载出现时间较反舵 $\phi/2$ 稍靠前。但这一要求在实际飞行中难以做到。两种歼击机飞行试验都没能满足规范的要求,最大过载出现时刻稍滞后于座舱纵向操纵时间 t_1 ,滞后时间约在0.1到0.5秒之间,离操纵回程点相差甚远。但由于没有实测尾翼载荷,所以无法进行更深入的分析。

非对称机动

1. 滚转机动

滚转机动是飞机的一种复杂的动态运动,构成飞机的非对称受载情况,是飞机的主要设计情况。MIL-A-008861A中3.20.1对滚转机动提出的主要设计要求是:

1.1 飞机带侧滑和不带侧滑,这就是通常我们所说的非协调滚转(方向舵固定不动)和协调滚转(偏转方向舵)。在以往通过解飞机五自由度大扰动运动方程计算出的尾翼机动载荷,一般都是带侧滑情况比不带侧滑情况严重。这是因为滚转过程中垂尾的载荷主要由飞机的侧滑产生。但不带侧滑情况下,方向舵上的载荷比较严重。

1.2 最大滚转速率 ω_x 不得大于270度/秒。这是受飞机稳定性和频率响应特性所限制的临界滚转速率。法国规范规定的最大滚转速率为300度/秒。可见各国根据本国使用的飞机对飞行品质的不同要求而提出不同的 ω_x 限制。以往的理论计算表明,操纵速率 δ_a (副翼结构限制的最大偏度)/ t_1 (副翼从中立位置偏至结构限制的最大偏度所需时间)愈大, δ_a 愈大,则滚转速率 ω_x 愈大。

1.3 副翼操纵速率为:副翼从中立位置偏至结构限制的最大偏度所需时间 $t_1 = 0.1$ 秒,从结构限制的最大偏度回到中立位置所需时间 $t_2 = 0.1$ 秒。我们认为此规定有些偏小。法国规范的相应规定为 $t_1 = 0.2$ 秒、 $t_2 = 0.3$ 秒。

1.4 过载

(1)滚转改出。初始过载为1和 $0.8n_y$ (n_y 为对称限制过载)之间的所有值,而且规定在滚转过程中的过载不得大于 $0.8n_y$,这是受飞机强度和飞行员生理特点的限制。

(2)滚转 180° 。规定过载应是+1和-1间的所有值。我们认为这是指初始过载。

(3)平飞滚转(360° 滚转),空投滚转和起飞着陆进场滚转情况的初始过载都规定为1.0。这是显然的。

计算滚转机动载荷的关键是如何合理地确定滚转过程中产生的侧滑角。滚转过程的侧滑主要由急剧偏转副翼和飞机的滚转速度产生的偏航力矩所造成。因为左右副翼反向偏转使飞机发生滚转时,引起机翼展向环量分布出现反对称的变量,产生诱导阻力而导致重要的偏航运动;同时还使左右机翼型阻不等而伴随滚转引起偏航运动。此外,还有下述一些因素对侧滑的影响:

(1)气流从机翼机身流到尾翼产生的侧洗。

(2)速度阻滞。

(3) 气动弹性。

(4) 气动导数的非线性特性。

(5) 副翼操纵速率。

(6) 滚转过程中可能的偏航速度。

滚转机动构成下述设计情况：

(1) 诱导偏航产生的大侧滑造成严重的垂尾载荷。特别是滚转改出的侧滑情况产生的垂尾载荷十分严重。

(2) 滚转改出情况下飞机的迎角大（因为过载大），平尾迎角也就大。因此，机翼具有较大的载荷（弯矩），平尾也具有较大的载荷。又由于副翼上的大载荷产生严重的机翼扭矩，这就构成了机翼的一种严重设计情况和尾翼及后机身的综合受载情况。

(3) 副翼连接件受载严重。

(4) 对机翼吊挂、机翼油箱和翼端油箱等产生离心力。

2. 侧滑和偏航机动

侧滑和偏航机动是飞机的另一种非对称受载情况。这种运动主要是水平机动，且无明显的耦合滚转。其机动主要是构成垂尾和后机身的设计情况。同滚转机动一样，精确地预计侧滑角是计算其机动载荷的关键问题。由于这种运动是一种动态运动（稳定侧滑情况除外），存在明显的动态过调。这种动态过调对侧滑角的影响目前还难以准确估算。国外有的资料建议根据经验选取一个动态过调因子的估算范围（如取为1.4~2.0）来修正由解飞机运动方程求得的侧滑角。

根据目前国内外有关研究资料，对于MIL-A-008861A中3.20.2的“稳定侧滑”和“反蹬方向舵”情况通过解飞机二自由度运动方程估算侧滑角，在精度上已足够了。对于“猛蹬方向舵”和“发动机停车”情况，通过解飞机三自由度运动方程估算侧滑角，在精度上也已足够了。

结 束 语

上述虽然对MIL-A-008861A中规定的机动受载情况从强度观点进行了简要分析，由于水平所限，难免有错误和不妥，希阅者批评指正。另外，对于非对称机动中的“发动机停车机动情况”和“尾旋情况”未给予分析，有待于我们今后进行研究。

参 考 文 献

1. MIL-A-008861A, 美国空军, 1971
2. AFTR 6701 II 滚转改出研究, 1954
3. "A Theoretical and Experimental Study of Airplane Dynamics in Large-Disturbance Maneuvers" Donald W. Rhoads and John M. Schuvillek, 1957.7

4. MIL-A-8861, 美国国防部航标局, 1960
5. AIR2004/E 法国航空规范——飞机强度, 三机部六〇一所, 1979
6. 飞机机动载荷研究, 六二三所五室, 1975
7. 飞机机动载荷的计算和分析, 三机部六三〇所, 1980
8. 尾翼载荷计算分析(规范体系论证会会议文集), 三机部六三〇所, 1981
9. 飞机强度设计指南, 1953
10. ×机飞机强度试飞总结报告, 三机部六三〇所, 1980
11. 飞机地面纵向操纵试验与分析, 三机部六三〇所, 1982
12. MIL-A-008860A, 美国空军, 1971
13. ××机飞机结构回弹试飞总结报告, 三机部六三〇所, 1977
14. ×机水平尾翼载荷计算, 三机部六〇一所, 1968

附录号各要主

。以流以度产中平海强向衣	11
。度中向层垂度单	10
。力板机代重	2
。取封筒前静及快琳	1
。取封筒前静Y快琳	1
。取封筒前静Z快琳	1
。度系出候封	11
。高理之心重理才院心中代取筒前静垂	11
。度系现代静端	11
。度系现代静端	11
。度系现代静端	11
。度号筒前静筒的式快度系现代静端	11
。度系现代静端	11
。度系现代静端	11

偏航机动载荷的计算研究

凌 宝 玉 邓 小 英

一、前 言

本文主要是对MIL-A-8861规范中偏航机动载荷这一部分的一些条例规定进行研究和试算。

偏航机动是提供垂尾严重载荷的设计情况之一,对歼击机和强击机来说,猛蹬方向舵是主要设计情况。MIL规范把猛蹬方向舵分成低速猛蹬舵、高速猛蹬舵和反蹬舵,并分别给出舵面的操纵规律要求。因此,本文主要是通过MIL规范规定的舵面操纵要求,用数值计算法解五自由度的大扰动微分方程。

本文还参照MIL-A-8871A和法国AIR2004/E规范对不同操纵规律达到稳定侧滑状态后再进行反蹬方向舵的计算。在确定舵面偏转角时,本文参考了法国规范中“在确定舵面偏度时要考虑铰链力矩对 β 角的影响”的条文,并采用了法国规范给出的具体操纵规律图形。

本文对稳定侧滑情况还采用了解析解方法进行计算,其结果吻合很好。

二、主要符号说明

b_r	方向舵的平均气动力弦长。
$C_{\delta_w}^{\beta}$	单独垂尾的导数。
g	重力加速度。
J_x	相对X轴的惯性矩。
J_y	相对Y轴的惯性矩。
J_z	相对Z轴的惯性矩。
K_H	传动比系数。
L_r	垂尾的压力中心到飞机重心之距离。
m_x	滚转力矩系数。
m_y	偏航力矩系数。
m_z	俯仰力矩系数。
$M_{\text{III}}^{\delta\gamma}$	铰链力矩系数对方向舵偏舵的导数。
M_{III}	铰链力矩。
n	飞机过载。

- P_{cw} 垂尾载荷。
- P_H 方向舵操纵力。
- S_{cw} 方向舵面积。
- V_x, V_y, V_z X, Y, Z 三方向的速度分量。
- δ_a 副翼偏度。
- δ_r 方向舵偏度。
- $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ X, Y, Z 三方向的角速度。

三、运动方程

相对机体坐标系的五自由度运动方程：

$$\begin{cases}
 m \left(\frac{dv_y}{dt} + V_x \omega_z - V_z \omega_x \right) = Y \\
 m \left(\frac{dv_x}{dt} + V_y \omega_x - V_x \omega_y \right) = Z \\
 J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z + J_{xy} \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_z}{dt} \right) = M_x \\
 J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_y \omega_z + J_{xy} \left(\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt} \right) = M_y \\
 J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y + J_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z
 \end{cases} \quad (1)$$

这里假设： $V = V_x$, $\alpha = -V_y/V$, $\beta = V_z/V$

$$\begin{cases}
 Y = -\frac{g}{v} \cos \theta \sin \gamma - \frac{gqs}{VG} [(C_y^\alpha \alpha + C_y^\phi \phi) \cos \alpha + C_x \sin \alpha] \\
 Z = \frac{g}{v} \cos \theta \sin \gamma + \frac{gqs}{VG} [C_z^\beta \beta + C_z^\delta r \delta r] \\
 M_x = qsL \left[(m_x^\beta + m_x^\alpha \alpha) \beta + (m_x^{\omega_x} + m_x^{\omega_y} \omega_y) \frac{L}{2v} + m_x^\delta \alpha \delta_a + m_x^\delta r \delta \right] \\
 M_y = qsL \left[m_y^\beta \beta + \frac{L}{2v} (m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\omega_x} \omega_x) + m_y^\delta r \delta_r + m_y^\delta \alpha \delta \right] \\
 M_z = qs b_A \left[m_z^\alpha \alpha + m_z^\phi \phi + m_{z0} + \frac{b_A}{v} m_z^{\omega_z} \omega_z + \frac{b_A}{v} m_z^\alpha \alpha \right]
 \end{cases}$$

角速度之间的运动关系式:

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) \operatorname{tg}\delta \\ \frac{d\delta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma \end{cases}$$

方程(1)和(2)组成了一组常规的非线性常微分方程组, 给定舵面偏转规律, 用改进尤拉法即可求解。

垂尾载荷计算公式:

$$P_{cv} = C_{zc}^{\beta} \left(\beta + \frac{L_R}{V} \omega_y \right) q S_{zv} + C_{zr}^{\delta} \delta_r q S_{cw} \quad (3)$$

四、初始条件

偏航机动的初始条件是水平飞行, 当 $t=0$ 时,

$$\begin{cases} \alpha_0 = \frac{m_{z0} c_y^{\alpha} + m_z^G / q S}{m_z^G c_y^{\alpha} - m_z^G c_y^{\beta}} \\ \phi_0 = (G/qS - c_y^{\alpha} \alpha) l / c_y^{\beta} \\ \delta_0 = \alpha_0 \\ \gamma_0 = \delta_{c0} = \delta_{r0} = \beta_0 = \omega_{x0} = \omega_{y0} = \omega_{z0} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

五、方向舵的输入规律

在求解运动方程时, 三个操纵面 δ , δ_r , ϕ 应按规范要求作为已知函数输入。其中, 副翼和平尾的操纵规律, 规范要求比较明确。对方向舵的操纵规律, 规范规定了四种情况, 即: 稳定侧滑, 高速猛蹬舵, 低速猛蹬舵和反蹬舵。对稳定侧滑情况, 规范规定应缓慢地施加300磅的方向舵操纵力。对低速猛蹬舵, 规范规定在0.2秒内使方向舵达到最大偏移位置, 在飞机进入稳定侧滑之前, 应保持操纵偏度或操纵力不变。而高速猛蹬舵, 规范规定在0.2秒以内使方向舵达到最大偏移位置, 在飞机进入稳定侧滑之前, 应保持操纵力不变。

计算表明, 操纵力保持不变和偏度保持不变其计算结果差异很大。以操纵力保持不变的计算为例, 在0.2秒内方向舵达到最大偏转位置后, 随着时间的增长, β 角从初始的零值逐渐在正方向舵偏转角作用下产生较大的负侧滑角, 此时若操纵力不变, 方向舵在负 β 角的影响下将会自动增加一个 $\Delta\delta_r$, 而这个 $\Delta\delta_r$ 又会引起 $\Delta\beta$ 的新增量, 这种反复互相影响直到获得最大的超调量, 时间约一秒左右, (如图1)。从图1中可以看出, δ_r 由于 $\Delta\beta$ 的影响将增加一倍, 侧滑角 β 也将增加一倍, 从而使得垂尾载荷猛增, 并达到难以接受的地步, 在反蹬方向舵后, 同样存在这样的问题。

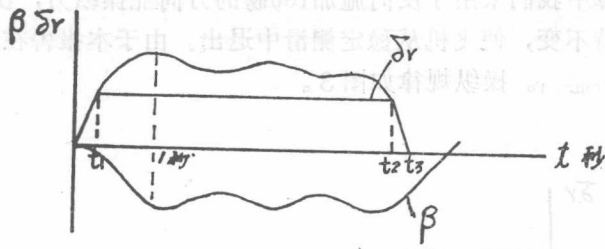


图 1

MIL-A-8871A-71规定，在0.2秒猛蹬方向舵后，方向舵的最大偏角应保持到飞机发生动态过摆并恢复到稳定侧滑姿态为止。这里明确指出了应保持偏度不变而不是保持操纵力不变。

法国AIR2004/E军用规范明确给出了方向舵操纵规律图形，（如图2）。从图2中也可以看出应保持偏度不变。因此，我们认为在猛蹬方向舵后，应当是操纵偏度保持不变，而不是操纵力保持不变为合理。

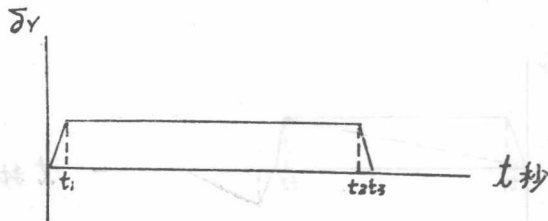


图 2

方向舵的偏转角取决于铰链力矩和传动机构，当传动机构确定后，它主要受铰链力矩的影响。铰链力矩公式如下：

$$M_{\text{H}} = (m_{\text{H}}^{\beta} \beta + m_{\text{H}}^{\delta} \delta_r) q S_{\text{c}} w_{\text{c}} w_{\text{c}} \quad (5)$$

从(5)式可以看出，铰链力矩是由两部分组成，并随侧滑角 β 变化而变化。因此，当考虑了侧滑角对铰链力矩的影响后，铰链力矩将会下降或增加。

但MIL-A-8861的条例中未明确提到在确定舵偏角时是否要考虑侧滑角对铰链力矩的影响，同时，也未给出舵面偏转规律的具体图形。由于缺乏MIL规范的背景材料和计算实例，本文参照了法国AIR2004/E军用规范。法国规范中明确提出：在确定舵面偏度时要考虑侧滑角对铰链力矩的影响。

我们认为在确定 $\delta_{r, \text{max}}$ 时，由于 β 角很小，可以忽略侧滑角对铰链力矩的影响。而在舵面回到中立位置时，因为此时的负 β 角并未回到中立位置，仍保持较大的负值，且它与反蹬方向舵偏转角 δ 符号相同，因此，它对铰链力矩的影响是起增加的作用。与高速猛蹬方向舵相比较，在同样180磅的操纵力下，反蹬舵的最大可能的方向舵偏角必小于正蹬舵时的偏转角，此时，侧滑角对铰链力矩的影响不宜忽略。本文在反蹬舵计算中考虑了这个影响。

在MIL-A-8861中，反蹬方向舵要求：在0.2秒内反向施加180磅的方向舵操纵力以使飞机从稳定侧滑中退出。规范并未明确方向舵达到最大反向偏舵后，偏转角是立即回到中立位