

国外飞行力学研究

第一期



飞行力学编辑部

1983

出版前言

为了解在飞行力学领域内目前国外研究的情况及动向，我们汇集了有关译文，编辑成《译文集》出版，供有关厂、所、院校和部队从事飞行力学工作的人员参考。本期内容涉及较广，有未来新机设计中将遇到的一些飞行力学问题；对飞行品质规范的修订建议；高增益高阶系统的处理方法；外挂物安全离机条件的研究；试飞测量和参数识别；民航飞机的适航性要求；飞行模拟研究等。并且还较多地收集了有关大攻角和失速尾旋特性的文章，包括应用于新战斗机设计的大攻角特性理论求解，失速尾旋特性预测及相应判据研究；试验验证和主动控制技术改善措施等。由此也可看到，随着飞行包线左边界日益扩大，抖振、大攻角和失速尾旋等问题越来越引起人们注意。国外在这一领域的研究是比较活跃的，应引起我们的重视。

由于时间仓促，编辑人员水平有限，收集的内容不够理想。如因战术使用要求而提出的“非常规机动”问题所带来的气动力和飞行力学问题，尚未涉及。文中如有不妥或错误之处，请读者批评指正。

飞行力学编辑部

1983年12月

目 录

1. 未来战斗机设计中的一些气动力/飞行力学问题 ICAS-82-1.1.3	1
2. 大型飞机飞行品质判据的修订建议 AIAA-83-2071.....	11
3. 现行的飞行品质规范适用于未来的飞机吗? AD A071709	21
4. 低价方法用于高价系统的问题和前景 AIAA 82-4250.....	32
5. 欧洲联合适航性条例(飞行品质部分) JAR-25 大型飞机.....	45
6. 海军垂直/短距起落飞机飞行品质判据研究新发展 AIAA 80-1591R	66
7. F-104G 飞机电传飞行控制系统试验报告 AD A071707 (或 MBB UFE-1447)	76
8. 飞机在抖震中飞行 The Aeronautical Journal Vol 81, No.802 1977.10	92
9. 大迎角飞机稳定性 AGARD CP-235	108
10. 大迎角下的飞机纵向运动 Journal of Aircraft Vol 83, No.822 1979.6	122
11. 现有的滚转反应判据对具有先进飞行控制系统运输机的适用性 AIAA 80-1572.....	126
12. 存在扰流条件下飞机稳定性和操纵性导数的识别 AIAA 77-1134.....	156
13. 外挂物安全分离条件 Journal of Aircraft Vol 18, No.8 1981.8	140
14. 改善战斗机抗偏离与抗尾旋特性的控制系统技术 NASA TP 1689	168
15. 飞机尾旋模态的解析确定 AD A004798.....	195
16. 预测飞机偏离特性和尾旋敏感性的设计判据现状 Journal of Aircraft. Vol 12, No.12 1975.....	223

17. 飞机尾旋问题文献的综述	
AD 734976	231
18. 尾旋预测技术	
AIAA 80-1564.....	249
19. 从飞行试验获得的一架无动力遥控3/8比例 F-15飞机模型的亚音速稳定性和操纵性导数	
NASA TN D-8136.....	258
20. 美国空军的空中飞行模拟器的使用	
Society of Flight test engineers. 1981.9.....	270
21. 直升机的先进控制系统	
Westland Helicopters Limited.	284
译文题目索引.....	293

未来战斗机设计中的一些气动力/ 飞行力学问题

摘 要

按静不稳定设计未来战斗机,在方案设计初期应通过优化过程避免一些不希望的气动特性,以使操纵系统的复杂性和成本减至最小。精心设计布局的某些部分,可以在一定的限制条件下有机会使所希望的纵向和横向基本特性满足规范和目标要求。本文介绍从整理许多风洞试验结果得出的一般趋势,指出边条尺寸、机身头部形状、缝翼和立尾等的影响。提出用突风干扰倍幅时间对可达到的最大静不稳定性进行限制。在概观某些现役战斗机和战斗机方案时,讨论了对于相同的倍幅时间可以有不同的(可达到的)静不稳定性值。

符 号 表

AR	展弦比
C_l	滚转力矩系数,体轴
C_m	俯仰力矩系数
C_n	偏航力矩系数,体轴
$C_{n\beta_{dyn}} = C_{n\beta} \cdot \cos\alpha - \frac{J_z}{J_x} \cdot C_l \cdot \sin\alpha$	予测抗尾旋参数
$C_{m_{Rec}}$	俯仰恢复力矩系数
LEX	前缘边条
SM	静稳定度;静不稳定性, [% $\bar{C}$]
S_{Ref}	参考面积
T_2	倍幅时间
α	迎角
β	侧滑角
δ_r	方向舵偏度
θ	立尾倾斜角
Δ_{LE}	机翼前缘后掠角
δ_H	平尾偏度

1. 引 言

为了在整个飞行范围内都达到高性能要求,未来战斗机将按一定大小的静不稳定性设计。

静不稳定和飞机新的使用方式(直接升力和侧力、机身指向等)相结合,以及把可用飞行包线扩大到大迎角范围,这就对飞机操纵与稳定系统提出了许多特殊要求,例如要求有高性能和大尺寸的作动器,使得操纵系统很复杂和很昂贵,因此,布局和优化过程的一个目的应是避免不希望的气动特性以此来减小这部分所付出的代价。

在风洞试验中用各种方法对选用的布局进行细致修型,可以改善飞机的基本品质,并提供简化操纵系统设计的机会。本文的目的是,整理各种布局的多次风洞试验结果以此指出某些一般性趋势,以及给出如何达到所希望的纵向和横向特性的一些启示。

2. 横/航向特性

对于横向和航向运动,减小操纵与稳定代价的优化过程的任务是,直到大迎角都提供偏航和滚转稳定性。正的 $C_{n\beta}$ 和负的 $C_{l\beta}$ 是常见的参数,它们对于良好的基本横向品质是非常重要的。用 $C_{n\beta_{dyn}}$ 表征抗尾旋能力,其在整个迎角范围内都应为正值。而在此范围内进行操纵飞行的可能性则取决于全动立尾或方向舵的效率是否足够。值得注意的另一方面是,在零侧滑角时的偏航和滚转偏离趋势。下面引用的各种布局的多次低速风洞试验结果,指出了如何影响和改善上面提到的参数和有关问题的一般趋势。

图 1 示出两个典型的单、双立尾布局在 $\beta=10^\circ$ 时偏航和滚转力矩系数及相应的 $C_{n\beta_{dyn}}$ 随迎角变化的差别。具有 25° 斜角的双立尾布局在整个迎角范围内改善了基本稳定性,但曲线特性没有质的变化。尽管如此,同一布局的单立尾方向舵效率是优越的(图 2),直到大迎角它始终为一常数。然而在小迎角时,2 倍面积的双立尾给出的效率仅大 60%,并随迎角增加迅速下降。如图 3 所示,改变双立尾的斜角是影响横航向稳定性的适当措施。随着迎角的增加,横向特性可以得到改善似乎是一个普遍趋势,当然,由于立尾和平尾间的干扰,特别是对有尾布局存在着一定限制。图 4 表示前后移动立尾位置对侧滑数据的典型影响。小迎角时,靠后的位置得到了预期的好处。大迎角时,整个特性都改变了,并且靠前的位置对偏航和滚

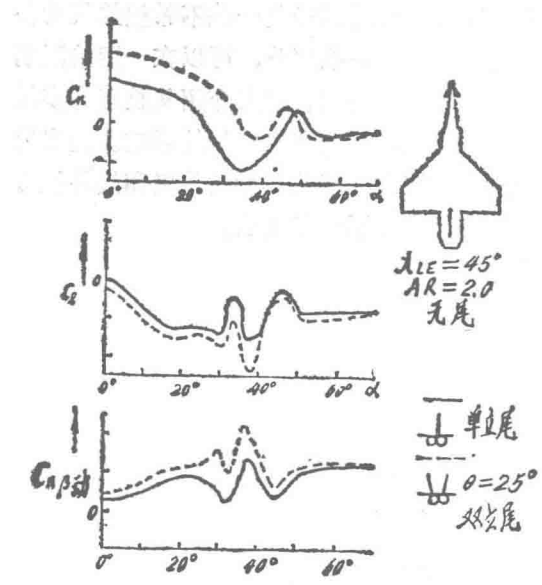


图 1 横/航向稳定性, $\beta=10^\circ$, 立尾型式影响

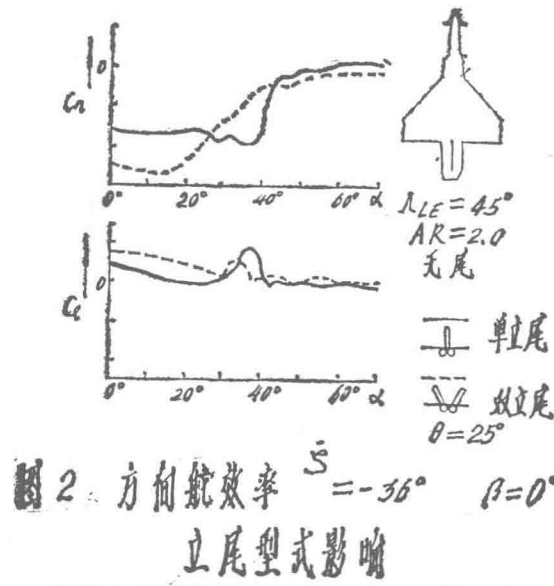


图 2 方向舵效率 $\zeta = -36^\circ$, $\beta=0^\circ$, 立尾型式影响

图 2 方向舵效率 $\zeta = -36^\circ$, $\beta=0^\circ$, 立尾型式影响

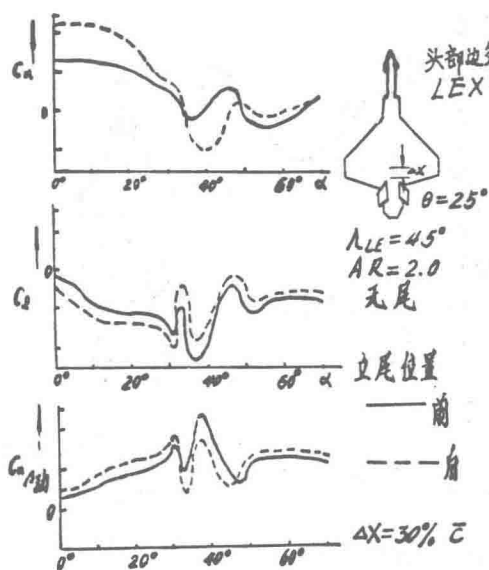


图3 横/航向稳定性, $\beta=10^\circ$, 立尾倾斜角 θ 影响

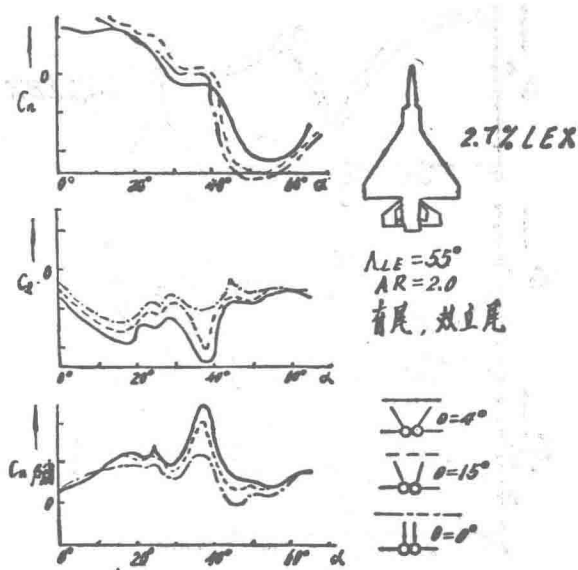


图4 横/航向稳定性, $\beta=10^\circ$, 立尾位置 x 的影响

转轴提供了较好的侧滑稳定性。上面讨论的改变立尾布局的几个示例表明, 飞机机体尾部的变化主要是量的影响, 而不是质的改变。

特别是在失速和过失速时, 优化前机身是显著改善横航向参数的最有力措施。这包括基本机翼前缘前面的所有部件, 如边条、鸭面、机头和进气口等。这些部件的干扰影响是如此严重, 以致于它们的位置和尺寸正确与否可导致很好或很坏的 $C_{n\beta_{dyn}}$ ($C_{n\beta_{dyn}}$ 表征大迎角特性)。某些最令人感兴趣的趋势(当然不一定都适用于所设想的布局)表示在下面的图中。图5示出机身头部的横截面从扁平的、椭圆的到园形的影响, 较扁平的鲨鱼头在大迎角时使航向重新产生很大的稳定性, 但同时却使横向稳定性有很大损失。综合参数 $C_{n\beta_{dyn}}$ 指出园截面机头有总的优势, 因为在予测过失速范围内的尾旋趋势时, 由侧滑引起的滚转力矩系数起主导作用。在园截面机头上附加一个小边条, 可以象椭圆机头那样改善方向稳定性, 而没有损失滚转稳定性的缺点。图6示出这种机头边条的效果, 它改善了所有的侧滑参数, 图7指出应用这种措施的另一个优点, 它显著降低了在零侧滑大迎角时的航向偏离趋势。

图8介绍了改变无尾布局边条尺寸的结果。可以看出, 为了有好的基本侧滑特性, 可以找到最佳的边条。无边条和6%的边条情况在大迎角时产生可疑的抗尾旋参数 $C_{n\beta_{dyn}}$ 值; 4%的边条情况似乎给出有利的干扰, 其 $C_{n\beta_{dyn}}$ 参数全部是正值。近耦合鸭面应与边条有类似的影响。鸭面作为配平和俯仰操纵装置, 通常要有相当大的面积(5~10%参考面积), 因此在我们所知道的有关鸭式布局的试验中, 都指出有典型的大边条效应; 小迎角时鸭面起稳定作用, 而在大迎角时起很强的不稳定作用。在小于临界迎角的范围内, 使滚转力矩系数随侧滑角的变化有很大的非线性是鸭面的另一个影响, 图9示出在 $\alpha=35^\circ$ 时的这种影响结果。无鸭面时, 滚转力矩随 β 角变化基本是线性的, 也是稳定的; 带鸭面时, 在 $\beta \sim \pm 6^\circ$ 范围以内特别不稳定。大 β 角时, 横向稳定性曲线似乎指出可能存在某些滞回效应, 但很可惜, 试验没能按两个方向进行。近耦合鸭面的这些效应看来是有代表性的。背风机翼的前缘涡被鸭面的翼尖涡加强; 而迎风机翼却没有这种干扰, 于是其前缘涡首先破裂, 导致很大的横向不稳定。

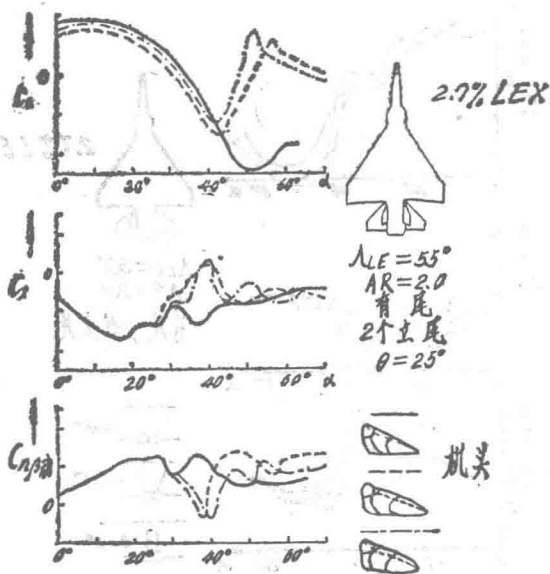


图5 横/航向稳定性, $\beta=10^\circ$, 机头横截面形状的影响

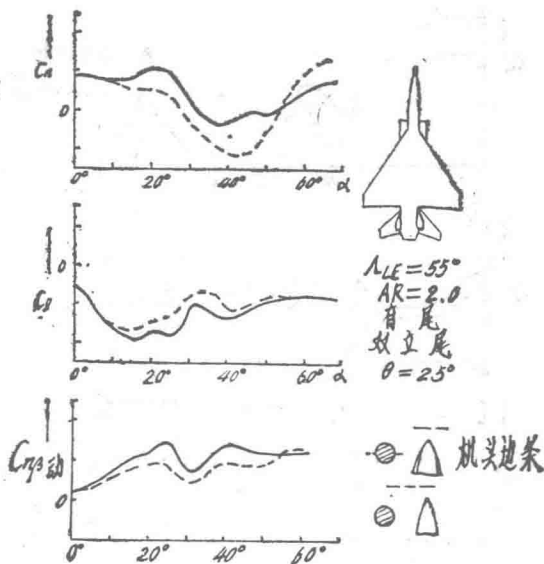


图6 机头边条对横/航稳定性影响

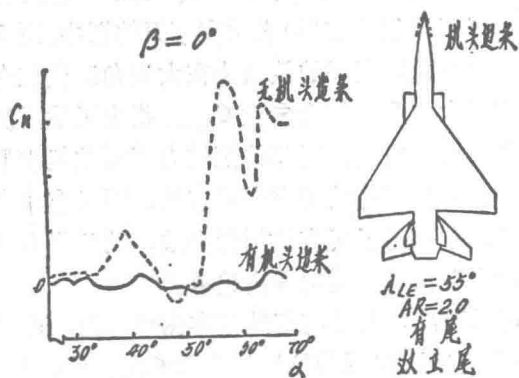


图7 机头边条对航向偏离的影响

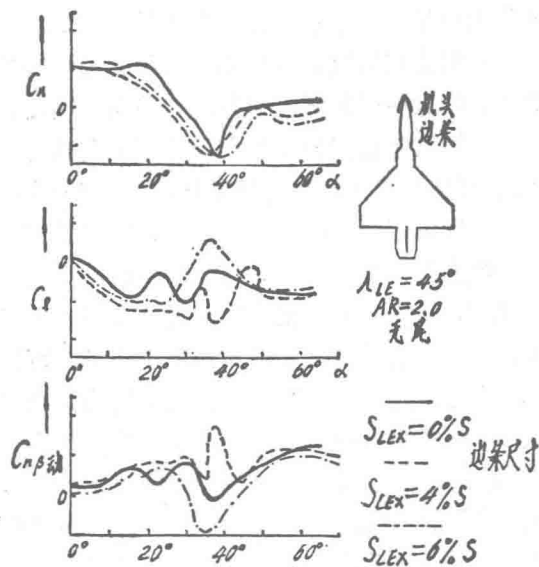


图8 边条尺寸对横/航稳定性的影响

这就解释了在大侧滑角时的重新稳定现象, 因这时两个鸭面翼尖涡没有卷进去。远耦合鸭面没表现出这种影响, 因鸭面的翼尖涡离开前缘涡太远而没被卷进去。

图10指出改善鸭式布局这种不利特性的可能性, 在箭形机翼的外侧辅加缝翼, 对滚转轴有一个强的稳定贡献, 与基本布局比较, 形成相当好的 $C_{n\beta_{yn}}$ 曲线。

概括在道尼尔公司设备上所作的风洞试验体会, 可以说, 在中等和大迎角时要有好的基本横航向稳定性, 其主要问题是优化前机身, 甚至通常因采用增大后掠角而使横航向特性变坏的趋势, 可以用精心设计基本机翼前缘前方的各部分加以克服。图11和12示出优化过的

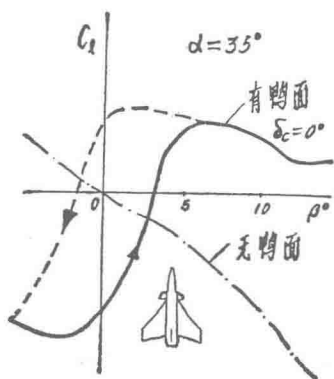


图9 鸭式布局，侧滑引起的滚转非线性力矩

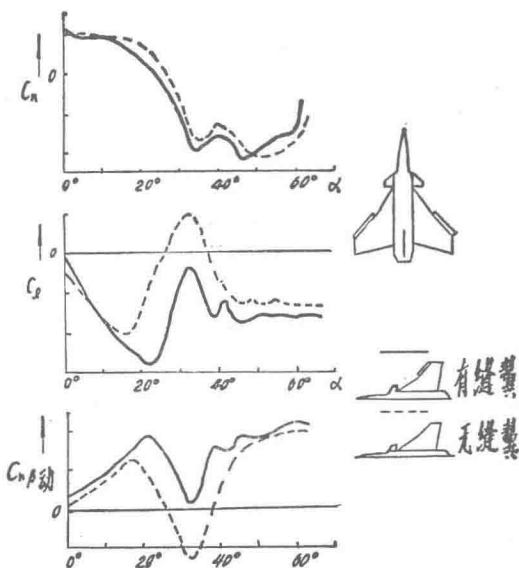


图10 横/航稳定性， $\beta=10^\circ$ ，机翼缝翼对鸭式布局的影响

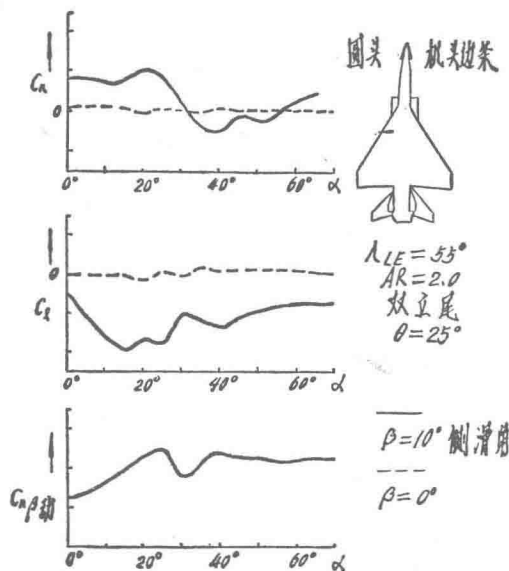


图11 横/航稳定性，优化有尾布局示例

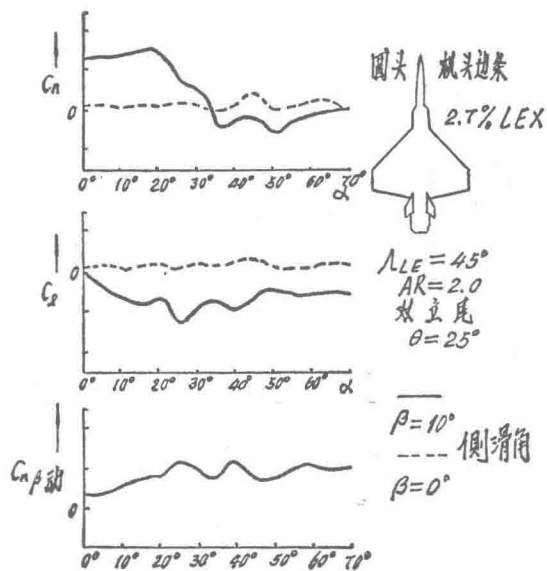


图12 横/航稳定性，优化有尾布局示例

不同机翼后掠、进气口和边条的有尾和无尾布局的两个示例。

3. 纵向静特性

按静不稳定设计时，在飞机各环节的早期设计阶段获得的有利俯仰特性概括在图13中。优化工作的主题是失速后失去稳定、侧滑引起的低头力矩、静不稳定程度(它没有超过配平情况所允许的设计静不稳定度)。大迎角时必须提供一定量值的俯仰恢复力矩，因其限制了纵向静不稳定度，可以用最小的低头加速度为 0.3 弧度/秒² 的要求来合理的确定这个值。

如果飞机装有推力矢量系统时,则对气动俯仰装置的要求可以降到全偏襟翼时 $C_{m_{Rec}} \leq 0$, 因此可以放大允许的静不稳定性。由于非线性高升力能力经常与中等迎角时的抬头趋势相结合, 这样, 为使低和中等升力时的性能更佳而选择的静不稳定设计值, 在大迎角时将显著增加, 而且抬头特性降低了低头操纵能力。因此, 虽然实际机动设计的要求可能比较低, 但所有这些可能导致接近最大升力时的进场和机动飞行阶段成为操纵系统的设计情况。所希望的基本品质可以由一系列布局变化的各种模型作的风洞试验结果得到。图14给出接近失速和过失速时机翼的大致俯仰力矩特性, 图中曲线可以区分开与展弦比和后掠角有关的两个区域, 它是一条可以预测大迎角时失去稳定和不稳定终止区的曲线。

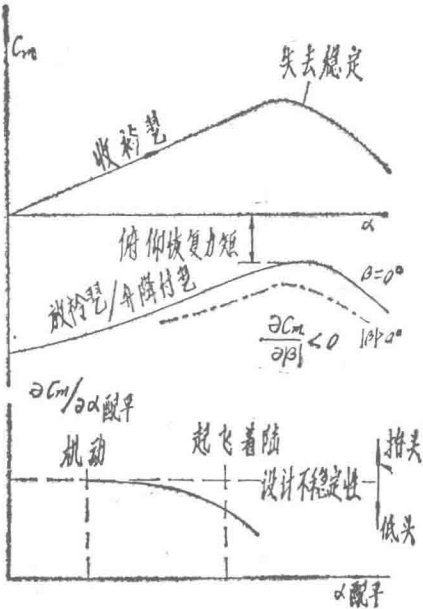


图 13 不稳定布局的有利俯仰特性

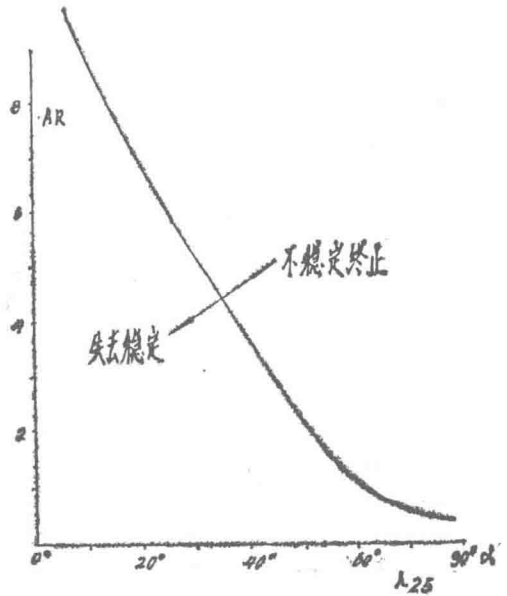


图 14 在 $C_{L_{max}}$ 时的俯仰特性

图 15 示出无尾飞机按低速有10%静不稳定度设计时,改变边条尺寸对俯仰恢复力矩的影响。随着边条尺寸增加,由边条涡引起的抬头趋势减小了可用恢复力矩。因此当要求一定的低头加速度时,则减小了最大静不稳定度,同样的问题亦出现在具有大后掠角的布局情况。如果由于配平阻力的优点而想得到某一静不稳定度值时,那么就不得不减小边条的面积。选择合适的立尾型式对恢复力矩和可达到的静不稳定度影响尽管不太明显,但仍是较大的。图 16和 17 表明用双立尾代替单立尾时低头能力的损失,无论对有尾还是无尾布局,大迎角时的气流分离在两片立尾之间产生向下载荷,引起抬头力矩。我们的风洞试验指出,即使是将立尾斜角减到零,也不能解决问题。

如图 18 和 19 所示,边条和立尾型式的选择同样对在大迎角时侧滑引起的俯仰力矩有影响。在失速状态下 $C_{m\beta}$ 有一个适当的负值,可能降低对恢复力矩的要求,并消除控制系统设计中的一些问题。

配平飞行状态时,陡的 $C_m \sim \alpha$ 曲线斜率是操纵系统设计中最重要的问题之一。如果在整个迎角范围内有一点配平的 $C_{m\alpha}$ 超过机动时 $C_{m\alpha}$ 设计值,这可能成为飞行操纵系统(不希望)的设计情况。因此对于“最佳”的 $C_{m\alpha}$ 随迎角变化曲线将有减小大迎角不稳定度的趋势。这大概能消除起飞、着陆和大迎角机动飞行时的一些问题。

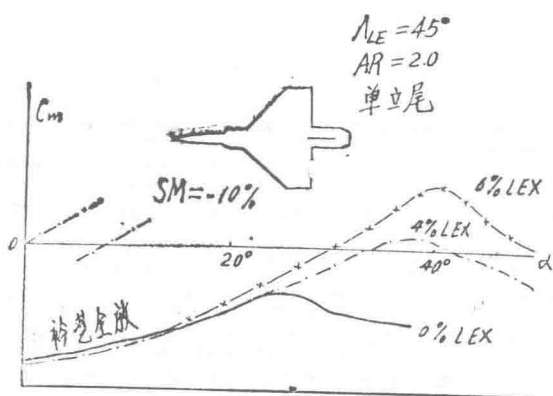


图 15 边条尺寸对俯仰—恢复力矩的影响

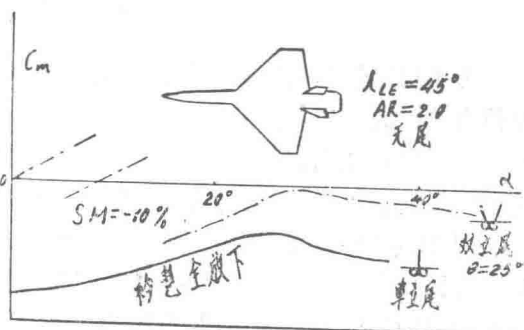


图 16 立尾型式对俯仰—恢复力矩的影响

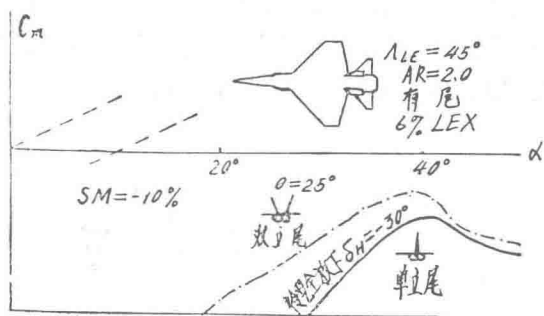


图 17 立尾型式对俯仰—恢复力矩的影响

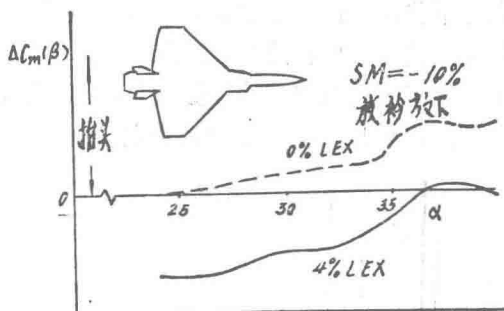


图 18 侧滑引起的俯仰力矩、边条影响

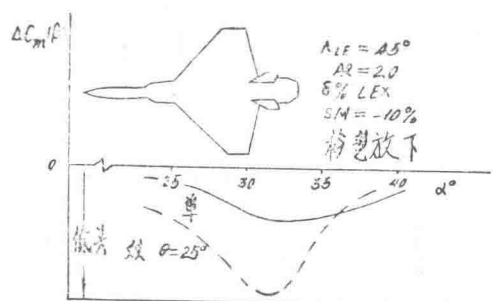


图 19 侧滑引起的俯仰力矩、立尾布局的影响

图 20 给出在一些典型战斗机方案上看到的被配平的 $C_{m\alpha}$ 随迎角变化曲线。有尾飞机似乎有最接近理想的 $C_{m\alpha}$ 曲线，而大后掠机翼特别是鸭式布局倾向在大迎角有 $C_{m\alpha}$ 值增加。

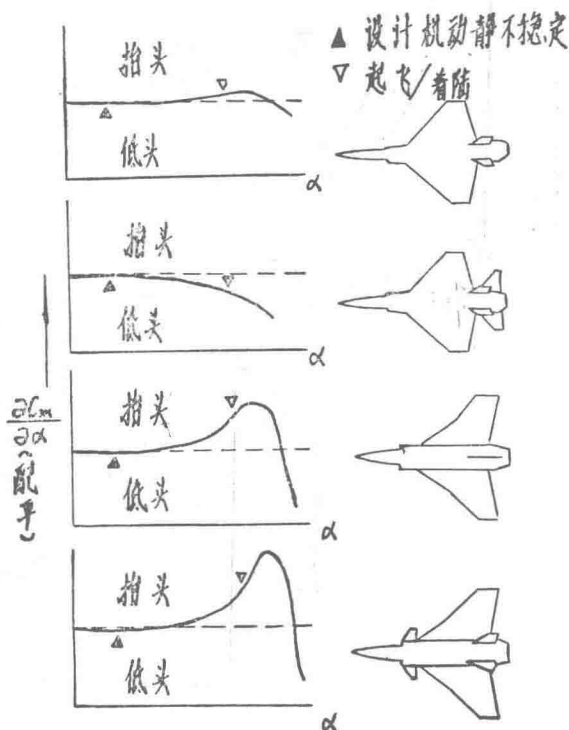


图 20 几种布局的抬头特性

4. 纵向动特性

为了稳定住不稳定的飞机，所需要的操纵效能不仅与所选择的用 C_{ma}/C_{La} 表征的不稳定度值有关，而且也与其它的布局参数，如惯性矩、机翼面积、平均气动力弦长和俯仰阻尼导数有关。不稳定飞机的所有这些参数，都对诸如由突风引起的迎角畸变后的“倍幅时间”产生影响。如果要稳定飞机，就需要一定的俯仰加速度值，以消除扰动和提供好的乘坐与操纵品质。

图 21 示出所要求的俯仰加速度随“倍幅时间”变化的曲线。当取决于整个操纵系统(包括从传感器到产生加速度)的“时间延滞”时，得到操纵效能随“倍幅时间”(T₂)成双曲线变化图。正如我们的经验指出的那样，当接近 6 倍的整个操纵系统的“时间延滞”时，达到了许用 T₂ 值。代表技术水平的合理“时间延滞”值可能是 40 毫秒左右。因此，250 毫秒的“倍幅时间”可能是最大静不稳定度值的限制值。图 22 示出典型无尾战斗机最小的 T₂ 值，它刚好出现在中性点开始移动前的高亚音速区，因此，按可能的最小“倍幅时间”确定的最大许用静不稳定度将在这个 M 数范围内确定。小 M 数时 T₂ 是相当大的，如果没有采用推力矢量装置，由于较低的气动效率，这将是偏转速率的设计点。

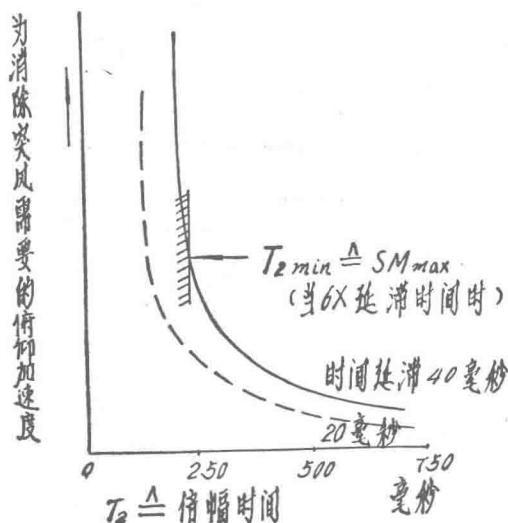


图 21 为消除突风需要的俯仰加速度

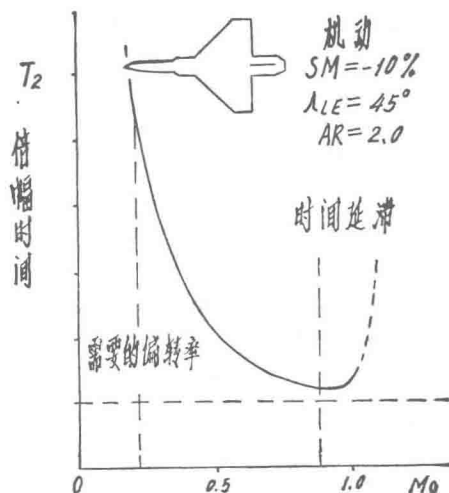


图 22 操纵系统的临界 M 数

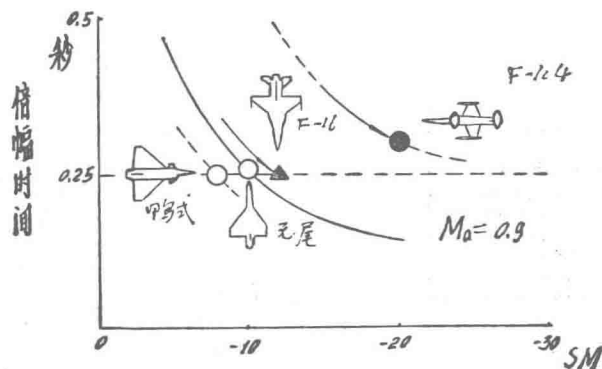


图 23 某些现役和方案飞机的倍幅时间随静不稳定度的变化

为给出不同布局的静不稳定性度“倍幅时间”的差别程度,图 23 示出几种现役机和方案机的值。很明显,具有 20% 静不稳定性度的 CCVF-104 比具有 12% 静不稳定性度的 F-16 有更不成问题的“倍幅时间”,看一下所选用的 4 个具有代表性的飞机方案,很显然,250 毫秒的限制代表了可行技术水平。低于这个值时,可能在提供好的操纵和乘坐品质方面引起很严重问题,并且在有的地方会受到整个信号传递系统的“时间延滞”限制。

5. 结 束 语

完整的设计过程是:从为得到最佳配平阻力而采用希望的静不稳定性度开始,经过风洞优化得到有利的基本侧滑和俯仰特性,到由需用的恢复力矩和最小许用“倍幅时间”限制的不稳定度为止。图 24 和 25 表示在限定的条件下可能找到的“最佳布局”,它们可以达到希望的大多数特性,并最后接近最小配平阻力点,但尚未达到最小配平阻力要求。

图中给出了一个例子,带有 4% 边条单立尾无平尾布局在同一点上满足了两种限制(C_{mRec} 和 T_2),它提供了可达到的最大静不稳定性度,以得到良好的飞机性能。如图 25 中下面的小图指出的那样,由于在整个迎角范围内 $C_{n\beta_{dyn}}$ 都是正值(最小的 $C_{n\beta_{dyn}} \sim 0.2$ (弧度) $^{-1}$),使横航向稳定性得到满足,尽管对于最佳侧滑数据边条应小些。此外,单立尾的方向舵效率提供了良好的偏航操纵,特别是在大迎角时。

在早期设计阶段优化设计过程提出的特性和限制,给未来战斗机的最终布局提供了有用的结果和迈出第一步找到了大致方向。根据设计目标,所希望的迎角范围和推力矢量操纵等,这些要求可能有所修改,但为了得到比较简单的操纵系统和整架飞机的低成本,人们总是力

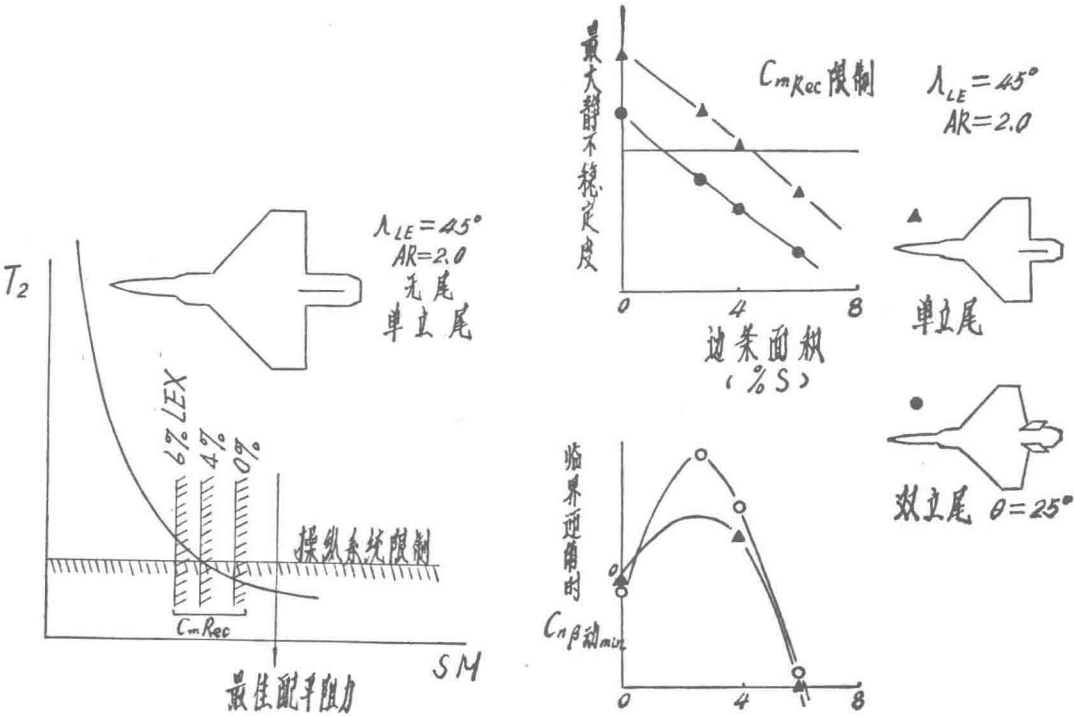


图 24 对静不稳定性度的限制

图 25 边条尺寸对纵向与横向限制的影响

争接近上面讨论的特性。

参 考 文 献

- [1] W. Just
Flugmechanik; Steuerung and Stabilitat von Flugzeugen
Verlag Flugtechnik Stuttgart 1965
- [2] B. Etkin
Flugmechanik und Flugregelung Verlag Berliner Union Stuttgart
- [3] H. D. Greer
Summary of Directional Divergence Characteristics of Several High Performance Aircraft Configurations
NASA TN D-6993; 1972
- [4] J. H. WatSon
Control Requirements for Control Configuration Vehicles
AIAA Informa paper, 1972
- [5] M. A. Marchand
Pitch Rate Flight Control For the F-16 Aircraft To Improve Air-to-Air Combat AFIT/GGC/EE/77-7
- [6] CCV-Starfighter, Control Configured Vehicles, presentation Nov. 1981. MBB

601 所胡秉科译自 ICAS-82-1.1.3 孙新国校

大型飞机飞行品质判据的修订建议

摘 要

MIL-F-8785——有人驾驶飞机飞行品质军用规范,可能是飞行品质判据中唯一的内容最全面的规范。对规范的“B”修订*的背景材料和使用指南(BIUG)(参考文献[1]),包含着主要的资料依据及判据选择的过程。规范的“C”修订**,是最新的一个版本,它也有一个背景材料和使用指南(BIUG),其目的是想增补一些原始文本。规范中所用的数据大量的的是试验数据,大部分利用变稳定性飞机得到的。可惜,大部分的数据是六十年代中期以前的,且主要来自小型飞机。大型飞机如七十五万磅级的C-5飞机和波音747飞机的数据没有得到。这些大型飞机具有很大的重量和惯性,其频率、阻尼和反应等处于可用的数据库范围之外。因此,这些大型飞机可能违反现有的判据而仍有可接受的飞行品质,对这点不要感到奇怪。

洛克希德—乔治亚飞机公司,与空军飞行动力实验室(AFFDL)签订合同,研究目前飞行品质规范,并对大型,Ⅲ类飞机的规范提出修订。本文就这些研究介绍几条较为突出——并且可能仍存在争议的建议。

本文所介绍的三个内容是:(1)纵向短周期频率和加速灵敏度;(2)纵向沉浮阻尼比;(3)允许的总的飞机反应延迟。

引 言

所谓“大型飞机”,十分明显是相对而言的。MIL-F-8785定义Ⅲ类飞机为“大型、重型、低至中等机动性”类型的飞机。该类飞机的重量范围从67000磅到1000000磅以上。可惜的是,这么大的重量范围,飞行品质判据并不能如此容易集中地体现出来。一架67000磅重的飞机的运动反应与一架1000000磅飞机的反应并不相象,而且驾驶员也并不希望——或要求——它们一样。一架巨型飞机,在一个基本的无阻尼自振频率范围内飞行,此频率范围要比较小型的飞机的低得多,这主要是由于它的惯性非常大。

一旦注意到动力尺度,就可很快理解大型飞机的这些“为什么”了。面积,随之气动力以平方增加,质量和重量则以立方增加,惯性矩就以5次方增加。同时时间和速度以 $1/2$ 次方出现。与惯量成反向变化的那些特性,如频率和阻尼就随惯性矩的增加而减小,而与时间成反向变化的时间常数将增加。这样由大型飞机使用范围之外的试验导出的判据必须作相应的修订。

现行的飞行品质判据是根据六十年代中期以前所获得的数据资料制定的。小型飞机——主要是战斗机——提供了绝大部分的资料。把这些数据使用到任务完全不同的大型飞机上去,可能是错误的,无效的,而且也许是徒劳的。

* 指MIL-F-8785B(ASG)——译注

** 指MIL-F-8785C(ASG)——译注

美国空军一直不断地在修订和改进判据。本报告提出了几条洛克希德—乔治亚公司研究的相当突出的成果，它是空军飞行动力实验室对大型飞机飞行品质判据进行研究的结果。另外，还介绍了公司提出的一些初步成果以及正在进行的工作，包括大型飞机的飞行模拟。

本文介绍了三个课题：纵向短周期频率和加速灵敏度，沉浮阻尼和总的飞机反应延迟。

纵向短周期频率和加速灵敏度

对短周期的这条要求是想给出仅比规定的短周期频率稍高的要求。举一个例子，是想认可这样的事实：即低速时，俯仰速率的反应是最重要的；而高速时，法向加速度又是重要的。图1给出现行规范使用一个称之为“操纵期望参数(CAP)”的参数来建立判据边界的方法。但是，对大型飞机，这个特殊的参数图也反映出一个问题。在C种飞行阶段，C-5A飞机飞行品质被驾驶员评为1级，但却落在等级1的边界线之下。这个边界是根据小型飞机数据确立的，主要是从变稳定性飞机T-33得出的。

CAP参数可用气动力和物理参数来表达：

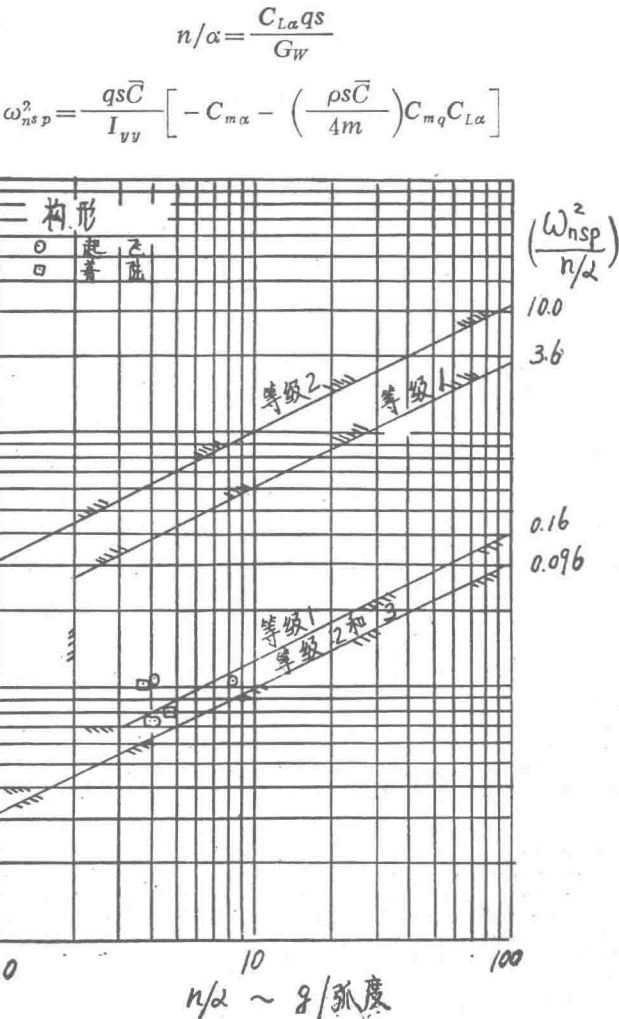


图1 C-5A 在C种飞行阶段的飞行试验数据

$$CAP = \frac{\omega_{ns}^2 p}{n/\alpha} = \frac{\bar{C} G_W}{I_{yy}} \left[-\frac{dC_m}{dC_L} - \left(\frac{\rho s \bar{C}}{4m} \right) C_{mq} \right]$$

因此，操纵期望参数 CAP 是物理参数(由平均气动力弦乘飞机总重与俯仰惯性矩之比组成)乘机动裕量(即中括号内的项)。

当一架大型飞机，比如C-5A与一架小型飞机比如T-33相比较时，注意一个有趣的现象：T-33飞机的 CAP 中常数项大约十倍于C-5A之值。图2画出的点子表明，这个比值是如何与飞机尺寸(以机身长度表征)成反比变化的。因此，用小型飞机选定的 CAP 边界值，可能要求大型飞机具备10倍的机动裕量。

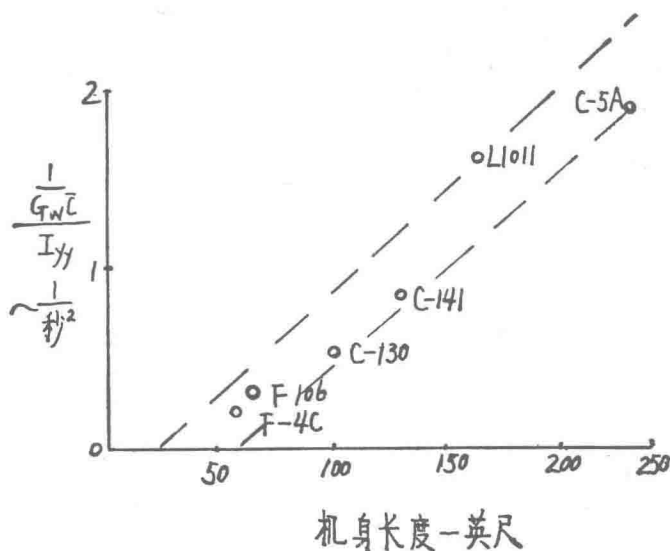


图2 CAP 参数中作为飞机尺寸函数的物理参数

图3表明了参考文献[1]用来建立A种飞行阶段要求的T-33飞机的数据。相应的MIL规范边界线是与T-33飞机具有5%机动裕量参数线一起给出的。等级1的下边界大约具有5%的静裕量(机动裕量达6%)，而等级2的下边界具有大约4%的机动裕量。由背景材料与使用指南(BIUG)说明，等级3的边界与等级2的重合，这是由于缺乏可用的数据来建立一个真正的等级3边界。

由于物理常数随飞机尺寸的变化是如此激烈，因此对大型飞机来说，对这一判据所建议的变动是移动 CAP 的下边界。等级1的下边界应当用一个3%的静裕量要求来代替，等级2的下边界用5%的机动裕量来代替，等级3的下边界则用6秒钟的幅值时间来替换。(这种判据之边界不是固定的，它对各种飞机都不一样。使用时必须根据飞机型别计算出其静裕量和机动裕量，再根据上述要求画出各等级的下边界。——译注)这些边界也应当与目前放宽静稳定性研究相一致，如与从参考文献[2]得出的图4的变化趋势就应当协调。图4表明了洛克希德L-1011飞机大致的静裕量和机动点。这一张图是根据飞行试验结果画出来的，说明了L-1011飞机的驾驶员评定随飞机重心后移而恶化。图上分俯仰增益控制系统接通与断开两种情况，它也给出了无增益飞机中性点和机动点的大致位置。其趋势类似于俯仰增稳器接通与断开。参考文献[3]则给出了等级3的幅值时间要求的又一些资料。