

军用规范—飞机的失速/过失速/
尾旋试飞验证要求〔MIL-S-83691〕
的背景材料和使用指南



飞行力学编辑部

军用规范--飞机的失速/过失速/ 尾旋试飞验证要求 [MIL-S-83691] 的背景材料和使用指南

FTC-TD-73-2

南京航空学院图书馆
借书应还日期

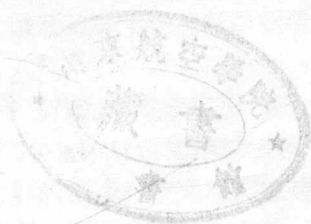
1974年3月

5



30175428

E. MCELROY
USAF
Engineer



AIR FORCE FLIGHT TEST CENTER

美国空军飞行试验中心

加利福尼亚州 爱德华空军基地

483990

BACKGROUND INFORMATION AND USER GUIDE FOR

MIL-S-83691

MARCH 1974

FTC-TD-73-2

PATRICK S. SHARP

Project Engineer

COLLET E. MCELROY

Captain USAF

Project Engineer

AIR FORCE FLIGHT TEST CENTER

EDWARDS AIR FORCE BASE, CALIFORNIA

AIR FORCE SYSTEMS COMMAND

UNITED STATES AIR FORCE

483990

出版说明

本译文为美国军用规范 MIL-S-83691A (USAF) 的背景材料和使用指南, 由美国空军飞行试验中心编写, 并经美国空军司令部批准, 用以解释和阐明美国军用规范 MIL-S-83691A (USAF) “飞机的失速/过失速/尾旋试飞验证要求”中诸条款确定的背景、依据以及使用中应注意的事项和有关建议。文后附有两个附录。其中附录 II 为 1973 年 4 月 15 日公布的美军规范 MIL-F-8785B (ASG), “有人驾驶飞机的飞行品质要求”第二次修订的“最后方案”。这一次的规范修订主要是针对大攻角范围的飞行品质设计**要求**。而附录 I, 美国军用规范 MIL-S-83691A (USAF) “飞机的失速/过失速/尾旋试飞验证要求”, 就是用来检查、评定飞机的大攻角飞行品质与附录 I 中有关的设计要求相符合程度的一份**验证规范**。“背景材料和使用指南”把设计要求和验证要求协调一致的加以说明, 并突出强调新规范在以下几方面较过去有较大变动: 1) 把较大的注意力放在预防偏离以及提高飞机的偏离/尾旋阻抗能力上, 2) 着重研究失速到初始尾旋之间的飞机运动特性, 并提供合适的改出方法, 3) 使用一套较完整的、新的失速/过失速/尾旋运动术语和定义。因此, “背景材料和使用指南”虽未用定量的数据和曲线加以论证, 但对各种试验目的、试验条件、验证动作、试验机与测试仪器、应急改出装置以及试验结果要求等均作了详尽的规定和说明, 并提供了美国空军近年来一些飞机在失速/尾旋试验中曾遇到过的一些实际问题, 供使用规范时借鉴。因而, 本译文对我国从事飞机大攻角气动力设计、试验、研究以及从事飞机飞行品质研究的有关工程技术人员、飞行员均有一定参考价值。

本译文是应 1980 年 3 月飞行力学专业组第三次会议要求, 于 1981 年由李树有同志重新翻译编写。在此之前, 曾于 1979 年对该文作过初译, 蒋佩瑛同志曾参与“背景材料”的 1.1 节至 3.4 节中有关“讨论”内容的初译, 罗荣增同志帮助初校了附录 II。在重译过程中, 注意到了尽可能使名词术语以及定义方面的翻译与 MIL-F-8785B (ASG) 及其“背景材料”的译文保持一致。全文最后经陈启顺、董庚寿两同志审校, 其中“背景材料”全文和附录 I 由陈启顺同志校对。640 所王维翰、李云军同志作了编辑出版和校对工作。

由于我们的水平有限, 经验不足, 在翻译、校对及出版过程中难免还会有一些问题存在, 望读者能将使用中发现的问题及建议函告我们。

飞行力学编辑部

1982.7

前言

本报告是军用规范 MIL-S-83691A(USAF)“飞机的失速/过失速/尾旋试飞验证要求”的背景材料和使用指南 (BIUG)。出版背景材料和使用指南是为了帮助解释和使用 MIL-S-83691A (USAF), 同时提供能够使飞行试验大纲最有效利用的补充建议资料。

1972年4月15日颁发的MIL-S-83691A(USAF)是对1971年3月31日的MIL-S-83691(USAF)的首次修订, 后者 MIL-S-83691 (USAF)是经空军装备司令部(AFSC)批准用以替代 MIL-S-25015“飞机的尾旋飞行要求”的。这次较重要的规范变化是基于F-111特别委员会1970年8月的一次建议, 并以1970年完成的F-4E失速/近失速研究中所使用的通用试飞方法为基础的。

在 MIL-S-83691 (USAF)公布后, 曾正式要求各政府机构和各产业公司评论这个规范。在产生1972年4月15日的规范修订“A”过程中, 上述有关方面不仅在技术上给予了积极的响应, 它们还提供了背景材料和使用指南中哪些范围需要特别注意的见解。

作为订货方, 为了保持技术和能恰当的应用 MIL-S-83691A (USAF), 空军飞行试验中心的全体有关人员参与了背景材料和使用指南的出版工作, 反映了空军飞行试验中心持之以恒的职责。背景材料不是一份合同文件。

本报告作者要感谢查理斯·E·阿道夫和杰克·斯特利尔对规范准备工作的帮助, 并且感谢查理斯·E·阿道夫和里查德R·海德兰德为完成这份文件提出的宝贵的建议。将来, 如果修订了 MIL-S-83691A (USAF), 则应同时出版背景材料和使用指南的修订本。对背景材料和使用指南复制件的评论、建议和要求请以书面意见寄给加利福尼亚州93523, 爱德华空军基地, 空军飞行试验中心, 飞行试验工程技术部性能和飞行品质分部。

制定:

帕特里克 S·夏泊

主管工程师

审查和批准:

1974.3.5

詹姆斯 W·瓦特

美国空军上校, 作战部付部长

罗伯特 A·卢西瓦斯

美国空军少将, 司令员

目 录

绪 言	1
历史演变	1
对各条要求的陈述和讨论	2
1. 范围	2
1.1 范围	2
1.2 分类	3
2. 适用的文件	4
2.1	4
3. 要求	4
3.1 应用	4
3.2 飞行试验装置	5
3.2.1 应急改出装置	5
3.2.2 飞行试验仪器	7
3.2.3 座舱仪表和布置	8
3.2.4 机载像机	8
3.3 飞行试验实施	9
3.4 飞行试验验证	11
表 I	11
结构形式	11
表 I 注释	16
注释 1	16
注释 2	17
注释 3	17
注释 4	18
注释 5	18
注释 6	19
注释 7	19
注释 8	20
注释 9	20
注释 10	21
注释 11	21
注释 12	21
3.4.1 对所有各类飞机的通用性要求	22
3.4.1.1 失速/尾旋飞行试验变量	22
3.4.1.2 自然失速警告	23

3.4.1.3	人工失速警告	24
3.4.1.4	自然操纵失效警告	25
3.4.1.5	人工操纵失效警告	25
3.4.1.6	人工操纵失效预防装置	26
3.4.1.7	允许的飞行极限攻角	26
3.4.1.8	偏离/尾旋阻抗的验证	27
3.4.2	失控改出方法	27
3.4.3	尾旋改出——I类和IV类飞机	28
3.4.4	发动机工作特性	29
3.4.5	改出特性	30
3.4.6	训练飞行动作	30
3.4.7	基准稳定性试验	30
3.5	对定性要求的解释	31
4.	质量保证规定	31
4.1	依从性验证	31
4.2	预先研究介绍	31
6.	注释	32
6.1	拟定的用途	32
6.2	订货资料	32
6.2.1	订货要求	32
6.2.2	合同资料要求	33
6.2.2.1	试验结果文件	33
6.2.2.1.1	预先研究	33
6.2.2.1.2	飞行试验验证	34
6.2.2.1.2.1	技术报告	34
6.2.2.1.2.2	飞行手册提要	35
6.2.2.1.2.3	电影	35
6.2.2.1.3	对预先研究的评价	35
6.3	定义	36
6.3.1	失速攻角	36
6.3.2	失速警告	36
6.3.3	机翼摇晃	36
6.3.4	跃振	37
6.3.5	机头侧偏	37
6.3.6	上仰	37
6.3.7	过失速	37
6.3.8	操纵失效警告	37
6.3.9	偏离	38
6.3.10	过失速旋转(PSG)	39

6.3.11	尾旋.....	39
6.3.12	深度失速.....	40
6.3.13	非常敏感偏离.....	41
6.3.14	敏感偏离.....	41
6.3.15	阻抗偏离.....	41
6.3.16	非常阻抗偏离.....	41
6.3.17	改出.....	42
6.3.18	俯冲拉起.....	43
6.3.19	总改出高度.....	43
6.3.20	改出滚转.....	43
附录 I	MIL-S-83691A USAF	45
附录 II	MIL-F-8785B (ASG)的有关部份	59
参考文献目录		65
部份译名对照		

绪 言

MIL-S-83691A (USAF) 的背景材料和使用指南 (BIUG), 对属于本规范的目的和内容提供了说明, 并为能够系统地完成一项失速/尾旋飞行试验大纲提供指导。规范以及背景材料和使用指南 (BIUG) 二者都确认大量的目的和试验参数, 并证实获取结果的方法可能不止一种。由于真正地具有一种指南的明确目的, 因而在确有经验保证的范围内, 背景材料和使用指南 (BIUG) 可以用来可靠地指导一项飞行试验大纲, 并建议在飞机/驾驶员特性认为较难估计的那些范围内保持应有的灵活性。

本材料介绍的内容次序与 MIL-S-83691A (USAF) 的顺序相对应。在此将重复 MIL-S-83691A (USAF) 的每一节, 都将标题“规范”放在前边, 紧接于此的将是标题“讨论”以及恰如其分的证实材料。表 II 和表 III 将随各自的章节一道讨论。由于表 I 和附注在试验实施方面形成本规范的一个基本部分, 所以, 它们将单独地予以论述。

历史演变

在 1965 年至 1970 年的五年期间, 失速/尾旋事故导致美国空军每年损失 40,000,000 美元。这一使用经验表明, 以前的一些设计改进和飞行试验方法都没有充分强调阻抗偏离和防止尾旋的要求。1970 年 6 月完成的 F-4E 失速/近失速研究曾验证过一种新的失速/尾旋试验方法, 其结果与由二种经典的飞行试验大纲以及由大量分析研究而确定的结果大不相同。用一种简单而有效的、与失控改出方法也不矛盾的尾旋改出方法, 代替了那时流行的尾旋改出技术, 消除了以前的尾旋改出方法所固有的尾旋反向问题。首次评定了外挂载荷对警告和操纵失效的影响, 并发现影响是很大的。显然, 在使用者遇到失速/尾旋时, 鉴定失速/尾旋的飞行试验技术就为作战驾驶员提供了最有效的资料。

1970 年 8 月, 成立了一个特别委员会 (Ad Hoc Committee), 以便为 F-111 飞机失速/尾旋研究计划提出指导。作为这项研究的一部分, 对所有的美国机动型飞机的失速/尾旋记录, 以及能应用的规范都进行了一次检查。已经认识到, 在过失速范围内的空军要求是不能令人满意的。当时用的尾旋试验验证规范 MIL-S-25015 (USAF) “飞机尾旋要求”, 最初是在 1945 年制定的, 并在 1954、1956 和 1957 年加以修订。各个修订本在基本原理方面依旧未变, 但由于下述两个基本理由, 可以认为这是不合适的。第一, 它没有包含在最重要的范围内为现役驾驶员系统地规定改出方法的要求: 即在最大可用升力*和飞机进入完全发展尾旋时的那一升力之间没有规定飞行方式。第二, 它要求驾驶员在使用改出操纵之前, 除了要辨认出自己是处在发展尾旋中这一条外, 还要充分证实完全发展的尾旋, 即有关保持 5 圈尾旋状态的要求。

特别委员会建议修改空军对过失速范围内的设计和试验要求。1970 年 10 月 8 日指示空军

* 确切地说, 似应为最大可用升力系数, (下同)。——译注

飞行试验中心 (AFFTC) 制定一个替代的试验规范。同时, 委托空军飞行动力实验室 (AFFDL) 修订基本设计规范 MIL-F-8785B (ASG) “有人驾驶飞机的飞行品质”, 以包括新的失速/过失速特性要求。这两个制定组之间保持着密切协作, 以确保二个规范之间的一致性。

推荐的规范初稿文本于 1971 年 2 月 22 日准备好并发出, 供政府和工业界评论用。第一个规范 MIL-S-83691A (USAF) 于 1971 年 3 月 31 日发布。这一日期考虑到使某些工业界评论可以包括进来。所有的政府和工业界评论都由一个鉴定小组于 1971 年 9 月加以审查, 并于 1972 年 4 月 15 日发表了规范的首次修订本 MIL-S-83691 (USAF)。对 MIL-F-8785B (ASG) 修订本 * 的最后文本于 1973 年 4 月 15 日按照与修订 1 相同的格式发表了。

对各条要求的陈述和讨论

在通篇资料中, 总共涉及到好几种规范。在每一种情况下, 那种特定规范的现行文本才是所论及的规范。本文中, 所用的 MIL-F-8785 表示 MIL-F-8785B (ASG), 而 MIL-S-83691 指的是 MIL-S-83691A (USAF)。

1. 范围

1.1 范围

范 围

“本规范包含对有人驾驶飞机的失速/过失速飞行特性的验证要求。属于本规范的、典型的验证目的是检验实用的和允许的攻角极限值, 评价自然的和人工的失速及操纵失效警告, 以及确定失控特性及其改出技术。一个目标明确的、划时代的大攻角飞行试验的方法, 是确定与设计要求的相符合的程度, 以及为飞行手册获取适当的数据所必须遵循的。试飞验证要求将随着飞机的类别及订货部门的特殊说明而有所变化。对偏离控制飞行的阻抗和偏离的预防, 应象为了改出过失速旋转和尾旋一样的给予重视。”

讨 论

本规范的形成是与 MIL-F-8785B (ASG) “有人驾驶飞机的飞行品质” 的修订本相配合的。在每种情况 (MIL-S-83691 和 MIL-F-8785) 下, 都在更改重点上作了努力, 主要设计目标目前是操纵失效的阻抗。MIL-S-83691 提供一种试验准则, 借此来检定阻抗的程度并能彻底地检查所有的失速/过失速特性。通常, 这类大纲的目的是:

- (a) 鉴定失速警告;
- (b) 鉴定操纵失效警告;
- (c) 确立一个最高性能的机动攻角以及按照飞行安全确定容许极限;
- (d) 确定所有可能发生的失控事件以及简单有效的改出技术;

* 指修订 2 —— 译者注。

(e) 在大攻角环境中评定飞行操纵系统及发动机工作特性。

本节的最后一句,“对偏离控制飞行的阻抗和偏离的预防,应象为了改出过失速旋转和尾旋一样的给予重视。”是强调超出过去的规范 MIL-S-25015 范围之外所增加的部分。最近几年已经认识到,阻抗偏离和预防偏离在许多情况下——特别是对地攻击的飞机,是头等重要的项目。如果改出是在离地高度为 3,000 英尺(914 米)时机头向下的状态,则更为令人关心的是避免操纵失效而不是改出尾旋问题。

本规范阐述了一种试图在设计使用包线以外确定研究飞机飞行品质(或“不可飞行的”品质)的系统方法。超出设计使用攻角包线范围之外,存在着许多要求加以限制的因素,尾旋改出仅是其中之一。为确定所有这些因素而要求一项适于实施的大纲。该大纲的范围在试验开始以前就能恰当地予以确定,但其总的范围在达到全部目的之前决不当固死不变。只有在为作战驾驶员提供了他所需要的全部知识时,该大纲才告完成。

本规范是以下述前提为基准的,即认为确定初期失控事件的改出方法比起确定完全发展尾旋的改出方法同等重要或更为重要。在过去的、按照 MIL-S-25015 来实施的大纲中,发展尾旋特性得到了充分确定,但失速/过失速旋转/初期尾旋改出技术却受到忽视。探索过失速旋转和初期尾旋的改出更为急迫和重要。避免尾旋的方法比改出尾旋的技术更重要。基本的目的是研究在进入发展尾旋状态之前就能阻止任何失控运动的一些方法。

此外,强迫飞机进入尾旋可能会引起完全不同的和稍微“人工的”进入动态。对飞行任务而言,尾旋是作为非有意的后果而出现的:即驾驶员正在作机动飞行,突然,他发现自己失去控制;接着,从中立或稍微向后的位置进行改出操纵,使飞机的飞行轨迹转变为垂直的。从交叉操纵位置不进行改出操纵,飞行轨迹不是垂直的。

MIL-S-25015“飞机尾旋要求”的全部概念并没有全部废弃。完全发展的尾旋仍然需要加以研究。一些试验结果只指出了维持尾旋状态的不必要性(按 MIL-S-25015)。

按照此规范所核准的大纲,可以包括仅在有特别装备的飞机上才能完成的特殊的或危险的大攻角试验。例如,对于 F-111 飞机,在按照 MIL-S-83691 开始试验之前,大攻角试验阶段被认为是可行的。其目标是以接近或稍许超出现行手册中的攻角极限进行飞行。假如具有应急改出系统时,那么在使用包线之外,偏离边界之内,充分地研究滚转/转弯机动飞行,就存在着更大的把握。换句话说,要是改型的飞行器真是不可用的话,那么失速/尾旋大纲就填补了一项飞行品质知识领域内的空白,且可以不经试验。虽然,这类资料通常与应用 MIL-S-83691 的大纲不一致,但为研究与偏离无关的机动飞行,它可能是合乎需要的,因此应增加特殊的要求。

1.2 分类

规 范

“一架飞机*应当属于 MIL-F-8785 中所划定的一个类别(6.2.1[b])。当其工作任务和设计性能已表明所属类别时,订货部门可以要求某类飞机中的一架飞机去满足所选择的、通常是对另一类飞机所规定的验证要求。无论何时,当一架飞机还难以确定应当属于两个可能类别

*注: 这里的“一架飞机”应广义的理解为“一种型号”的飞机,如歼五型、歼六型飞机。——译注。

中的哪一类时,通常应使用最严格的验证要求。”

讨 论

一架飞机按照 MIL-F-8785 的规定已能指定一个类别。这一分类将正常地转移到试验要求随类别而改变的 MIL-S-83691 中去。问题出现在试验像 B-57 和 C-130 那样的两架飞机时,按 MIL-F-8785 两者都应划为 II 类飞机。无疑,对这两架飞机的机动飞行要求显然不同,而且可以要 B-57 满足正常的 II 类飞机试验以外的要求。同样,一架 IV 类飞机可以具有某种杰出的,可能是属于对一架 I 类教练机通常所希望的全套试验中的失速/过失速特性。

像(6.2.1[b])这样的注释是单独编写的详细规范,即,实际的订货文件。这些都是针对各型飞机特殊规定的项目。详细的说明在 6.2.1 节中给出。

2. 适用的文件

2.1

规 范

“下述文件,在本文件规定的范围内构成本规范的一部份。而这些文件是以邀请投标或请求提出建议日期的有效版本为准。

规范

军用

MIL-F-8785 有人驾驶飞机的飞行品质

MIL-F-9490 有人驾驶飞机的飞行操纵系统——设计、安装和试验通用规范

(与专门的政府采购部门相联系的供应商,其所需要的规范、标准、图纸和出版物的付本,应从订货部门获得,或由签订合同的官方人员指定。)”

讨 论

这里,我们认为有必要参考在 MIL-S-83691 中专门要求的其它文件。所有这样的参考文献列于 2.1 节。

为了使设计规范(-8785)和验证规范(-83691)之间不存在矛盾,与 MIL-F-8785 的制定机构——空军飞行动力学实验室(AFFDL)保持着密切地合作。MIL-S-83691 规定了用来检验 MIL-F-8785 的设计目标是否已得到满足所使用的试验方法。

3. 要求

在应用本规范时,承包商必须遵循本节的约束,除非有得到承认的一些特殊放弃声明书。规范的其余各节不具有“要求”这一节——第 3 节——所包含的合同的含意。坚持这一节将是使用本规范的政府机构所要求的。

3.1 应用

规 范

“除非另有规定,失速/过失速飞行特性均须按本文所包含的各项条款来验证。需要用升力面才能在可感觉的大气中巡航的有人驾驶飞机,必须按本规范试验。那些执行包括助推返回、助推轨道再入大气层、低机动性/无动力进场和着陆等任务的航空和航天飞行器,通常不须按本规范试验。垂直/短距起降飞机,只有当飞行中其升力主要来源于自由流的动压,而不是从推进系统得到时,通常应按照本规范进行试验(6.2.1[c])。”

讨 论

本规范的意图是试验“正常的”飞机,而不是航天轨道飞行器或处于悬停或垂直飞行时的“鹞式”(Harrier)飞机。但是,当航天飞机从其再入方式转换到常规飞行方式时,MIL-S-836 91可以在试验实施方面提供一些指导。

当“鹞式”(Harrier)飞机以常规方式飞行时,必须遵循本规范。关于在常规飞行和垂直飞行之间的过渡区域如何进行试验方面,本规范没有提供指南。处理这种问题的人们将根据其经验使本规范不断适应新的要求。

3.2 飞行试验装置

规 范

“除去在 3.2.1 节至 3.2.4 节中规定的之外,飞行试验装置在所有重要的方面都应具有生产型飞机的特征。”

讨 论

“重要的”方面是指什么呢?能改变飞机空气动力学的任何特征(如安装反尾旋伞的凸起部分)都是“重要的”。显然,折衷的办法常常是必要的,但在设计阶段,只有在彻底研究了所有的其它手段之后,才能同意在飞机尾部附加一个改出伞的伞箱。这里,像在其它领域一样,如果在早期,即在设计阶段而不是在试验大纲开始实施之后才着手进行,则许多问题就能加以减缓或得到解决。

然而,实现某种专门仪表和构形要求是必要的,其目的是鉴定将由使用方接收的那种飞机。试验结果的最终使用者是飞行驾驶员,所有给予他的资料都应该与他的基准身体状态相联系。为了实现这一点,试验机的座舱应该尽可能有代表性。

在按“先飞后买”原则进行原型机竞争的这些日子里,经常提到的建议是利用原型机作大攻角试验。如果该原型机确实是一架试生产原型机的话,这倒是一种高效率的使用手段。如果生产型飞机有不同的机翼面积、或者发动机已被移动、或已改变了水平尾翼的安装角,那么,必须对该试验飞行器进行仔细的、是否是“有代表性的”作检查。通过原型机与生产型飞机模型的尾旋风洞试验结果对比,可以获得对问题的某些深入了解。

3.2.1 应急改出装置

规 范

“由订货部门批准的应急改出系统，应作为各型 I 类和 IV 类飞机的失速/尾旋试验装置，并且当需要时，应由订货部门规定作为 II 类和 III 类飞机的试验装置(6.2.1[d])。这些应急装置，应能在由承包商确定并经订货部门批准的适当的高度损失之内具有有效的改出能力。在可能是最不利的飞行状态和操纵位置下，应急改出系统应能够成功地进行工作。”

讨 论

“由订货部门批准”这一用语，意味着大量的订货部门规划和监控应当是必需的。订货部门将控制设计周期、限制条件、装置质量调整以及试验。订货部门必须与 NASA 以及在设计改出系统时所涉及到的其它部门相协调。验收标准涉及高度损失、伞绳缠结、座舱启动和显示、伞和鸭式前翼的选择或者两者的组合，以及以往用于鉴定该装置及其可靠性的一些试验。订货部门不可避免地要对象例行检验方法、美国空军所熟悉的系统以及文件要求等一样的细节给予最大限度的指导。

对尾旋改出伞而言，必须在尾旋风洞中确定它的尺寸，并且必须在飞行和/或滑行试验中完成低速压和高速压开伞。应要求进行广泛的结构试验，以确保能够承受伞载荷以及连接机构正确地起作用。

用于失速/近失速研究的 F-4 试验机，由于连接机构方面的一次事故而损失了。在试验开始之前虽然在试验机上完成了广泛的载荷试验，但只检验了静态情况。在尾旋状态开伞以后，在用来把伞绳连接到飞机尾部的轭形接头撞击了锁钩支座后，打开偏心锁钩装置时发生了事故。

F-106 飞机的尾旋伞尺寸是这样的：在平尾旋中开伞以后，飞机需要转七圈才能改出。这种只有一点点余量的伞衣布，其缺陷可能使试飞员非常为难。

在可能的最不利的飞行条件下，对该系统功能的要求，是试图避免 F-4 尾旋改出伞一类事故的重演，在这次事故中，F-4 尾旋改出伞没能到达离开飞机足够远的距离之外开伞，以避开由平尾旋带来的不利流场。伞只不过在飞机的上方紧缩着并失去效用。

这种不利条件也可能在动压范围的另一端——高动压时出现。承包商在 F-111 飞机上按失速/过失速/尾旋大纲进行试验期间，曾遇到了滚转惯性交感问题。在操纵失效之后，改出尝试导致飞机在达到飞行手册规定的极限攻角时，经受了直到每秒 180 度的滚转速率。空速不断增加，并且在必须遵循的开伞高度上，空速达到 300 海里/小时指示速度，这大大超过伞的设计动压极限。伞被打开了，但撕裂了，不过产生了足够的恢复力矩使飞机达到了较低的攻角，飞机进入稳定状态并停止滚转。因此，在设计改出系统时，必须考虑所有可能的失控模式。

要求应急改出系统在最不利的操纵位置时应是有效的，即，即使完全保持顺尾旋操纵，该系统也应当能有效地改出。为什么呢？因为使用飞行操纵系统(FCS)对设计者来说将是有效的这个问题，已提出了异议。这里存在一个裁决因素。如果上述标准不利地影响着外形修改、费用等等，那么，订货部门和承包商可以运用这一裁决。双方都必须充分了解调整（即折衷方案）的效果，即如果伞仅按中立操纵面来定尺寸，而驾驶员使用了错误的操纵，飞机能改出吗？伞会起作用吗？

应当就伞是否必要的问题提出询问。本节的意图是就设计目的而言需要伞，如果后来的试验表明该伞是不必要的，则应放弃它。承包商可以根据确凿的证据申请免除并可以准许免除，但是，最好是一开始就预先考虑这个系统，以便不致使大纲延期。显然，如果正在购买

塞斯纳(Cessna) 150, 则将不需要尾旋伞, 并准许自动放弃它。

II类和III类飞机关于对改出装置的需要性是以“未确定的”方式论述的。再者, 这必须由订货部门作出判断。一架带有高T形尾翼的新机设计应要求改出系统, 直到减轻了对深度失速的担心为止。

3.2.2 飞行试验仪器

规 范

“承包商应按照订货部门的批准提供机载仪器(6.2.1[e])。当预料会有很高的角速度时, 可要求可变范围的或附加的速率陀螺, 以便对失速前和过失速状态均能提供足够的分辨力。仪器的频率响应必须适合于测量象失速前抖振那样的高频现象。除了在应急状态时开动之外, 飞行试验辅助液压和电动系统不应限制试验机的任务时间。辅助电源系统的开动不应妨害数据采集。当预先研究或最初的飞行试验结果表明, 飞机结构或外挂物悬挂设备可能经受接近或超过设计值的失速/过失速载荷时, 从强度的目的出发, 应考虑给出附加的仪器。”

讨 论

尾旋飞行试验要求足够的定量资料。一些定性的大纲过去几乎没留下什么久用的数据, 而且, 一些误人的谣传仍继续存在。可以预料, 对不同改出技术的相对价值的唯一正确评价将来自于对上述各种飞行中获得的数据所做的工程分析。

还有, 要求由订货部门批准, 因为他们应当知道什么参数以及有多少参数需要加以显示。为了研究稳定性, 也许需要发展参数识别技术, 与这些技术有关的是最小采样率和某个最小可接受的“噪声”, 其中每项都需要制定计划。在订计划阶段, 讨论这种性质时, 与飞行试验机构密切结合是极为重要的。

要求按大纲飞行尽可能地定期完成, 并且把每次飞行的数据增至最多。上述的飞行应当只受飞机续航时间的限制, 而不应受数据系统结构的限制。

最近F-111失速/尾旋试验飞机在应急电动和液压装置设计方面提供了一个能源不足的实例。F-111数据采集系统在从飞机电源转换到电瓶电源直到启动应急系统之后, 约有5秒钟的自动校准周期。结果, 为了预防危急时期的数据丢失, 应急电并在失速进入之前就必须起作用, 而不是在应急电源实际需要它们时才起作用。这限制了任务的时间, 因为每次进行试验都要用电瓶且远在装载的燃料用尽之前就消耗完了。如果不把该校准特点设计入该系统(例如, 在数据系统停止工作之前进行校准), 该电瓶可能仅在必要时使用。这样, 任务时间就仅仅受飞机限制。这后一校准方法, 在最近的F-4失速/尾旋飞机上被使用。在临界飞行范围内的任何数据中断都是完全不可接受的。

稳定性参数通常不是失速方面的限制因素。结构方面的考虑常常是最为重要的并且必须考虑合适的仪表。C-141失速的限制因素是尾翼上的结构载荷。欧州已叙述了在极度偏离时发动机外壳/转子组件的接触问题。虽然这些例子是罕见的, 但可以要求专门的仪表, 以控制可能出现问题的某些区域。

虽然合成的结构载荷由于低动压而可能在极限范围之内, 但在失控机动飞行中所达到的最大滚转和偏航速率可能超过飞行手册上已公布的极限。在制定计划阶段应当提及这一问

题, 并采取适当的措施(结构加强、测试仪表)。

3.2.3 座舱仪表和布置

规 范

“在试验机内的座舱显示器, 特别是指示速度、高度、攻角、转弯/侧滑、法向加速度、失速警告、姿态参数以及发动机参数的诸仪表, 应是安装在生产型飞机上的那些类型。当装备有专用的攻角、侧滑角以及偏航速率指示器时, 它们应当易于判读并和生产型指示器工作情况一致(即: 刻度盘旋转方向相同)。除非另有规定, 否则, 象机载数据处理系统、音频磁记录器、陀螺锁以及照像机的开关控制, 应能从驾驶员位置和其它机组人员座位处进行操纵, 或为了减轻驾驶员的负担而由地面进行遥控(6.2.1[f])。生产型驾驶员约束系统, 应经预先研究和充分的飞行试验, 当其结果可以用来表明, 乘员处的角速度和加速度不会使驾驶员应用改出操纵变得无能为力或大大受到阻碍后, 方能使用。”

讨 论

在试验大纲实施期间向驾驶员提供足够信息的这种必要性已得到公认, 因此, 需要有专门的指示器。然而, 必须向试飞员提供使他能将试验参数和印象同工作状态联系起来的典型环境。拍摄尾旋运动的座舱象机应当拍摄出尽可能代表生产型飞机的仪表板指示器。除了试验用的机头空速管支杆外, 还可以考虑与生产型空速传感器合用(如果可能的话)。例如, 在F-4尾旋时, 装在垂直尾翼上的生产型探头其空速指示和高度表延迟怎么样? 象按相同方向转动的刻度盘这样简单的东西, 在设计阶段是易于处理的, 而在试验装置完成之后就难以修改了。F-4飞机生产型和专用攻角指示器旋转方向相反, 这是应当避免的。上述专用仪表应当安排得易于判读(大的刻度), 而且, 在座舱中安放时应使生产型仪表保持其正常的位置。例如, 上述专用仪表可能取代平视显示器控制装置或雷达等。

从其它位置可对专用系统进行操作的这一要求, 提出了需要其它空勤人员的观点。过去由空军飞行试验中心(AFFTC)在双座飞机上实施的大纲中认为, 为了有效地实施该大纲, 第二个空勤人员是必要的。对照每次飞行获得的数据来看, 结果是可靠的。试飞员从超音速和跨音速减速转弯进入尾旋范围, 同时试图评价警告、偏离、失控特性以及改出操纵效能和随后的动态, 将是非常紧张的。因此, 减轻驾驶员鉴定时的一切非必要的工作(例如专用系统的启动、试飞仪器的开关等), 对于大纲实施是有利的。这将给驾驶员以时间, 来建立所要求的进入状态, 按计划进行机动飞行和完成俯冲拉起, 而排除无关的、使精力分散的任务。从而使工程组获得了更多的资料和增加了好些见识及有关的试验数据。

已在许多战斗机型飞机上用专门的约束系统完成了尾旋试验。规范关心的是辅助系统不能应用于作战驾驶员。为了安全, 开始可要求专用的安全带, 但是, 生产型的系统也应予以鉴定。如果速率太快以及生产型安全带不合适的话, 则必须重新设计并应当象试验大纲所推荐的那样予以鉴定。

显然, 所有专用仪表和供应急系统用的接通开关都必须这样来设置, 以便驾驶员们在使用锁定约束时能够看到和摸到它们。还有, 这必须仔细地制定计划。因为对于飞行前的充分的试验计划的重要性有可能未给予足够的重视。如果在计划工作一开始就对该任务给予适当的注意, 就能在几乎不受费用影响的情况下极为容易地完成任务。

3.2.4 机载像机

规 范

“座舱内和座舱外的两台前视摄影机用于记录飞机运动，这些相机应以每秒 24 幅画面的拍摄速度进行工作，以供实时影片观察用。并提供足够的胶片，以确保每项试验任务都有代表性的记录资料。作为定量的数据采集系统的一个完整部分，机载相机可以在任何适当的拍摄速度下工作。除非另有合适的测量，否则应使用机载相机以适当的拍摄速度对应急改出系统的工作进行记录。”

讨 论

本节的目的在于保证工程人员有足够的书面证据，以便在大纲结束时作成简报和训练影片。已经发现，面对面地向作战驾驶员们介绍简报是传递试验结果的最有效的方法。确实，象尾旋那样使人慌乱、晕头转向和难以描述的情况，影片实况才是真正有价值的无数语言，因此，记录影片就成为关键的数据要求。事实上，如果照像机的作用范围不适合，则在摄影问题得到解决之前，取消飞行就常常是合理的。在上述书面证据上所花的费用与获得的收益相比则是微不足道的。

充足的影片供应问题在设计阶段是最易解决的。如果空间配置限制照相机的尺寸，那么，就应当采取能由一名空勤人员很容易地更换电影胶片盒的这种形式。在过去的大纲中，由于对大纲的目的计划不周和考虑不当，这种问题就太普遍了。

供训练用的电影，要求有 24 幅/秒(fps) 的胶片速度。如果胶卷是在快于或慢于 24 幅/秒情况下曝光，当必须复制剪接或分段复制时，质量就会有所降低。

应当始终以合适的帧频为拍摄尾旋伞打开的画面作好准备，不过，对于边条或火箭改出系统的测试装置，最好的方法并不是照像法。

对于机外相机的位置/配置也应给予充分的考虑。正如使用尾旋伞时的改装固定情况一样，要求不改变气动力特性。

3.3 飞行试验实施

规 范

“承包商应负责按照本规范验证飞机的飞行特性。然而，承包商和订货部门的飞行试验机构可以对要求的机动动作各自分担一个预定的百分比。可以指定飞行试验机构担负试验/工程任务的咨询工作、见证职责或者负责实际试验的指导活动，但在主要的验证要求方面不能代替承包商。当飞机只有唯一的一套操纵机构时，订货部门应在试验的每个阶段，参与飞行一些由承包商和订货部门共同商定的、有代表性的任务(6.2.1[1])。如果带有座舱操纵机构的第二个座位可供使用的话，订货部门可以委派一名空勤人员参与全部飞行。此外，要有一名合格的专业试飞员，作为机长，他应该飞完由承包商和订货部门之间商定的飞行试验数据任务的数量。”

*：可能指的是观看尾旋记录影片。——译注。