



咨询通告

中国民用航空总局

编 号:AC-21-05

生效日期:1997年4月8日

初级类航空器适航标准 ——甚轻型飞机

航空器适航司

中国民用航空总局航空器适航司

咨 询 通 告

编 号:AC-21-05

生效日期:1997年4月8日

编制部门:AC

批准人:吴翔如

初 级 类 航 器 适 航 标 准 —— 甚 轻 型 飞 机

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告为初级类航空器——甚轻型飞机提供了一种可接受的适航标准,供申请人用以表明符合中国民用航空规章第二十一部《民用航空产品和零部件合格审定的规定》中第十二条“适用规章的确定”和第十八条“颁发型号合格证件”的有关要求。

1.2 依据

本咨询通告依据中国民用航空规章第二十一部(CCAR—21)制定。

1.3 撤消 (备用)

1.4 相关文件

(1)中国民用航空规章第二十一部《民用航空产品和零部件合格审定的规定》(CCAR—21);

(2)中国民用航空规章第二十三部《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》(CCAR—23);

(3)中国民用航空规章第三十三部《航空发动机适航标准》

(CCAR—33);

(4)中国民用航空规章第三十五部《螺旋桨适航标准》(CCAR—35)。

1.5 适用范围

本咨询通告所提供的适航标准适用于任何选择其作为审定基础以期获得或修订型号合格证件的初级类航空器——甚轻型飞机的型号合格审定。

申请以本咨询通告所提供的适航标准为审定基础的航空器必须符合 2. 中初级类航空器的定义和本咨询通告提供的标准中适用范围的要求。

1.6 背景和说明

初级类航空器具有设计和制造相对简单,所需投入不大,价格低廉,使用维护简便等特点。随着我国经济和航空制造业的发展,该类航空器在飞行训练、农林作业、航空摄影、宣传广告等通用航空领域和个人用途、航空体育等方面在我国形成了一定的供需市场。

对于此类航空器,根据国际上的普遍做法,民航总局航空器适航司在广泛征求公众意见的基础上,经过三年的试行,正式采用其他国家适航当局颁布的一些适航标准作为我国初级类航空器可接受的适航标准的时机已成熟。因此,本咨询通告将欧洲联合民航局(JAA)颁布的《联合航空要求——甚轻型飞机》(JAR—VLA)作为中国民用航空总局可接受的初级类航空器——甚轻型飞机的适航标准。

2. 定义

(1)初级类航空器 凡符合下述条件的航空器为初级类航空器:

(a)无动力驱动或由一台自然吸气式发动机驱动,在标准海平面大气条件下,失速速度 V_{SO} 不大于 113 公里/小时(61 节);如为旋

翼航空器,主旋翼桨盘载荷限制值为 29.3 公斤/平方米(6 磅/平方英尺);

(b)重量不大于 1225 公斤;

(c)包括驾驶员在内,最大乘坐量不超过 4 人;

(d)座舱不增压。

(2)局方 是指民航总局负责民用航空产品和零部件合格审定的职能机构以及授权或委托的机构或任何人。

3. 适用的适航标准

任何申请人均可以《联合航空要求——甚轻型飞机》作为适航标准申请符合本咨询通告 1.5 规定的航空器的型号合格审定,适用的修正案由局方确定。JAR—VLA(第一版,1990 年 4 月 26 日颁布)的中译文附后作为本咨询通告的附件。

4. 附则

本咨询通告由中国民用航空总局航空器适航司负责解释。

本咨询通告自一九九七年四月八日起生效。

附 件

联 合 航 空 要 求

JAR—VLA

甚 轻 型 飞 机

1990 年 4 月 26 日

总 目

JAR—VLA

甚 轻 型 飞 机

前 言

有效页次

序言

第一部分

A 分部——总则

B 分部——飞行

C 分部——结构

D 分部——设计与构造

E 分部——动力装置

F 分部——设备

G 分部——使用限制和资料

附录 A、B、C、F 和 H

第二部分——符合性验证的可接受的方法和解释(ACJ)

目 录(细 目)

JAR—VLA

甚 轻 型 飞 机

节、段

前言	(F—1)
有效页次	(CL—1)
序	(P—1)

第一部分——要求

总则和介绍	(1—0—1)
-------------	---------

A分部——总则

JAR—VLA 1 适用范围	(1—A—1)
JAR—VLA 3 飞机类别	(1—A—1)

B分部——飞行

总 则

JAR—VLA 21 证明符合性的若干规定	(1—B—1)
JAR—VLA 23 载重分布限制	(1—B—1)
JAR—VLA 25 重量限制	(1—B—1)
JAR—VLA 29 空重和相应的重心	(1—B—2)
JAR—VLA 33 螺旋桨转速和桨距限制	(1—B—2)

性 能

JAR—VLA 45 总则	(1—B—3)
JAR—VLA 49 失速速度	(1—B—3)
JAR—VLA 51 起飞	(1—B—3)
JAR—VLA 65 爬升	(1—B—4)

JAR—VLA	75	着陆	(1—B—4)
JAR—VLA	77	中断着陆	(1—B—4)

飞行特性

JAR—VLA	141	总则	(1—B—4)
---------	-----	----------	---------

操纵性和机动性

JAR—VLA	143	总则	(1—B—5)
JAR—VLA	145	纵向操纵	(1—B—5)
JAR—VLA	153	着陆操纵	(1—B—6)
JAR—VLA	155	机动飞行中升降舵的操纵力	(1—B—6)
JAR—VLA	157	滚转率	(1—B—6)

配 平

JAR—VLA	161	配平	(1—B—6)
---------	-----	----------	---------

稳 定 性

JAR—VLA	171	总则	(1—B—7)
JAR—VLA	173	纵向静稳定性	(1—B—7)
JAR—VLA	175	纵向静稳定性的演示	(1—B—8)
JAR—VLA	177	航向和横向静稳定性	(1—B—8)
JAR—VLA	181	动稳定性	(1—B—8)

失 速

JAR—VLA	201	机翼水平失速	(1—B—9)
JAR—VLA	203	转弯飞行失速和加快失速	(1—B—9)
JAR—VLA	207	失速警告	(1—B—10)

尾 旋

JAR—VLA	221	尾旋	(1—B—10)
---------	-----	----------	----------

地面和水上操纵特性

JAR—VLA	231	纵向稳定性和操纵性	(1—B—11)
JAR—VLA	233	航向稳定性和操纵性	(1—B—11)
JAR—VLA	235	滑行条件	(1—B—11)
JAR—VLA	239	喷溅特性	(1—B—11)

其它飞行要求

JAR—VLA	251	振动和抖振	(1—B—11)
---------	-----	-------------	----------

C 分部——结构

总 则

JAR—VLA	301	载荷	(1—C—1)
JAR—VLA	303	安全系数	(1—C—1)
JAR—VLA	305	强度与变形	(1—C—1)
JAR—VLA	307	结构符合性的证明	(1—C—1)

飞行载荷

JAR—VLA	321	总则	(1—C—2)
JAR—VLA	331	对称飞行情况	(1—C—2)
JAR—VLA	333	飞行包线	(1—C—2)
JAR—VLA	335	设计空速	(1—C—3)
JAR—VLA	337	限制机动载荷系数	(1—C—4)
JAR—VLA	341	突风载荷系数	(1—C—4)
JAR—VLA	345	增升装置	(1—C—4)
JAR—VLA	347	非对称飞行情况	(1—C—5)
JAR—VLA	349	滚转情况	(1—C—5)
JAR—VLA	351	偏航情况	(1—C—5)
JAR—VLA	361	发动机扭矩	(1—C—5)
JAR—VLA	363	发动机架的侧向载荷	(1—C—6)
JAR—VLA	369	机翼后撑杆的特殊情况	(1—C—6)
JAR—VLA	373	速度控制装置	(1—C—6)

操纵面和操纵系统载荷

JAR—VLA	391	操纵面载荷	(1—C—6)
JAR—VLA	395	操纵系统载荷	(1—C—6)
JAR—VLA	397	限制驱动力和扭矩	(1—C—7)
JAR—VLA	399	双操纵系统	(1—C—7)
JAR—VLA	405	次操纵系统	(1—C—8)
JAR—VLA	407	配平调整片的影响	(1—C—8)
JAR—VLA	409	调整片	(1—C—8)
JAR—VLA	415	地面突风情况	(1—C—8)

平 尾

JAR—VLA	421	平衡载荷	(1—C—9)
JAR—VLA	423	机动载荷	(1—C—9)
JAR—VLA	425	突风载荷	(1—C—11)

JAR—VLA 427 非对称载荷 (1—C—12)

垂 尾

JAR—VLA 441 机动载荷 (1—C—12)

JAR—VLA 443 突风载荷 (1—C—12)

JAR—VLA 445 外侧垂直安定面 (1—C—13)

尾翼补充情况

JAR—VLA 447 尾翼上的组合载荷 (1—C—13)

JAR—VLA 449 施加于 V 形尾翼的附加载荷 (1—C—14)

副翼、襟翼和特殊装置

JAR—VLA 455 副翼 (1—C—14)

JAR—VLA 457 襟翼 (1—C—14)

JAR—VLA 459 特殊装置 (1—C—14)

地 面 载 荷

JAR—VLA 471 总则 (1—C—14)

JAR—VLA 473 地面载荷情况和假定 (1—C—15)

JAR—VLA 477 起落架布置 (1—C—15)

JAR—VLA 479 水平着陆情况 (1—C—15)

JAR—VLA 481 尾沉着陆情况 (1—C—15)

JAR—VLA 483 单轮着陆情况 (1—C—15)

JAR—VLA 485 侧向载荷情况 (1—C—16)

JAR—VLA 493 滑行刹车情况 (1—C—16)

JAR—VLA 497 尾轮补充情况 (1—C—16)

JAR—VLA 499 前轮补充情况 (1—C—16)

JAR—VLA 505* 滑橇式飞机的补充情况 (1—C—17)

水 载 荷

JAR—VLA 521 水载荷情况 (1—C—17)

应急着陆情况

JAR—VLA 561 总则 (1—C—17)

疲 劳 评 定

JAR—VLA 572 危及安全的结构元件 (1—C—18)

* 译注:参见 1—C—16 页的译注

D 分部——设计与构造

总 则

JAR—VLA	601	总则	(1—D—1)
JAR—VLA	603	材料和工艺质量	(1—D—1)
JAR—VLA	605	制造方法	(1—D—1)
JAR—VLA	607	自锁螺母	(1—D—1)
JAR—VLA	609	结构保护	(1—D—1)
JAR—VLA	611	可达性	(1—D—2)
JAR—VLA	613	材料的强度性能和设计值	(1—D—2)
JAR—VLA	615	设计性能	(1—D—2)
JAR—VLA	619	特殊系数	(1—D—2)
JAR—VLA	621	铸件系数	(1—D—3)
JAR—VLA	623	支承系数	(1—D—3)
JAR—VLA	625	接头系数	(1—D—3)
JAR—VLA	627	疲劳强度	(1—D—3)
JAR—VLA	629	颤振	(1—D—3)

机 翼

JAR—VLA	641	强度符合性的证明	(1—D—4)
---------	-----	----------------	---------

操 纵 面

JAR—VLA	651	强度符合性的证明	(1—D—4)
JAR—VLA	655	安装	(1—D—5)
JAR—VLA	657	铰链	(1—D—5)
JAR—VLA	659	质量平衡	(1—D—5)

操纵系统

JAR—VLA	671	总则	(1—D—5)
JAR—VLA	673	主飞行操纵器件	(1—D—5)
JAR—VLA	675	止动器	(1—D—5)
JAR—VLA	677	配平系统	(1—D—5)
JAR—VLA	679	操纵系统锁	(1—D—6)
JAR—VLA	681	限制载荷静力试验	(1—D—6)
JAR—VLA	683	操作试验	(1—D—6)
JAR—VLA	685	操纵系统的细节设计	(1—D—6)
JAR—VLA	687	弹簧装置	(1—D—6)
JAR—VLA	689	钢索系统	(1—D—7)

JAR—VLA	693	关节接头	(1—D—7)
JAR—VLA	697	襟翼操纵器件	(1—D—7)
JAR—VLA	699	襟翼位置指示器	(1—D—7)
JAR—VLA	701	襟翼的交连	(1—D—8)

起 落 架

JAR—VLA	723	减震试验	(1—D—8)
JAR—VLA	725	限制落震试验	(1—D—8)
JAR—VLA	726	地面载荷动态试验	(1—D—9)
JAR—VLA	727	储备能量吸收落震试验	(1—D—9)
JAR—VLA	729	起落架收放机构	(1—D—10)
JAR—VLA	731	机轮	(1—D—10)
JAR—VLA	733	轮胎	(1—D—10)
JAR—VLA	735	刹车	(1—D—11)
JAR—VLA	737	滑橇	(1—D—11)

浮筒和船体

JAR—VLA	751	主浮筒浮力	(1—D—11)
JAR—VLA	753	主浮筒设计	(1—D—12)
JAR—VLA	757	辅助浮筒	(1—D—12)

载人和装货设施

JAR—VLA	771	驾驶舱	(1—D—12)
JAR—VLA	773	驾驶舱视界	(1—D—12)
JAR—VLA	775	风挡和窗户	(1—D—12)
JAR—VLA	777	驾驶舱操纵器件	(1—D—12)
JAR—VLA	779	驾驶舱操纵器件的动作和效果	(1—D—13)
JAR—VLA	781	驾驶舱操纵手柄形状	(1—D—14)
JAR—VLA	783	出口	(1—D—15)
JAR—VLA	785	座椅、安全带和肩带	(1—D—15)
JAR—VLA	787	货舱	(1—D—16)
JAR—VLA	807	应急出口	(1—D—16)
JAR—VLA	831	通风	(1—D—16)

防 火

JAR—VLA	853	座舱内部设施	(1—D—17)
JAR—VLA	857	电搭铁	(1—D—17)
JAR—VLA	863	可燃液体的防火	(1—D—17)
JAR—VLA	865	飞行操纵系统和其它飞行结构的防火	(1—D—17)

其 它

JAR—VLA 871 定飞机水平的设施 (1—D—18)

E 分部——动力装置 总 则

JAR—VLA	901	安装	(1—E—1)
JAR—VLA	903	发动机	(1—E—1)
JAR—VLA	905	螺旋桨	(1—E—1)
JAR—VLA	907	螺旋桨振动	(1—E—1)
JAR—VLA	909	增压器	(1—E—2)
JAR—VLA	925	螺旋桨的间距	(1—E—2)
JAR—VLA	943	负加速度	(1—E—2)

燃油系统

JAR—VLA	951	总则	(1—E—3)
JAR—VLA	955	燃油流量	(1—E—3)
JAR—VLA	957	连通油箱之间的燃油流动	(1—E—3)
JAR—VLA	959	不可用燃油量	(1—E—3)
JAR—VLA	961	燃油系统在热气候条件下的工作	(1—E—3)
JAR—VLA	963	燃油箱:总则	(1—E—4)
JAR—VLA	965	燃油箱试验	(1—E—4)
JAR—VLA	967	燃油箱安装	(1—E—4)
JAR—VLA	969	燃油箱的膨胀空间	(1—E—5)
JAR—VLA	971	燃油箱沉淀槽	(1—E—5)
JAR—VLA	973	燃油箱加油口接头	(1—E—5)
JAR—VLA	975	燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放	(1—E—5)
JAR—VLA	977*	燃油滤网或燃油滤	(1—E—6)

燃油系统部件

JAR—VLA	991	燃油泵	(1—E—6)
JAR—VLA	993	燃油系统导管和接头	(1—E—6)
JAR—VLA	995	燃油阀和燃油控制器	(1—E—7)
JAR—VLA	999	燃油系统放油嘴	(1—E—7)

* 译注:此条编排不合理,应改为 997 条,排入燃油系统部件中。

滑油系统

JAR—VLA	1011	总则	(1—E—7)
JAR—VLA	1013	滑油箱	(1—E—8)
JAR—VLA	1015	滑油箱试验	(1—E—8)
JAR—VLA	1017	滑油导管和接头	(1—E—8)
JAR—VLA	1019	滑油滤网或滑油滤	(1—E—8)
JAR—VLA	1021	滑油系统放油嘴	(1—E—8)
JAR—VLA	1023	滑油散热器	(1—E—8)

冷 却

JAR—VLA	1041	总则	(1—E—9)
JAR—VLA	1047	活塞发动机飞机的冷却试验程序	(1—E—9)

液 体 冷 却

JAR—VLA	1061	安装	(1—E—9)
JAR—VLA	1063	冷却液箱试验	(1—E—10)

进 气 系 统

JAR—VLA	1091	进气	(1—E—10)
JAR—VLA	1093	进气系统的防冰	(1—E—10)
JAR—VLA	1101	汽化器空气预热器的设计	(1—E—11)
JAR—VLA	1103	进气系统管道	(1—E—11)
JAR—VLA	1105	进气系统的空气滤	(1—E—11)

排 气 系 统

JAR—VLA	1121	总则	(1—E—11)
JAR—VLA	1123	排气管	(1—E—12)
JAR—VLA	1125	排气热交换器	(1—E—12)

动力装置的操纵器件和附件

JAR—VLA	1141	总则	(1—E—12)
JAR—VLA	1143	发动机操纵器件	(1—E—13)
JAR—VLA	1145	点火开关	(1—E—13)
JAR—VLA	1147	混合比操纵器件	(1—E—13)
JAR—VLA	1163	动力装置附件	(1—E—13)
JAR—VLA	1165	发动机点火系统	(1—E—13)

动力装置防火

JAR—VLA	1182	防火墙后面的短舱区域	(1—E—14)
JAR—VLA	1183	导管、接头和部件	(1—E—14)
JAR—VLA	1191	防火墙	(1—E—14)
JAR—VLA	1193	发动机罩及短舱	(1—E—15)

F 分部——设备 总 则

JAR—VLA	1301	功能和安装	(1—F—1)
JAR—VLA	1303	飞行和导航仪表	(1—F—1)
JAR—VLA	1305	动力装置仪表	(1—F—1)
JAR—VLA	1307	其它设备	(1—F—2)
JAR—VLA	1309	设备、系统和安装	(1—F—2)

仪表:安装

JAR—VLA	1321	布局 and 可见度	(1—F—2)
JAR—VLA	1322	警告灯、戒备灯和提示灯	(1—F—2)
JAR—VLA	1323	空速指示系统	(1—F—2)
JAR—VLA	1325	静压系统	(1—F—2)
JAR—VLA	1327	磁航向指示器	(1—F—3)
JAR—VLA	1331	使用能源的仪表	(1—F—3)
JAR—VLA	1337	动力装置仪表	(1—F—3)

电气系统和设备

JAR—VLA	1351	总则	(1—F—3)
JAR—VLA	1353	蓄电池设计和安装	(1—F—4)
JAR—VLA	1357	电路保护装置	(1—F—5)
JAR—VLA	1361	总开关装置	(1—F—5)
JAR—VLA	1365	电缆和设备	(1—F—5)
JAR—VLA	1367	开关	(1—F—5)

灯

JAR—VLA	1384	外部灯	(1—F—6)
---------	------	-----------	---------

安全设备

JAR—VLA	1411	总则	(1—F—6)
---------	------	----------	---------

其它设备

JAR—VLA	1431	电子设备	(1—F—6)
JAR—VLA	1436	液压和人工的刹车系统	(1—F—6)

G 分部——使用限制和资料

JAR—VLA	1501	总则	(1—G—1)
JAR—VLA	1505	空速限制	(1—G—1)
JAR—VLA	1507	机动速度	(1—G—1)
JAR—VLA	1511	襟翼展态速度	(1—G—1)
JAR—VLA	1519	重量和重心	(1—G—1)
JAR—VLA	1521	动力装置限制	(1—G—2)
JAR—VLA	1525	运行类型	(1—G—2)
JAR—VLA	1529	维修手册	(1—G—2)

标记和标牌

JAR—VLA	1541	总则	(1—G—3)
JAR—VLA	1543	仪表标记:总则	(1—G—3)
JAR—VLA	1545	空速指示器	(1—G—3)
JAR—VLA	1547	磁航向指示器	(1—G—4)
JAR—VLA	1549	动力装置仪表	(1—G—4)
JAR—VLA	1551	滑油油量指示器	(1—G—4)
JAR—VLA	1555	操纵器件标记	(1—G—4)
JAR—VLA	1557	其它标记和标牌	(1—G—4)
JAR—VLA	1559	使用限制标牌	(1—G—5)
JAR—VLA	1561	安全设备	(1—G—5)

飞机飞行手册和批准的手册资料

JAR—VLA	1581	总则	(1—G—5)
JAR—VLA	1583	使用限制	(1—G—6)
JAR—VLA	1585	使用数据和程序	(1—G—6)
JAR—VLA	1587	性能资料	(1—G—6)
JAR—VLA	1589	载重资料	(1—G—7)

附 录

附录 A	(1—APP A—1)
------------	-------------

附录 B	(1—APP B—1)
附录 C	(1—APP C—1)
附录 F	(1—APP F—1)
附录 H	(1—APP H—1)

第二部分 符合性验证的可接受方法和解释(ACJ)	(2—0—1)
--------------------------	-------	---------

前 言

1. 某些欧洲国家的民用航空当局已同意了共同理解的和细化了的适航要求(称为联合航空要求(JAR)),目的是为了在联合经营方面把型号合格审定的问题减至最少,同时也是为了便于航空产品的进出口。

2. 参加国的民用航空当局已承认,JAR可作为一种可接受的,表明符合其国家适航法规的基准。

3. 美国联邦航空局的 FAR 23 部为 JAR 中的甚轻型飞机*的条款(JAR—VLA)提供了样式。并在适用之处被加以选用。

4. 本 JAR—VLA 的某些要求,特别是在 F 分部中,对设备的安装要求,以及在某些情况下,对设备的设计和性能规定了要求。与 JAR—VLA 的其余部分一样,为了型号合格审定的目的,对这些要求,作为表示符合其本国的法规,力图做到让所有的参加国当局都能接受。但应记住,为了使用的目的,航空产品入口国可以要求加装在 JAR 中要求的设备以外的设备。

5. B 和 G 分部性能要求是以下列假设为依据制定的:由此得出的性能数据将与性能使用规则(它是对这些性能要求的补充)配合使用。

6. 本 JAR 要求的进一步发展,将遵从已达成协议的修正程序。广泛地说,这些程序使 JAR—VLA 的修正建议,可由任何参加国的民用航空当局提出,也可由在联合指导议事会(Joint Steering Assembly)里有代表的任何组织提出。

7. 民用航空当局已同意,在没有按照协议的程序对 JAR—VLA 的修正提出建议之前,他们将不单方面地对其本国法规作修正。

8. 本 JAR—VLA 所用的专门术语的定义和缩写字已纳入 JAR—1:定义和缩写字之中。

9. 对本 JAR—VLA 正文的修正,开始通常以‘橙皮书’修正的形式颁发。这些‘橙皮书’修正表明了生效日期,并且表明自生效之日开始,其具有与 JAR—VLA 同样的资格和适用范围。橙皮书修正以‘更改’的形式编入出版的正文。

10. 新的、修正了的和纠正了的正文用粗括号插入。

* 甚轻型飞机(Very Light Aeroplane)的定义为最大审定起飞重量不超过 750 公斤的飞机

联合航空要求
有效 页 次
甚 轻 型 飞 机

第一版,日期 1990年4月26日

现行有效的JAR—VI.A的页次如下:*

页次号	生效日期
标题页	—
ii	90.4.26
C—1 至 C—10	90.4.26
F—1	90.4.26
F—2	90.4.26
CL—1	90.4.26
CL—2	90.4.26
P—1	90.4.26
P—2	90.4.26
1—0—1	90.4.26
1—0—2	90.4.26
1—A—1	90.4.26
1—A—2	90.4.26
1—B—1 至 1—B—8	90.4.26
1—C—1 至 1—C—14	90.4.26
1—D—1 至 1—D—14	90.4.26
1—E—1 至 1—E—12	90.4.26
1—F—1 至 1—F—6	90.4.26
1—G—1 至 1—G—6	90.4.26
1—App A—1 至 1—App A—8	90.4.26
1—App B—1 至 1—App B—6	90.4.26
1—App C—1	90.4.26
1—App C—2	90.4.26
1—App F—1	90.4.26
1—App F—2	90.4.26
1—App H—1 至 1—App H—30	90.4.26
2—0—1	90.4.26
2—0—2	90.4.26
2—1 至 2—12	90.4.26

* 译注:此有效页次是指原文的页次,译文不完全对应。

序

JAR—VLA

JAR—VLA 于 1990 年 4 月 26 日颁发并自该日起生效。

第一部分——要求

1. 总 则

本第一部分内容为对甚轻型飞机的要求。

2. 引 言

- 2.1 JAR—VLA 的要求条文,以活页且每页有两栏的形式提出*,每页由颁发日期或以修正或再版的更改号加以识别。
- 2.2 一般来说,JAR 的节段具有与相应的 FAR 部份同样的编号。在新的 JAR 资料被引入 FAR 已经论及的条目之处时,这些资料包含在相关的 FAR 部份的编号系统之内。在新的 JAR 资料被引入,而在 FAR 中没有相关部份时,为其所选择的编号是试图将新资料放入 FAR 编号系统内的正确的条文关联之处。
- 2.3 副标题以斜体字排入**。
- 2.4 新的、修正了的和纠正了的正文用粗括号插入。

* 译注:译本以通栏形式排出

** 译注:译本以书写体排入

A 分部 总 则

JAR—VLA 1 适用范围

(a)本 JAR—VLA 规定颁发和更改单发(火花或压缩点火)的不多于双座的、最大审定起飞重量不大于 750 公斤和失速速度在着陆构形中不大于 45 节(CAS 校正空速)的飞机型号合格证用的适航标准。这种批准仅限于昼间——目视飞行规则的飞行。

(b)每一个为此申请或者更改型号合格证的人员,必须表明符合在此说明的适用要求(见 ACJ VLA 1)

JAR—VLA 3 飞机类别

本 JAR—VLA 适用于非特技飞行的飞机。非特技飞行包括——

- (a)正常飞行中遇到的任何机动;
- (b)失速(不包括尾冲失速);
- (c)坡度不大于 60°的缓 8 字飞行、急上升转弯和急转弯。

B 分部 飞 行

总 则

JAR—VLA 21 证明符合性的若干规定

(a)本分部的每项要求,在申请审定的载重状态范围内,对重量和重心的每一种相应的组合,均必须得到满足。证实时必须按下列规定:

(1)用申请合格审定的该型号飞机进行试验,或根据试验结果进行与试验同样准确的计算;

(2)如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性,则应对重量和重心的每种组合进行系统的检查。

(b)在飞行试验中,对规定值的一般的允差如下表,但在一些特定试验中可容许更大允差:

项 目	允 差	
重量	+5%	-10%
受重量影响的临界项目	+5%	-1%
重心	整个范围的±7%	

(c)按本分部确定的数据和特性的验证不需要特殊的驾驶技巧、机敏或特别有利的状态。(参见 ACJ VLA 21(c))

(d)必须考虑由雨和昆虫聚集引起性能和飞行特性的明显变化。(参见 ACJ VLA 21(d))

JAR—VLA 23 载重分布限制

必须制定飞机可以安全运行的重量和重心范围,如果某些可能的载重情况会引起重心横向位置明显的变化,则必须包括横向重心范围。(参见 ACJ VLA 23)

JAR—VLA 25 重量限制

(a)最大重量 最大重量是指飞机在符合本部每项适用要求时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件:

(1)飞机重量不超过下列值:

- (i) 申请人选定的最重的重量；
- (ii) 最大设计重量，即表明符合本部每项适用的结构载荷情况的最重的重量；
- (iii) 表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(2) 假定每个座椅上的乘员重量为 86 千克，则飞机最大重量应不小于下列情况之一的重量：

(i) 每个座椅均坐人，装满滑油，燃油至少足以供给发动机在额定最大连续功率下工作一小时；

(ii) 一位驾驶员，装满滑油，燃油箱装满。

(b) 最小重量 必须制定最小重量(表明符合本部每项适用要求的最轻重量)，使之不大于下列重量之和：

- (1) 按 JAR—VLA 29 确定的空重；
- (2) 驾驶员的重量(按 55 公斤计算)；
- (3) 在最大连续功率下工作半小时所需的燃油量。

JAR—VLA 29 空重和相应的重心

(a) 空重和相应的重心必须用飞机称重的方法确定，称重时飞机上装有下列各项：

- (1) 固定配重；
- (2) 按 JAR—VLA 959 确定的不可用燃油；
- (3) 全部工作液体，包括下列各项：
 - (i) 滑油；
 - (ii) 液压油；和
 - (iii) 机上系统工作所需的其它液体。

(b) 确定空重时的飞机状态必须是明确定义的并易于再现。

JAR—VLA 33 螺旋桨转速和桨距限制

(a) 必须对螺旋桨转速和桨距值加以限制，以确保在正常工作状态下安全运行。

(b) 对于在飞行中不能操纵的螺旋桨必须满足下列规定：

(1) 在起飞和以速度 V_Y 进行初始爬升期间，发动机处于最大油门状态，螺旋桨必须限制发动机转速，使之不超过最大允许起飞转速；和

(2) 在 V_{NE} 下油门关闭或发动机失效的下滑期间，只要对发动机没有不利的影响，螺旋桨必须不允许发动机转速高于最大连续转速的 110%。

(c) 没有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨必须设计成：

- (1) 用可能的最低桨距来满足本条(b)(1)的要求；
- (2) 用可能的最高桨距来满足本条(b)(2)的要求。

(d) 带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨必须满足下列要求：

(1) 具有一种装置，在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速；

(2) 具有一种装置，在调速器不工作时，当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为满油门、飞机静止且无风时，能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%。

性 能

JAR—VLA 45 总则

除非另有规定,飞机必须按海平面标准大气条件和静止空气满足本分部的性能要求。
(参见 ACJ VLA 45)

JAR—VLA 49 失速速度

(a) V_{SO} 是失速速度(如能达到),或飞机的定常飞行的最小速度,以节计(校正空速),此时飞机仍可操纵并处于下列状态:

- (1) 本条(c)规定的功率状态;
- (2) 螺旋桨处于起飞位置;
- (3) 起落架在放下位置;
- (4) 襟翼在着陆位置;
- (5) 发动机罩通风片已关闭;
- (6) 重心处于允许范围的最不利位置;
- (7) 最大重量。

(b) V_{SO} 不得大于 45 节(校正空速)。

(c) V_{S1} 是失速速度(如能达到),或飞机定常飞行的最小速度,以节计(校正空速),此时飞机仍可操纵并处于下列状态:

- (1) 发动机慢车,油门收回;
- (2) 螺旋桨在起飞位置;
- (3) 飞机的形态处于用 V_{S1} 进行试验所具的状态;
- (4) 最大重量。

(d) 必须按 JAR—VLA 201 所规定的程序通过飞行试验来确定 V_{SO} 和 V_{S1} 。

JAR—VLA 51 起飞

(a) 必须确定从干燥、水平、硬质道面上起飞并爬升至 15 米障碍高度所需的距离,且该距离不许超过 500 米。

(b) 该距离必须用合理和保守的方式来确定,满足下列条件:

- (1) 发动机在经批准的使用限制内工作;
- (2) 发动机罩通风片在正常起飞位置。

(c) 爬升到高于起飞表面 15 米时,飞机必须达到不小于 $1.3V_{S1}$ 的速度。

(d) 在起飞距离测量起点飞机必须是静止的;测量水上飞机和水陆两用飞机起飞距离的起始点,可以取飞机速度不超过 3 节的一点。

JAR—VLA 65 爬升

飞机在如下状态时的稳定爬升率必须是至少 2 米/秒：

- (a) 不超过起飞功率；
- (b) 起落架收起；
- (c) 襟翼处于起飞位置；和
- (d) 发动机罩通风片处于冷却试验所用的位置上。

JAR—VLA 75 着陆

必须按下列条件确定从高于着陆表面 15 米的一点到飞机着陆并完全停止(对于水上飞机和水陆两用飞机的着水,则为 3 节左右的速度)所需的水平距离：

- (a) 降到 15 米的高度前,必须维持至少 $1.3V_{SI}$ 的校正空速定常下滑进场；
- (b) 着陆时必须避免大的垂直加速度,没有弹跳、前翻、地面打转、海豚运动或水上打转的倾向；
- (c) 必须表明飞机能从 15 米高度所处的状态,完全过渡到 JAR—VLA 77 的中断着陆状态。

JAR—VLA 77 中断着陆

为能中断着陆,飞机必须能保持：

- (a) 在海平面至少 $1:30$ 的定常爬升角；或
- (b) 在高度 3000 英尺和表明中断着陆过渡是安全的速度时的平飞,此时飞机处于下列状态
 - (1) 起飞功率；
 - (2) 起落架放下；和
 - (3) 襟翼处于着陆位置；但是,如果可以在两秒钟或更短的时间内安全收起襟翼,且没有高度损失和突然的迎角变化,也不需要特殊的驾驶技巧,则襟翼可以收起。

飞 行 特 性

JAR—VLA 141 总则

在正常预期运行高度上飞机必须满足 JAR—VLA 143 至 251 的要求。

操纵性和机动性

JAR—VLA 143 总则

(a)在下列过程中,飞机必须可以安全地操纵并可以安全地进行机动:

- (1)起飞;
- (2)爬升;
- (3)平飞;
- (4)下降;
- (5)着陆(襟翼展态和收态下的有动力和无动力着陆)。

(b)必须能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态(包括转弯和侧滑),并在任何可能的使用条件下没有超过限制载荷系数的危险。

(c)如果存在与所需的驾驶员体力有关的临界情况,则“所需的驾驶员体力”必须用定量试验予以表明,且在任何情况下均不超过下表中规定的限度:

施加在操纵器上的力 (以 10 牛顿为单位)	俯 仰	滚 转	偏 航	襟翼、配平调整片、 起落架等
(a)短暂作用				
驾驶杆	20	10	...	
驾驶盘(轮缘)	25	20	...	
方向舵脚蹬	40	
其它操纵器	20
(b)持续作用	2	1.5	10	

JAR—VLA 145 纵向操纵

(a)当飞行速度低于 $1.3V_{S1}$ 时,必须有可能使机头下沉,以便使速度很快到达 $1.3V_{S1}$ 。

这必须以飞机所有可能构形、最大连续功率和慢车功率状态并且飞机配平于 $1.3V_{S1}$ 来表明。

(b)在整个相应的飞行包线内必须能够改变飞机构形(起落架、襟翼等)而操纵力不超出 JAR—VLA 143(c)规定的值。

(c)对于所有允许的重心位置和发动机功率状态,机头必须能在 V_{DF} 下抬起。

(d)必须能保持定常直线飞行并能向爬升、下降或转弯飞行过渡,而操纵力不超过 JAR—VLA 143(c)规定的值。

(e)在以速度为 $1.1V_{S1}$ 、功率为不大于最大连续功率的定常水平飞行期间,当襟翼从任何位置收起时飞机必须能保持近似的平飞。

(f)对于 JAR—VLA 161(b)(1)所要求的任何配平设定,飞机必须能以所需的构形起飞、爬升、下降和着陆而没有任何不利影响且操纵力可接受。

JAR—VLA 153 着陆操纵

处于着陆形态的飞机必须在下列条件下有可能安全地完成进场后的着陆动作：

- (a)速度比 JAR—VLA 75 所要求的速度小 5 节,飞机处于配平或尽可能接近配平；
- (b)在整个机动过程中,不移动配平机构位置,在着陆拉平期间也不增加功率；
- (c)无动力。

JAR—VLA 155 机动飞行中升降舵的操纵力

转弯期间或从机动中改出时升降舵操纵力必须是:增大载荷系数,则需要增大操纵力。必须通过飞行测量表明每“g”杆力是:净构形时达到正的限制机动载荷系数所需的杆力不小于 70 牛顿。

JAR—VLA 157 滚转率

(a)起飞 必须能在下列状态下使用有利的操纵组合,将飞机在 5 秒内从 30°坡度的定常转弯中滚过 60°进入反向转弯:

- (1)襟翼在起飞位置；
- (2)起落架收起；
- (3)最大起飞功率；
- (4)在直线飞行情况下,飞机在 $1.3V_{S1}$ 的速度上配平或尽可能接近配平。

(b)进场 必须能在下列状态下使用有利的操纵组合,将飞机在 4 秒内从 30°坡度的定常转弯中滚过 60°进入反向转弯；

- (1)襟翼在放下位置；
- (2)起落架在放下位置；
- (3)发动机在慢车功率和在平飞所需功率；和
- (4)飞机配平于 $1.3V_{S1}$ 。

配 平

JAR—VLA 161 配平

(a)横向和航向配平 在以 $0.9V_H$ 或 V_C (取小者)的平飞中飞机必须保持绕滚转和偏航轴的配平状态,此时各操纵器松浮。(V_H 是最大连续功率时的最大平飞速度)。

(b)纵向配平

- (1)飞机必须能保持从 $1.4V_{S1}$ 至 $0.9V_H$ 或 V_C (取小者)的任何速度平飞的纵向配平。
- (2)在下列过程中飞机必须能保持纵向配平:
 - (i)以最大连续功率且速度 V_Y 爬升,起落架和襟翼在收起位置；
 - (ii)以慢车功率且速度 $1.3V_{S1}$ 下降,起落架放下且襟翼处于着陆位置。

稳 定 性

JAR—VLA 171 总则

飞机必须按照 JAR—VLA 173 至 JAR—VLA 181 的规定,是纵向、航向和横向稳定的。此外,如果试飞表明对安全运行有必要,则在服役中正常遇到的任何条件下,飞机必须有合适的稳定性和操纵感觉(静稳定性)。

JAR—VLA 173 纵向静稳定性

在 JAR—VLA 175 中规定的条件下,按指定的要求配平,升降舵操纵力和操纵系统摩擦力必须有如下特性:

(a)为获得并维持低于所规定的配平速度的速度,必须用拉力;为获得并维持高于所规定的配平速度的速度,必须用推力。该特性必须在能获得的任何速度予以证实,但杆力不必超过 180 牛顿,速度不必超过最大允许速度或低于定常不失速飞行的最小速度;

(b)当从本条(a)规定范围内的任何速度缓慢地松除操纵力时,空速必须回复到初始配平速度的 $\pm 10\%$ 范围内。

(c)杆力必须随着速度的变化而变化,任何明显的速度改变都应产生使驾驶员能明显感受的杆力。(参见 ACJ VLA 173 和 ACJ VLA 175)

JAR—VLA 175 纵向静稳定性的演示

必须按下列各项来表明纵向静稳定性:

(a)爬升 飞机速度在配平速度上下 15% 之间时,杆力—速度曲线必须具有稳定的斜率,飞机状态为:

- (1)襟翼在爬升位置;
- (2)起落架在收起位置;
- (3)至少 75% 最大连续功率;和

(4)飞机配平在 V_V ,但不需要小于 $1.4V_{S1}$ 或用于 JAR—VLA 1041 的动力冷却要求的符合性验证的速度。

(b)巡航 飞机速度在配平速度上下 15% 之间时,杆力—速度曲线必须具有稳定的斜率,但速度不超出 $1.3V_{S1}$ 至 V_{NE} 的范围。飞机状态为:

- (1)襟翼在收起位置;
- (2)起落架在收起位置;
- (3) 75% 的最大连续功率;
- (4)飞机配平于平飞。

(c)进场和着陆 速度在 $1.1V_{S1}$ 或 V_{FE} 或 $1.8V_{S1}$ (如果没有 V_{FE})之间,在下列条件下,杆力—速度曲线必须具有稳定的斜率:

- (1)襟翼在着陆位置;

- (2)起落架在放下位置；
- (3)发动机慢车；
- (4)飞机配平于 $1.3V_{S1}$ 。

(参见 ACJ VLA 173 和 ACJ VLA 175)

JAR—VLA 177 航向和横向静稳定性

(a)三向操纵的飞机 三向操纵的飞机的稳定性要求如下：

(1)航向静稳定性 用方向舵松浮时,从侧滑中改出的趋势来表示。当速度在从 $1.2V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间,对相应于起飞、爬升、巡航和进场形态的任一起落架位置和襟翼位置,以及直到最大连续功率的状态,必须表明是稳定的。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应。对更大的角度,直到相应于蹬满舵或方向舵脚蹬力达 JAR—VLA 143 的操纵力限制值的角度(取先出现之值)为止,且速度从 $1.2V_{S1}$ 到 V_A 时,方向舵脚蹬力不得有反逆现象；

(2)横向静稳定性 用在任一起落架位置和襟翼位置,从侧滑中抬起下沉机翼的趋势来表示。当速度在从大于 $1.2V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间,对任一起落架位置和襟翼位置,以及直到 75% 的最大连续功率状态,必须表明是稳定的。在 $1.2V_{S1}$,横向静稳定性至少应是中立的。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应,但在任何情况下不得小于 10° 坡度可以获得的侧滑角值；

(3)在速度为 $1.2V_{S1}$ 的直线定常侧滑飞行中,任一起落架位置和襟翼位置,以及直到 50% 的最大连续功率状态,副翼和方向舵的操纵行程和操纵力,必须随着侧滑角的增加而稳定的增加(但不必是线性的),直到侧滑角值增至与飞机型号相适应的最大值。对更大角度,直到副翼和方向舵用到满偏舵或操纵力达到 JAR—VLA 143 中的限制值的角度为止,方向舵脚蹬力不得有反逆现象。伴随侧滑必须有足够的坡度,以保持原来的航向。快速进入和退出最大侧滑角,不得产生不可控制的飞行特征。

(b)航向—横向连动操纵(或简化操纵)的飞机 航向—横向连动操纵的飞机的稳定性要求如下：

(1)航向稳定性必须用在任可形态下,可以从 45° 坡度快速地滚转到相反方向的 45° 坡度而不出现任何危险的侧滑特征来表明；

(2)横向稳定性必须用放弃操纵两分钟而飞机不会出现危险的姿态与速度来表明。试验必须在中等平静大气中进行,飞机配平在 $0.9V_H$ 或 V_C (取小者)的直线平飞状态,襟翼和起落架在收起位置,后重心。

JAR—VLA 181 动稳定性

(a)在相应于飞机形态的失速速度和最大允许速度之间产生的任何短周期振荡(不包括横向—航向的振荡),在主操纵处于下列状态时,必须受到重阻尼：

- (1)松浮状态；和
- (2)固定状态。

(b)在相应于飞机形态的失速速度和最大允许速度之间产生的任何横向—航向组合振荡(荷兰滚),在主操纵处于下列状态时,其振幅必须在 7 周内衰减到原来的 1/10：

- (1)松浮状态;和
- (2)固定状态。

失 速

JAR—VLA 201 机翼水平失速

(a)对于航向操纵和横向操纵相互独立的飞机,直到飞机失速时为止,必须能使用横向操纵产生和修正滚转,必须能使用航向操纵产生和修正偏航,两者均不得出现反操纵现象。

(b)对于航向和横向连动操纵的飞机(简化操纵),以及只有其中一种操纵的飞机,直到飞机失速时为止,必须能使用横向操纵产生和修正滚转,不得出现反操纵现象,不得引起过分的偏航。

(c)飞机的机翼水平失速特性必须按下述要求进行飞行演示:必须先操纵升降舵减小速度,直到速度稳定在略高于失速速度,再操纵升降舵,使速度降低不超过每秒一节,直到失速发生(以飞机出现不可控制的下俯运动来表明)或操纵杆达到止动点。在飞机失速之后,允许用正常的升降舵操纵改出失速。

(d)应按下列方法测量失速过程中的高度损失,除非特定型号飞机的特殊特征使其不适用:

(1)失速中的高度损失(有动力或无动力)规定为:飞机发生下俯时的高度与飞机恢复平飞时的高度之差(按灵敏的高度表试验装置所观察到的);

(2)在改出失速过程中,如果要用功率(推力),则所用的功率(推力)必须是由申请人为这种机动所选择的正常运行程序下所能采用的功率(推力),但是,在飞行操纵恢复之前,不得施加平飞所需的功率。

(e)在失速机动的改出阶段,必须有可能使用正常的操纵手段就能防止大于 15° 的滚转和偏航。

(f)必须在下列状态下表明符合本条的要求:

- (1)襟翼:完全收起位置,完全放下位置,以及中间位置(如果存在);
- (2)起落架:在收起位置和放下位置;
- (3)发动机罩通风片:相应于飞机形态;
- (4)动力:无功率(无推力),以及75%最大连续功率(推力);
- (5)配平:在 $1.5V_{S1}$ 或最小配平速度上配平,取大者;
- (6)螺旋桨:无功率状态时处于增速的最大位置。(参见ACJ VLA 201)

JAR—VLA 203 转弯飞行失速和加快失速

转弯飞行失速和加快失速必须按下列方法在飞行试验中演示:

(a)建立并保持 30° 坡度的协调转弯,使用升降舵稳定地并且逐渐地缩小半径进行减速,直到飞机失速或者升降舵达到止动点。减速率必须按下列要求保持常值,且:

- (1)对于转弯飞行失速,不得超过每秒1节;和

(2)对于加快失速,为每秒 3~5 节,并且稳定地增加法向过载。

(b)当飞机完全达到失速或升降舵达到它的止动点时,飞机必须有可能正常使用操纵恢复水平飞行而无下列特征:

- (1)过多的高度损失;
- (2)不恰当的上仰;
- (3)不可控制的尾旋趋势;
- (4)在建立的 30°坡度上向左右两侧超过 60°的横滚;和
- (5)对于加快进入失速,不允许超过最大允许速度或允许的限制载荷系数。

(c)必须在下列条件下表明符合本条要求:

(1)襟翼 对于转弯和加快的进入失速,在收起位置和完全放下位置。对于加快进入失速,如适用,还应包括中间位置;

- (2)起落架 收起位置和放下位置;
- (3)发动机罩通风片 与飞机形态相适应;
- (4)动力 75%最大连续功率;和
- (5)配平 $1.5V_{S1}$ 或最小配平速度,取其大值。

JAR—VI.A 207 失速警告

(a)在直线和转弯飞行中,襟翼和起落架在任一正常位置,必须要有一个清晰可辨的失速警告。

(b)警告可以通过飞机固有的气动力品质来实现,也可以借助在预期要发生失速的飞行状态下能作出清晰可辨的警告的装置来实现。但是,仅用要求驾驶舱内机组人员给予注意的目视失速警告装是不可接受的。

(c)必须在大于失速速度的某一范围内开始发出失速警告,并一直持续到失速发生。此范围不小于 5 节,但也不大于 10 节。

尾 旋

JAR—VI.A 221 尾旋

(a)飞机必须能用正常的尾旋改出方法从一圈尾旋或 3 秒钟的尾旋(取其时间较长者)中改出,改出所需的附加旋转不得超过一圈。此外必须满足下列要求:

(1)在襟翼收态和展态两种情况时均不得超过相应的空速限制以及正的机动载荷系数;

(2)在尾旋过程中,以及随后改出期间,驾驶杆不得有过分的向后压力;

(3)作任何操纵时,不得产生不可控制的尾旋。

对于襟翼展态情况的尾旋,在改出过程中襟翼可以收起。

(b)“不会进入尾旋”的飞机 如果一架飞机希望定义为“不会进入尾旋”的飞机,则其不会进入尾旋的特性必须用下列条件予以表明:

- (1)重量比申请批准的最大重量大 5%；
- (2)重心比申请批准的最后位置至少再后 3%的平均气动力弦；
- (3)使用的升降舵上偏角度比批准的升降舵限制偏度大 4°；
- (4)使用的方向舵偏度比批准的方向舵限制偏度在两个方向上都大 7°。

地面和水上操纵特性

JAR—VLA 231 纵向稳定性和操纵性

(a)陆上飞机在任何可合理预期的运行条件下,包括着陆或起飞期间发生回跳,不得有不可控制的前翻倾向。机轮刹车工作必须柔和,不得引起任何过渡的前翻倾向。

(b)水上飞机和水陆两用飞机,在水面上的任何正常使用速度上,不得有危险的或不可控制的海豚运动特性。

JAR—VLA 233 航向稳定性和操纵性

(a)飞机在地面或水面运行可预期的任何速度,在风速直到 10 节的 90°侧风中,不得有不可控制的地面或水面打转倾向。

(b)陆上飞机在按正常着陆速度作无动力着陆时,必须有满意的操纵性,而不要求特殊的驾驶技巧或机敏,无需利用刹车或发动机动力来维持直线航迹。

(c)飞机在滑行时必须有足够的航向操纵性。

JAR—VLA 235 滑行条件

当飞机在正常运行中可合理预期的最粗糙地面上滑行时,减震机构不得损伤飞机的结构。

JAR—VLA 239 喷溅特性

水上飞机或水陆两用飞机,在滑行、起飞和着水的任何时候,喷溅不得危险地模糊驾驶员的视线或损坏螺旋桨或飞机的其它部件。

其它飞行要求

JAR—VLA 251 振动和抖振

在至少到 JAR—VLA 335 允许的 V_D 最小值的任何相应的速度和动力状态,飞机的每一部件必须不发生过度的振动。另外,在任何正常飞行状态,不得存在强烈程度足以干扰飞机良好操纵、引起驾驶员过度疲劳、或引起结构损伤的抖振状态。在上述限度以内的失速警告抖振是允许的。

C 分部 结 构

总 则

JAR—VLA 301 载荷

(a)强度的要求用限制载荷(服役中预期的最大载荷)和极限载荷(限制载荷乘以规定的安全系数)来规定。除非另有说明,所规定的载荷均为限制载荷。

(b)除非另有说明,所规定的空气、地面和水载荷必须与计及飞机每一质量项目的惯性力相平衡。这些载荷的分布必须保守地近似于或接近地反映真实情况。

(c)如果载荷作用下的变位会显著地改变外部载荷或内部载荷的分布,则必须考虑载荷的这种重新分布。

(d)本C分部及其附录中给出的简化结构设计准则仅能用于常规布局的飞机。如果采用附录A,则必须用该附录的全部来代替本部的相应条款,即JAR—VLA 321至459(见ACJ VLA 301(d))。

JAR—VLA 303 安全系数

除非另有规定,安全系数必须取1.5。

JAR—VLA 305 强度与变形

(a)结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下,变形不得妨碍安全运行。

(b)结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏。但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时,则此三秒钟的限制不适用。

JAR—VLA 307 结构符合性的证明

(a)必须表明每一临界受载情况下均符合JAR—VLA 305强度和变形的要求。只有在经验表明某种分析方法对某种结构是可靠的情况下,对于同类结构,才可用结构分析来表明结构的符合性。否则,必须进行载荷试验来表明其符合性。如果模拟该用于设计的载荷情况,则动力试验包括结构飞行试验是可以接受的。

(b)结构的某些部分必须按照本部D分部的规定进行试验。

飞 行 载 荷

JAR—VLA 321 总则

(a) 飞行载荷系数是气动力分量(垂直作用于假设的飞机纵轴)与飞机重力之比。正载荷系数是当气动力相对于飞机向上作用时的载荷系数。

(b) 必须按下列各条表明符合本分部的飞行载荷要求:

- (1) 在飞机可以预期的运行范围内的每一临界高度;
- (2) 在飞行手册规定的使用限制内的重量与可调配载重的每一实际组合。

JAR—VLA 331 对称飞行情况

(a) 在确定与 JAR—VLA 331 至 345 规定的任何对称飞行情况相对应的机翼载荷和线惯性载荷时,必须用合理的或保守的方法计及相应的平尾的平衡载荷。

(b) 由于机动和突风引起的平尾载荷的增量,必须以合理的或保守的方法用飞机的角惯性力来平衡。

JAR—VLA 333 飞行包线

(a) 总则 对于飞行包线(与本条(d)款所示的相类似)的边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合,均必须表明符合本分部的强度要求。该飞行包线表示分别由(b)和(c)机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围。

(b) 机动包线 除受到最大(静)升力系数的限制外,假定飞机经受对称机动而产生下列限制载荷系数:

- (1) 在直到 V_D 的各速度时,为 JAR—VLA 337 规定的正机动载荷系数;
- (2) 在直到 V_C 的各速度时,为 JAR—VLA 337 规定的负机动载荷系数;
- (3) 载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 0.0。

(c) 突风包线

(1) 假定飞机在平飞时遇到对称的垂直突风,由此引起的限制载荷系数必须对应于按下述突风速度确定的情况:

- (i) 在速度为 V_C 时的正(向上)、负(向下)突风速度必须取为 15.24 米/秒。
- (ii) 在速度为 V_D 时的正负突风速度必须取为 7.62 米/秒。

(2) 必须作下列假设:

(i) 突风形状为

$$U = \frac{U_{sk}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25c} \right)$$

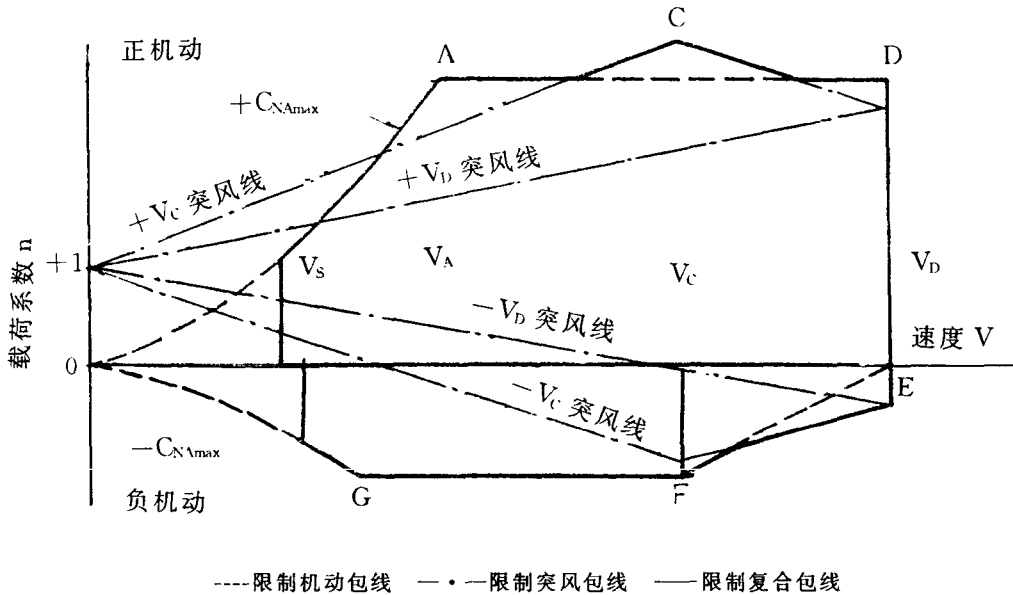
其中: s 为进入突风区的距离,(米);

c 为机翼的平均几何弦长,(米);

U_{de} 为按本条(c)(1)得到的突风速度,(米/秒)。

(ii)在 V_c 和 V_D 之间突风载荷系数随速度按线性变化。

(d)飞行包线



注意:在研究 JAR—VLA 369 规定的补充情况时,点 G 不必研究。

JAR—VLA 335 设计空速

除本条(a)(4)的规定外*,所取的设计空速均为当量空速(EAS)。

(a)设计巡航速度 V_c 。对于 V_c ,采用下列规定:

- (1) V_c (以米/秒计)不得小于 $2.4 \sqrt{Mg/s}(V_c(\text{节})=4.7 \sqrt{Mg/s})$
- (2) V_c 不必大于海平面时的 $0.9V_H$ 。

(b)设计俯冲速度 V_D 。对于 V_D ,采用下列规定:

- (1) V_D 不得小于 $1.25V_c$;和
- (2)对于要求的最小设计巡航速度 $V_{c_{min}}$, V_D 不得小于 $1.40V_{c_{min}}$ 。

(c)设计机动速度 V_A 。对于 V_A ,采用下列规定:

- (1) V_A 不得小于 $V_s \sqrt{n}$, 其中:

(i) V_s 是在设计重量和襟翼收态的计算失速速度,通常根据飞机最大法向力系 C_{NA} 来计算;和

(ii) n 是用于设计的限制机动载荷系数;

- (2) V_A 值不必超过用于设计的 V_c 值。

其中: M/S 为翼载,(公斤/米²);

g 为重力加速度,(米/秒²)。

* 译注:此处原文如此,有错,应将此字删划去。

JAR—VLA 337 限制机动载荷系数

- (a) 正限制机动载荷系数 n 不得小于 3.8。
 (b) 负限制机动载荷系数不得小于 -1.5。

JAR—VLA 341 突风载荷系数

在缺少更合理的分析时,突风载荷系数可按下列公式计算:

$$n=1+\frac{\frac{1}{2}\rho_0 V a k_g U_{de}}{Mg/s}$$

式中: $K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}$, 突风缓和系数;

$\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho c a}$, 为飞机质量比

U_{de} 为根据 JAR—VLA 333(c) 得到的突风速度, (米/秒);

ρ_0 为海平面大气密度, (公斤/米³);

ρ 为大气密度, (公斤/米³);

M/S 为翼载, (公斤/米²);

\bar{c} 为平均几何弦长, (米);

g 为重力加速度, (米/秒²);

v 为飞机当量速度, (米/秒); 和

a —如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机法向力系数 C_{Na} 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 C_L 曲线的斜率(1/弧度)。

JAR—VLA 345 增升装置

(a) 如果装有用于起飞、进场或着陆的襟翼或类似的增升装置, 则在速度 V_F 襟翼完全伸展形态下, 假定飞机经受对称机动和对称突风, 其限制载荷系数的范围由下列条件确定:

(1) 机动到正限制载荷系数 2.0;

(2) 垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.62 米/秒。

(b) 必须假定 V_F 不小于 $1.4V_s$ 和 $1.8V_{SF}$ 两者的大者, 其中:

V_s 是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度;

V_{SF} 是在设计重量下襟翼完全伸展时的计算失速速度。

然而, 如果使用了襟翼载荷自动限制装置, 则飞机可按装置所允许的空速和襟翼位置的临界组合情况来设计。

(c) 在设计襟翼及其支撑结构时, 必须考虑下述情况:

(1) 速度为 7.62 米/秒(EAS)的迎面突风。

(2) JAR—VLA 457(b)中规定的滑流影响。

(d)当把飞机作为一个整体来确定其外载荷时,可以假定推力、滑流和俯仰加速度为零。

(e)可以逐条表明或合并表明其符合 JAR—VLA 457 和本条的要求。

JAR—VLA 347 非对称飞行情况

假定飞机经受到 JAR—VLA 349 和 JAR—VLA 351 的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动力矩,必须由惯性力以合理的或保守的方法予以平衡,认为此惯性力由主要质量提供。

JAR—VLA 349 滚转情况

机翼和机翼的支撑结构必须按下列载荷情况来设计:

(a)非对称机翼载荷。除非下列值导致不符合实际的载荷,滚转加速度可以由 JAR—VLA 333(d)规定的对称飞行情况按下述方法加以修正而得到:

在 A 情况,假定 100%的半翼展机翼气动载荷作用在飞机的一侧,70%作用在另一侧。

(b)由 JAR—VLA 455 规定的副翼偏转和速度所产生的载荷,至少同用于设计的正机动载荷系数的 2/3 相组合。除非下列值导致不符合实际的载荷,副翼偏转对机翼扭矩的影响,可以在 JAR—VLA 333(d)确定的临界情况下,用翼展上副翼所占部分内的基本翼型力矩系数附加下列增量的方法来计算:

$$\Delta C_m = -0.01\delta$$

其中: ΔC_m 是力矩系数增量;

δ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

JAR—VLA 351 偏航情况

飞机必须按照 JAR—VLA 441 至 JAR—VLA 445 规定的载荷在垂直尾面上产生的偏航载荷来设计。

JAR—VLA 361 发动机扭矩

(a)发动机架及其支承结构必须按下列组合效应进行设计:

(1)相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩和 JAR—VLA 333(d)中飞行情况 A 的限制载荷的 75%同时作用;

(2)JAR—VLA 361(b)中规定的发动机限制扭矩与 JAR—VLA 333(b)中飞行情况 A 的限制载荷同时作用;和

(b)本条(a)(2)考虑的发动机限制扭矩必须由相应于最大连续功率的平均扭矩乘以下列系数得出:

(1)对四冲程发动机

(i)气缸数为 5 或更多的发动机:1.33;

(ii)气缸数为 4,3,2 或 1 的发动机:分别为 2,3,4 或 8。

(2)对二冲程发动机

(i)气缸数为 3 或更多的发动机:2;

(ii)气缸数为 2 或 1 的发动机:分别为 3 或 6。

JAR—VLA 363 发动机架的侧向载荷

(a)发动机架及其支承结构必须按作用于该发动机架上的侧向载荷来设计,此侧向限载荷系数不小于 1.33。

(b)可假定本条(a)规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

JAR—VLA 369 机翼后撑杆的特殊情况

(a)如果采用机翼后撑杆,它必须根据下列设计速度的逆流情况来设计:

$$V=0.65 \sqrt{Mg/S}+4.47$$

V 单位为米/秒

M/S 为翼载,(公斤/米²)

M 单位为公斤

S 单位为平方米

g 单位为米/秒²

(b)必须采用该特定机翼剖面的气动数据,或采用 C_L 等于 -0.8。弦向压力为三角形分布,后缘为峰值,前缘为零。

JAR—VLA 373 速度控制装置

如果装有供航路飞行中使用的速度控制装置(例如扰流板和阻力板),则采用下列规定:

(a)飞机必须按 JAR—VLA 333, JAR—VLA 337 和 JAR—VLA 341 中规定的对称机动和突风,以及 JAR—VLA 441 和 JAR—VLA 443 中规定的偏航机动和横向突风进行设计。此时速度控制装置在该装置所标明的展态速度以下的各种速度都处于展态;和

(b)如果速度控制装置具有自动操纵或载荷限制机构,则飞机必须根据该机构所允许的各种速度和相应的速度控制装置的位置,按本条(a)规定的机动飞行和突风情况进行设计。

操纵面和操纵系统载荷

JAR—VLA 操纵面载荷

(a)JAR—VLA 397 至 JAR—VLA 459 中规定的操纵面载荷,是假定在 JAR—VLA 331 至 JAR—VLA 351 规定的情况下产生的。

(b)如果以下各条许可,则可以用本部附录 B 的操纵面载荷值来代替特定操纵面的数据来确定 JAR—VLA 397 至 JAR—VLA 459 中详细的合理要求,除非这些值产生不符合实际的载荷。

JAR—VLA 395 操纵系统载荷

(a)飞行操纵系统及其支持结构,必须按 JAR—VLA 391 至 JAR—VLA 459 规定的情况,用至少为计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷进行设计。此外,采用下列规定:

(1)系统的限制载荷,不必超过驾驶员所能产生的载荷。用于设计的驾驶员作用力不必超过JAR—VLA 397(b)中所规定的最大力;

(2)系统必须设计成在任何服役使用情况下都结实耐用,要考虑到卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦力。可以用JAR—VLA 397(b)中规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(b)设计升降舵、副翼和方向舵操纵系统时,计算的铰链力矩必须采用125%的系数。然而,如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据,则可以用低至1.0的系数,系数的减少量,应根据试验数据的精确性和可靠性而定。

(c)假定用于设计的驾驶员作用力施加在相应的驾驶杆握把或脚蹬板上(应如同在飞行中一样)并在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

JAR—VLA 397 限制驱动力和扭矩

(a)在操纵面飞行受载情况中,操纵面上的气动载荷和相应的偏度,不必超过施加本条(b)规定范围内的任何驾驶员作用力所可能达到的载荷和偏度。在应用此准则时,必须考虑调整片的影响。

(b)驾驶员限制作用力与扭矩如下:

操纵器件	最大作用力或扭矩, 单位10牛顿(D为驾驶盘直径)	最小作用力或扭矩
副翼:		
驾驶杆	30	17.8
驾驶盘*	22.2D(10米牛顿)	17.8(10米牛顿)
升降舵:		
驾驶杆	74	44.5
驾驶盘(对称)	89	44.5
驾驶盘(不对称*)`		44.5
方向舵:	89	58

* 驾驶盘副翼操纵系统临界部分还必须按单个切向力进行设计。此切向力的限制值等于表中确定的力偶力的1.25倍。

(c)方向舵操纵系统必须按每脚蹬1000牛顿同时向前作用在两个脚蹬上的载荷进行设计。

JAR—VLA 399 双操纵系统

双操纵系统必须按下列情况进行设计:

- (a)两驾驶员同向操纵;
- (b)两驾驶员反向操纵;

每个驾驶员作用为 JAR—VLA 395(a)中规定的载荷的 0.75 倍。

JAR—VLA 405 次操纵系统

次操纵器件,如机轮刹车、扰流板和调整片的操纵器件,均必须按照驾驶员很可能施于该操纵器件的最大作用力进行设计。(见 ACJ VLA 405)。

JAR—VLA 407 配平调整片的影响

配平调整片对操纵面设计情况的影响,只有在操纵面载荷受到驾驶员最大作用力的限制时才必须计入。在这些情况中,认为配平调整片朝帮助驾驶员的方向偏转,其偏度必须与所考虑情况的速度中预期的最大程度的失配平相对应。

JAR—VLA 409 调整片

在任何可用的受载情况下,操纵面调整片必须按飞行包线内很可能得到的空速和调整片偏度的最严重的组合来设计。

JAR—VLA 415 地面突风情况

(a)操纵系统必须按下列地面突风和顺风滑行产生的操纵面载荷进行设计:

(1)如果按本条(a)(2)不要求检查操纵系统地面突风载荷情况,但是申请人选定按这些载荷来设计操纵系统的某一部分,则只需把这些载荷从操纵面操纵支臂传到最近的止动器或突风锁及其支撑结构上;

(2)如果设计采用的驾驶员作用力小于 JAR—VLA 397(b)中规定的最小值,则必须按下式检查地面突风和顺风滑行引起的操纵面载荷对整个操纵系统的影响:

$$H = KCSq$$

其中:H为限制铰链力矩,(牛米);

C为铰链线后操纵面的平均弦长,(主);

S为铰链线后操纵面面积,(米²);

q为动压,帕,其相应的设计速度不小于 $2.01 \sqrt{M/S} + 4.45$ 米/秒,但不必大于 26.8 米/秒;

K为本条(b)给出的地面突风情况限制铰链力矩系数(对于副翼和升降舵,K为正值时表示力矩使操纵面下偏,K为负值时表示力矩使操纵面上偏)。

(b)地面突风限制铰链力矩系数 K 必须取自下表:

操 纵 面	K	操 纵 器 件 位 置
(a)副 翼	0.75	驾驶杆锁定或系住在中立位置
(b)副 翼	±0.50	副翼全偏:一个副翼为正力矩,另一个副翼为负力矩。
(c) } 升降舵	±0.75	{ (c)升降舵向上全偏(-) (d)升降舵向下全偏(+)
(d) } 升降舵	±0.75	
(e) } 方向舵	±0.75	{ (e)方向舵在中立位置 (f)方向舵全偏
(f) } 方向舵	±0.75	

平 尾

JAR—VLA 421 平衡载荷

(a)平尾平衡载荷是在任何规定的没有俯仰加速度的飞行情况下,维持平衡所必须的载荷。

(b)平尾必须按限制机动包线上的任一点和 JAR—VLA 345 规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。可以使用附录 B 中图 B6 的分布。

JAR—VLA 423 机动载荷

平尾必须按下述(a)加(b),或(c),或(d)情况中确定的机动载荷来设计:

(a)在 V_A 时,升降舵突然偏转到(1)最大向上偏度,和(2)最大向下偏度,上述最大向上偏度和最大向下偏度均为操纵止动器和驾驶员限制作用力这两者所限制的偏度中的小者。可以采用附录 B 中 B11 的平均载荷和附录 B 中图 B7 的分布;

(b)在速度大于 V_A 时,升降舵突然向上偏转随后向下偏转产生下表中法向加速度和角加速度的组合:

情 况	法向加速度(n)	角加速度(弧度/秒 ²)
向下载荷	1.0	$+\frac{20.1}{V}n_m(n_m-1.5)$
向上载荷	n_m	$-\frac{20.1}{V}n_m(n_m-1.5)$

其中:(1) n_m 为用于飞机设计的正限制机动载荷系数;

(2)V 为初始速度,(米/秒)。

本款情况包括了在“校正机动”(在这种机动飞行中,俯仰操纵突然向一个方向偏转,然后又突然反向偏转)中可能出现的相应载荷,但偏度和时间要避免超过限制机动载荷系数。对向下和向上的载荷情况,其尾翼总载荷是在速度 V 和规定的法向载荷系数 n 时的尾翼平

衡载荷,加上由于规定的角加速度所引起的机动载荷增量。可以采用附录 B 中图 B2 的机动载荷增量和附录 B 中图 B7(向下载荷)和图 B8(向上载荷)的分布。

(c)升降舵突然偏转。此时应考虑:

- (1)速度 V_A ,最大向上偏转;
- (2)速度 V_A ,最大向下偏转;
- (3)速度 V_D ,最大向上偏转的 1/3;
- (4)速度 V_D ,最大向下偏转的 1/3。

必须采用下列假设:

- (1)飞机初始平飞,其姿态与空速不变。
- (2)载荷由惯性力平衡。

(d)在下述情况下(见图 1)升降舵突然偏转导致法向加速度从初始值改变到最终值:

速 度	初 始 情 况	最 终 情 况	载 荷 因 数 增 量
V_A	A_1	A	$n_1 - 1$
	A	A_1	$1 - n_1$
V_D	A_1	G	$n_4 - 1$
	G	A_1	$1 - n_4$
	D_1	D	$n_2 - 1$
	D	D_1	$1 - n_2$
V_D	D_1	E	$n_3 - 1$
	E	D_1	$1 - n_3$

(见 JAR—VLA 333)

为了进行计算,空速 V_A 与机动包线上 G 点处相应的空速之差可予以忽略。

必须采用下列假设:

- (1)飞机初始平飞,姿态与空速不变;
- (2)载荷由惯性力平衡;
- (3)平尾气动载荷增量由下式给出

$$\Delta P = \Delta n Mg \left[\frac{X_{cg}}{l} - \frac{S_{nt}}{S} \cdot \frac{a_{nt}}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) - \frac{\rho_0}{2} \left(\frac{S_{nt} a_{nt} l}{M} \right) \right]$$

其中: ΔP 为平尾气动载荷增量,向上为正,(牛顿);

Δn 为载荷系数增量;

M 为飞机质量,(公斤);

g 为重力加速度,(米/秒²);

X_{cg} 为飞机重心在无平尾飞机气动中心之后的距离,(米);

- S_{hr} 为平尾面积, (米²);
- V 为飞机当量速度, (米/秒);
- a_{hr} 为平尾升力曲线的斜率, (1/弧度);
- $\frac{de}{d\alpha}$ 为下洗角对攻角的变化率;
- ρ_0 为海平面空气密度, (公斤/米³);
- l_t 为平尾力臂, (米);
- S 为机翼面积, (米²);
- a 为机翼升力曲线的斜率, (1/弧度)。

JAR—VLA 425 突风载荷

(a) 平尾必须按下列情况产生的载荷来设计:

- (1) 襟翼收起, JAR—VLA 333(c) 所规定的突风速度;
- (2) 在速度 V_E , 对应于 JAR—VLA 345(a)(2) 规定的情况, 名义强度为 7.62 米/秒的正负突风。

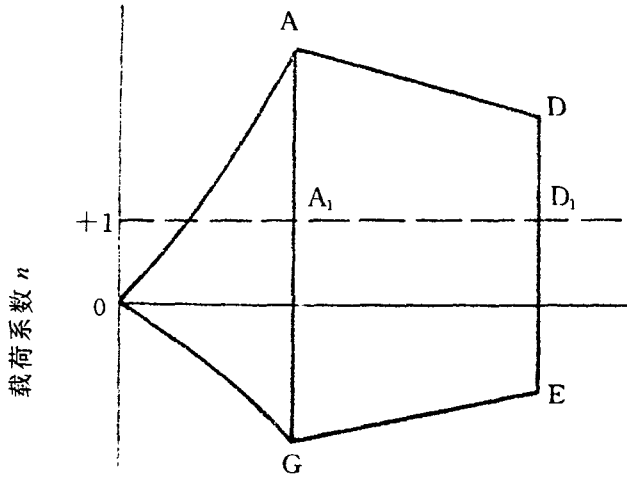


图 1 俯仰机动

(b) 可以采用图 B3 的平均载荷和图 B8 的分布来确定本条(a)的要求的突风载荷增量, 也用作本条(c)的向上和向下这两者的增量。

(c) 按本条(a)规定的情况确定平尾总载荷时, 必须首先确定在相应的设计速度 V_F 、 V_C 和 V_D 下, 稳定无加速飞行的尾翼初始平衡载荷。在初始平衡载荷上必须加上由突风引起的尾翼载荷增量以得到尾翼总载荷。

(d) 在缺少更合理的分析时, 由突风产生的尾翼载荷增量必须按下式计算:

$$\Delta L_{hr} = \frac{K_g V_{de} V_{a_{hr}} S_{hr}}{16.3} \left(1 - \frac{de}{d\alpha} \right)$$

其中: ΔL_{hr} 为平尾的载荷增量, (10 年顿);

K_g 为 JAR—VLA 341 定义的突风缓和系数；

U_{de} 为得到的突风速度，(米/秒)；

V 为飞机当量速度，(米/秒)；

a_{nt} 为平尾升力曲线的斜率，(1/弧度)；

S_{nt} 为平尾的面积，(米²)；

$\left(1 - \frac{de}{d\alpha}\right)$ 为下洗因子。

JAR—VLA 427 非对称载荷

(a) 平尾及其支撑结构必须按偏航和滑流影响引起的非对称载荷与 JAR—VLA 421 至 JAR—VLA 425 规定的飞行情况载荷的组合来设计。

(b) 在缺少更合理的资料时，对发动机、机翼、尾翼和机身外形按常规的相对位置布局的飞机，采用下列规定：

(1) 可以假定对称飞行情况最大载荷的 100% 作用于对称面一侧的平尾上；

(2) 必须将下列百分比的载荷施加于另一侧：

百分比 = $100 - 10(n - 1)$ ，其中 n 是规定的正机动载荷系数，但此百分比不得大于 80%。

垂 尾

JAR—VLA 441 机动载荷

(a) 在直至 V_A 的各速度，垂尾必须设计得能承受下列各情况，在计算尾翼的载荷时，可以假定偏航角速度为零：

(1) 飞机在无偏航非加速飞行时，假定方向舵操纵器件突然移动到操纵止动器或由驾驶员限制作用力所限制的最大偏度；

(2) 假定飞机以本条(a)(1)规定的方向舵偏度偏航到最终侧滑角。可以假定以本条(a)(3)的静侧滑角 1.3 倍的超越角来代替合理分析。

(3) 15° 偏航角，方向舵保持在中立位置(受驾驶员作用力限制者除外)。

(b) 可以采用附录 B 中图 B1 和 B11 的平均载荷和附录 B 中图 B6、B7 和 B8 的分布分别代替(a)(2)、(a)(1)和(a)(3)的要求。

(c) 对于某特定速度，(a)(3)所选定的偏航角如果在下列情况中不会被超过，则本条(a)(3)规定的偏航角可以减小：

(1) 稳定侧测情况；

(2) 从大坡度飞行产生的非协调滚转，(见 ACJ VLA 441)。

JAR—VLA 443 突风载荷

(a) 垂直尾面必须设计成当速度为 V_c 的非加速飞行时，能够承受 JAR—VLA 333(c)中

V_c 时所规定的横向突风。

(b) 在缺少更合理的分析时, 必须按下式计算突风载荷:

$$L_{vt} = \frac{K_{gr} U_{dc} V_{a_{vt}} S_{vt}}{16.3}$$

其中: L_{vt} 为垂尾载荷, 10 牛顿;

$K_{gr} = \frac{0.88\mu_{gr}}{5.3 + \mu_{gr}}$ 为突风缓和系数;

$\mu_{gr} = \frac{2M}{\rho C_r g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_t} \right)^2$ 为侧向质量比;

U_{dc} 为规定的突风速度, (米/秒);

ρ 为空气密度, (公斤/米³);

M 为飞机质量, (公斤);

S_{vt} 为垂尾面积, (米²);

C_r 为垂尾平均几何弦长, (米);

a_{vt} 为垂尾升力曲线斜率, (1/弧度);

K 为偏航方向回转半径, (米);

l_t 为从飞机重心到垂尾压心的距离, (米);

g 为重力加速度, (米/秒²);

V 为飞机当量速度, (米/秒)。

(c) 可以使用附录 B 图 B5 的平均载荷及图 B8 的分布 (见 ACJ VIA 443)。

JAR—VIA 445 外侧垂直安定面

(a) 当垂直安定面安装在平尾外侧时, 尾面必须根据平尾最大载荷与由于端板效应在垂尾上产生的相应载荷的组合进行设计。这些端板效应不必同其他垂尾载荷相组合。

(b) 当平尾将外侧垂直安定面分成上下两部分时, 临界垂尾载荷 (按 AR—VIA 442 和 JAR—VIA 443 确定的单位面积载荷) 必须按下列规定施加:

- (1) 平尾以上的垂尾部分受载为作用在平尾以下的垂尾部分载荷的 80%; 和
- (2) 平尾以下的垂尾部分受载为作用在平尾以上的垂尾部分载荷的 80%。

(c) JAR—VIA 441 和 JAR—VIA 443 的偏航情况应用于本条 (b) 所述的垂尾时, 必须计及外侧垂直安定面的端板效应。

尾翼补充情况

JAR—VIA 447 尾翼上的组合载荷

(a) 飞机载荷情况为 $V-n$ 图上 A 或 D 点 (取导致较高平衡载荷的那一点) 时, 平尾上的载荷必须与 JAR—VIA 441 规定的垂尾载荷相组合。

(b) 必须假设 JAR—VIA 423 规定的平尾载荷的 75% 与 JAR—VIA 441 规定的垂尾载荷的 75% 同时作用。

JAR—VLA 449 施加于 V 形尾翼的附加载荷

具有 V 形尾翼的飞机必须按突风在速度 V_E 时垂直作用于尾翼面之一的条件来设计。这情况是对已规定的平尾与垂尾的相应情况的补充。必须适当地考虑 V 形尾翼两翼面之间的相互影响。

副翼、襟翼和特殊装置

JAR—VLA 455 副翼

(a) 副翼必须按它们经受的下列载荷来设计：

(1) 在对称飞行情况时副翼处于中立位置；

(2) 在非对称飞行情况时，副翼处于下列偏度(受驾驶员作用力限制者除外)；

(i) 在 V_A 时，副翼操纵器件突然移动至最大偏度。可以适当考虑操纵系统的变形；

(ii) 在 V_C 时，此处 V_C 大于 V_A ，副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率；

(iii) 在 V_D 时，副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率的 1/3。

(b) 可以采用附录 B 中 B11 和图 B1 的平均载荷和附录 B 中图 B9 的分布。

JAR—VLA 457 襟翼

(a) 必须按襟翼展态飞行情况中，襟翼处于任何位置时所产生的临界载荷来设计襟翼及其操纵机构和支撑结构。但是，如果采用了襟翼载荷自动限制装置，就可以按装置所允许的襟翼位置和空速的临界组合来设计这些部件。

(b) 在速度不小于 $1.4V_S$ 时，必须计及相应于起飞功率的螺旋桨滑流的影响， V_S 是在设计重量和襟翼完全收起时的计算失速速度。检查滑流影响时，可以假定载荷系数为 1.0。

JAR—VLA 459 特殊装置

对于采用气动操纵面的特殊装置(例如缝翼和扰流板)，其受载情况必须由试验数据确定。

地 面 载 荷

JAR—VLA 471 总则

本分部规定的限制地面载荷是作用在飞机结构上的外载荷和惯性力。在每个规定的地面载荷情况下，必须用合理的或保守的方法使外部反作用力与线惯性力和角惯性力相平衡。

JAR—VLA 473 地面载荷情况和假定

(a) 必须按设计最大重量来表明符合本分部的地面载荷要求。

(b) 对本分部规定的地面载荷情况, 飞机重心处所选定的限制垂直惯性载荷系数, 不得小于用 $0.61(Mg/s)^{1/4}$ 米/秒的下沉速度(V)着陆时所能得到的值, 但此下沉速度不必大于 3.05 米/秒, 也不得小于 2.13 米/秒。

(c) 可以假定在整个着陆过程中, 机翼升力不超过飞机重量的 $2/3$, 并作用在重心处。地面反作用力载荷系数可以等于惯性载荷系数减去上述假定的机翼升力与飞机重量的比值。

(d) 若做能量吸收试验以确定相应于要求的限制下沉速度的限制载荷系数, 这些试验必须按 JAR—VLA 725 进行。

(e) 在设计最大重量时, 用于设计的惯性载荷系数不得小于 2.67, 限制地面反作用力载荷系数也不可小于 2.0, 除非在使用中预期会遇到的粗糙地面上以速度直到起飞速度滑行中上述两系数不会被超过。

JAR—VLA 477 超落架布置

JAR—VLA 479 至 483 或附录 C 中的情况, 适用于按常规布局的主、前起落架或主、尾起落架飞机。

JAR—VLA 479 水平着陆情况

(a) 对于水平着陆, 假定飞机处于下列姿态;

(1) 对于尾轮式飞机, 处于正常水平飞行姿态;

(2) 对于前轮式飞机, 其姿态为下列两种:

(i) 前轮和主轮同时接触地面;

(ii) 主轮接地和前轮稍离地面。

本条(a)(2)(i)项的姿态可以用于要求按本条(a)(2)(ii)进行的分析中。

(b) 不小于最大垂直地面反作用力(忽略机翼升力)的 25% 的阻力分量必须与垂直反作用力正确地组合(见 ACJ VLA 479(b))。

JAR—VLA 481 尾沉着陆情况

(a) 对尾沉着陆, 假定飞机处于下列姿态:

(1) 对于尾轮式飞机, 主轮和尾轮同时接地;

(2) 对于前轮式飞机, 失速姿态或相应于除主轮外飞机所有部分均不触地时所允许的最大迎角, 两者中取迎角较小者。

(b) 对尾轮式或前轮式飞机, 假定在最大垂直载荷出现以前, 机轮的圆周速度已达到了飞机的水平速度, 地面反作用力为垂直的。

JAR—VLA 483 单轮着陆情况

对于单轮着陆情况, 假定飞机处于水平姿态, 以一侧主起落架接地。在这种姿态下, 该侧地面反作用力必须与 JAR—VLA 479 所得到的一侧主起落架载荷相同。

JAR—VLA 485 侧向载荷情况

(a)对侧向载荷情况,假定飞机处于水平姿态,仅以主轮接地,减震支柱和轮胎处于静态位置。

(b)限制垂直惯性载荷系数必须为 1.33,垂直地面反作用力在主起落架间平均分配。

(c)限制侧向惯性载荷系数必须为 0.83,侧向地面反作用力在两主起落架之间分配如下:

- (1)0.5Mg 作用在一侧主起落架上,方向向内;
- (2)0.33Mg 作用在另一侧主起落架上,方向向外。

JAR—VLA 493 滑行刹车情况

对滑行刹车情况,减震支柱和轮胎在静态位置,并采用下列规定:

(a)限制垂直载荷系数必须为 1.33;

(b)姿态和接地状态,必须符合 JAR—VLA 479 所述的水平着陆情况;

(c)阻力方向的反作用力等于机轮垂直反作用力乘上数值为 0.8 的摩擦系数,它必须作用于每个带刹车机轮的接地点上,但是阻力方向的反作用力不必超过按限制刹车扭矩所决定的最大值。

JAR—VLA 497 尾轮补充情况

在确定尾轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时,采用下列规定:

(a)对于障碍载荷,机尾下沉着陆情况下得到的限制地面反作用力,假设是向上和向后 45°通过轮轴作用。可以假定减震支柱和轮胎在静态位置;

(b)对于侧向载荷,假定等于尾轮静载荷的限制垂直地面反作用力与等值的侧向分力相组合。此外采用下列规定:

- (1)如果尾轮可偏转,则假定尾轮相对飞机纵轴转动 90°,其合成地面载荷通过轮轴;
- (2)如果装有锁、转向操纵装置或减摆器,仍假定尾轮处于拖曳位置,并且侧向载荷作用于轮胎接地点上;
- (3)假定减震支柱和轮胎在静态位置。

JAR—VLA 499 前轮补充情况

在确定前轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时,假定减震支柱及轮胎处于静态位置,下列要求必须得到满足:

(a)对于向后载荷,轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

- (1)垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍;
- (2)阻力分量为垂直载荷的 0.8 倍;

(b)对于向前载荷,轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

- (1)垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍;
- (2)向前的分量为垂直载荷的 0.4 倍。

(c)对于侧向载荷,接地点上的限制力分量必须为下述载荷:

- (1)垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍；
- (2)侧向分量为垂直载荷的 0.70 倍。

JAR—VLA 505 雪橇式飞机的补充情况

在确定雪橇式飞机的地面载荷时,假定飞机停在地面上,一个主雪橇冻住在静止状态,而其他雪橇可自由滑动,在尾部组件附近必须施加一个相应于设计最大重量 0.036 倍的限制侧向力,安全系数为 1.0。

水 载 荷

JAR—VLA 521 水载荷情况

水上飞机和水陆两用飞机的结构必须根据在很可能遇到的最恶劣海上条件下正常运行时很可能出现的任何姿态,以相应的向前和下沉速度起飞和着水过程中所产生的水载荷进行设计。

应急着陆情况

JAR—VLA 561 总则

(a)虽然飞机在应急着陆情况可能损坏,但飞机必须按本条规定进行设计,以在此情况中保护乘员。

(b)结构的设计必须能在轻度撞损着陆时,在下列条件下,给每一乘员以避免严重伤害的一切合理的机会:

- (1)正确使用了安全带和肩带;
- (2)乘员经受到下表所示的极限惯性载荷系数:

极限惯性载荷系数

向上	3.0g
向前	9.0g
侧向	1.5g

(c)每一个松动后可能伤害乘员的质量项必须按上述的载荷系数设计,但是在发动机安装在座舱后面及上面的情况下发动机的安装及支承结构必须承受 15g 的向前载荷。

(d)结构必须设计成在完全翻倒时能保护乘员,在缺乏更合理的分析时,假定:

- (1)向上的极限惯性力为 3g;和
 - (2)地面摩擦系数为 0.5。
- (e)具有可收放直落架的飞机,必须设计在在下列情况着陆时为每个乘员提供防护:
- (1)机轮收上;

- (2)中等下沉速度;和
- (3)在缺乏详细分析时,假定经受下述载荷:
 - (i)向下的极限惯性力为 3g;和
 - (ii)地面摩擦系数为 0.5。

疲劳评定

JAR—VLA 572 危及安全的结构元件

(a)对主要结构中每一个元件,其破损被认为是危及安全的及会伤害乘员的和/或导致飞机损失的,必须予以鉴别(见 ACJ VLA 572(a))。

(b)必须有足够的证据表明,根据本条(a)鉴别的每一个部件具有达到足够的安全寿命的强度能力(见 ACJ VLA 572(b))。

D 分部 设计和构造

总 则

JAR—VLA 601 总则

对飞机运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

JAR—VLA 603 材料和工艺质量

- (a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：
- (1) 由经验或试验来确定；
 - (2) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能；
 - (3) 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。
- (b) 工艺质量必须是高标准的。

JAR—VLA 605 制造方法

(a) 采用的制造方法必须能生产出始终完好的结构。如果某种制造工艺（如胶接、点焊、热处理、粘合、复合材料工艺等）需要严格控制才能达到此目的，则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。

(b) 飞机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

JAR—VLA 607 自锁螺母

使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母，除非在自锁装置外还采用非摩擦锁定装置。

JAR—VLA 609 结构保护

每个结构零件必须满足下列要求：

(a) 有适当的保护，以防止使用中由于任何原因而引起性能降低或强度损失，这些原因中包括：

- (1) 气候；
- (2) 腐蚀；

(3)磨损。

(b)有足够的通风和排水措施。

JAR—VLA 611 可达性

对需要维护、校准和调整功能、润滑或保养的每个部件,必须具有措施,以便进行检查(包括检查主要结构元件和操纵系统)、仔细的检验、修理和更换。

JAR—VLA 613. 材料的强度性能和设计值

(a)材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据(材料应符合标准),在试验统计的基础上制定设计值。

(b)设计值的选择必须使任何结构因材料偏差而强度不足的概率为极小(见 ACJ VLA 613(b))

(c)在正常运行情况下,主要元件或结构达到的温度对强度有重大影响处,必须计入温度的影响。(见 ACJ VLA 613(c))

JAR—VLA 615 设计性能

(a)设计性能可以用于以下情况:

(1)若外载荷最终由一个组件中的一个单独元件来传递,而该元件的破坏将导致有关部件丧失结构完整性时,则保证的最小设计机械性能(‘A’值)必须得到满足。

(2)对于单独元件的破坏会使外载荷安全地重新分配到其他承载元件的静不定结构,可根据 90%概率(‘B’)值进行设计。

(3)‘A’和‘B’值定义如下:

(i)‘A’值是以 95%置信度,至少予期有 99%的性能大于‘A’的值。

(ii)‘B’值是以 95%置信度,至少予期有 90%的性能大于‘B’的值。

(b)如果作材料的“超值选择”,设计值可以采用大于本条(a)规定的保证最小值。此时,在使用前对每个单独项目取一个试样进行试验,以确定该特定项目实际强度特性等于或超过设计中采用的数值。

(c)如果有充足的试验数据,能用概率分析表明 90%或更多的元件等于或超过选择的许用设计值,则可不用壁板、壁板——加强组合件、铆接连接等结构项目的材料修正系数。(见 ACJ VLA 615)

JAR—VLA 619 特殊系数

对于结构的每一零件,如果其强度属于下列任一情况,则 JAR—VLA 303 规定的安全系数必须乘以 JAR—VLA 621 至 JAR—VLA 625 规定的最高的相应特殊安全系数:

(a)其强度不易确定;

(b)在正常更换前,其强度在服役中很可能降低;

(c)对复合材料结构,由于制造工艺或检验方法中的不定因素,其强度容易有显著变化的,应当采用计入材料差异、温度影响和吸湿程度的特殊试验系数。(见 ACJ VLA 619)

JAR—VLA 621 铸件系数

对于铸件的强度至少用一个静力试验件来验证且用目视法检验的铸件,铸件系数必须采用 2.0。该系数可以减少为 1.25,倘若系数的减少用不少于三个铸件试样验证且所有生产的铸件接受经批准的目视和射线检查或经批准的等效无损检验方法的检验。

JAR—VLA 623 支承系数

(a)每个有间隙(自由配合)并承受敲击或振动的零件,必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响。

(b)操纵面铰链和操纵系统关节接头,如果分别符合 JAR—VLA 657 和 JAR—VLA 693 规定的系数,则满足本条(a)的要求。

JAR—VLA 625 接头系数

对于接头(用于连接两个构件的零件或端头),采用以下规定:

(a)未经限制载荷和极限载荷试验(试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态)证实其强度的接头,接头系数至少取 1.15。这一系数必须用于下列部分:

- (1)接头本体;
- (2)连接手段;和
- (3)被连接构件上的支承部位。

(b)以全面试验数据为依据进行的接头设计,不必采用接头系数(如金属钣金的连接接合、焊接和木质件中的嵌接);

(c)对于整体接头,一直到截面性质成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头处理;

(d)对于座椅、带有肩带的安全带,它们与结构的连接件必须通过分析、试验或两者兼用,来表明其能承受 JAR—VLA 561 中所规定的惯性力再乘上 1.33 的接头系数。

JAR—VLA 627 疲劳强度

结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超过疲劳极限的应力集中点。

JAR—VLA 629 颤振

(a)必须用本条(b)、(c)或(d)规定的一种方法,或者用这些方法的组合,来表明在 $v-n$ 限制包线以内任何运行情况和直到所选择的方法所确定的速度以内的所有速度下,飞机不发生颤振、操纵反效和发散。同时需符合下列规定:

(1)对影响颤振的参数如速度、阻尼、质量平衡和操纵系统刚度的量,必须制定足够的允差;和

(2)主要结构部件的自然频率,必须通过振动试验或其它批准的方法来确定。如果采用(c)和(d)两者来表明不发生颤振,且 V_D 低于 140 节,则无须决定主要结构部件的自然频率。

(b)如果采用理论分析方法可表明在直到 $1.2V_D$ 的所有速度下不发生颤振,可以采用该方法表明飞机没有颤振、操纵反效和发散。

(c)如果飞行颤振试验满足下列要求,则可以用该试验来表明飞机没有颤振、操纵反效和发散:

- (1)在直至 V_D 的速度范围内采取了合适的和足够的步骤来激发颤振;
- (2)试验中结构的振动响应表明不发生颤振;
- (3)在速度 V_D 时阻尼有合适的余量;
- (4)接近 V_D 时阻尼没有大而迅速的衰减。

(d)如果符合下列条件,则可以用满足航空结构和设备工程报告 NO. 45(修正版)“简化防颤振准则”(美国联邦航空局出版)(4—12 页)中的刚度和质量平衡的准则,来表明飞机不发生颤振、操纵反效或发散:

(1)由机翼扭转刚度和副翼质量平衡准则所表示的机翼和副翼防颤振准则限于沿机翼翼展没有大的集中质量(如发动机、浮筒或外翼上的燃油箱等)的飞机上,和

(2)具有常规设计飞机,且

(i)不带有 T 型尾翼,尾撑式尾翼,或 V 型尾翼

(ii)没有影响准则适用性的异常质量分布或其它非常规的设计特点,且不带有大的后掠角,

(iii)具有固定垂直安定面和固定水平安定面。

(e)必须表明飞机在任一调整片操纵系统单个元件出现破损,失效,或不连续后,直到速度 V_D ,其纵向,横侧和航向操纵不出现颤振,操纵反效和发散。

机 翼

JAR—VLA 641 强度符合性的证明

承力蒙皮机翼的强度,必须用载荷试验或用结构分析与载荷试验相结合的方法验证。

操 纵 面

JAR—VLA 651 强度符合性的证明

(a)对各操纵面要求进行限制载荷试验。这些试验必须包括与操纵系统连接的支臂或接头

(b)在结构分析中,必须以合理的或保守的方法计入张线的装配载荷。

JAR—VLA 655 安装

(a)可动尾面的安装必须使得当某一尾面处在极限位置而其余各尾面作全角度范围的

运动时,任何尾面或他们的支撑之间没有干扰。

(b)如果采用可调水平安定面,则必须有止动器将其行程限制到允许飞机安全飞行和着陆的范围内

JAR—VLA 657 铰链

(a)除了滚珠或滚柱轴承铰链外,操纵面铰链中用作轴承的最软材料的极限支承强度,其安全系数必须不小于 6.67

(b)对滚珠或滚柱轴承铰链,不得超过批准的轴承的载荷额定值。

(c)对平行于铰链轴线的载荷,铰链必须有足够的强度和刚度。

JAR—VLA 659 质量平衡

用于操纵面的集中质量平衡配重的支承结构和连接件必须按下列限制载荷设计:

(a)24g 垂直于操纵面平面;

(b)12g 向前和向后;和

(c)12g 平行于铰链轴线。

操纵系统

JAR—VLA 671 总则

(a)每个操纵器件的操作必须简便,平稳和确切,以完成其功能要求。

(b)操纵器件的安排和标志必须便于操作,防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

JAR—VLA 673 主飞行操纵器件

(a)驾驶员用来对俯仰、横滚和航向进行直接操纵的装置为主飞行操纵器件。

(b)主飞行操纵系统的设计必须使能导致任一轴操纵丧失的操纵系统内任一连接或传递元件破损的可能性减到最小。

JAR—VLA 675 止动器

(a)操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器。

(b)每个止动器的位置,必须使磨损、松动或松紧调节不会导致因操纵面行程范围的变化而对飞机的操纵特性产生不利的影晌。

(c)每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

JAR—VLA 677 配平系统

(a)必须采取适当的预防措施,防止无意的、非正常的或粗暴的调整片操作。在配平操纵器件的近旁,必须设置指示装置能向驾驶员指示与飞机运动有关的配平操纵器的运动方向。此外,还必须有设施能向驾驶员指示配平装置在其可调范围内所处的位置。这些指示装

置必须能被驾驶员观察到,其位置和设计必须防止混淆。

(b)调整片操纵必须是不可逆的,但调整片已作适当的平衡和没有不安全的颤振特性者除外。不可逆调整片,从调整片到不可逆装置在飞机结构连接处之间的系统部分,必须具有足够的刚性和可靠性。

JAR—VLA 679 操纵系统锁

如果有一种在地面或水上锁住操纵系统的装置,则必须有措施达到下述要求:

- (a)在锁住状态下给驾驶员一个不会误解的警告;
- (b)在飞行中防止锁住。

JAR—VLA JAR—VLA 681 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验,来表明满足本部限制载荷的要求:

- (1)试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态;
- (2)试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。

(b)作角运动的操纵系统的关节接头,必须用分析或单独的载荷试验表明满足特殊系数的要求。

JAR—VLA 683 操作试验

(a)必须用操作试验表明,当系统承受本条(b)规定的载荷时,从驾驶舱进行操纵,系统不出现下列情况:

- (1)卡阻;
- (2)过度摩擦;
- (3)过度变形。

(b)试验载荷按下列规定:

(1)对于整个系统,在舵面上有相当于限制气动载荷的载荷,或在 JAR—VLA 397 (b)中的驾驶员限制作用力,两者中取小者;

(2)对于辅助操纵系统载荷,应不小于按照 JAR—VLA 405 所确定的驾驶员最大作用力。

JAR—VLA 685 操纵系统的细节设计

(a)操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、旅客、松散物或水汽凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

(b)驾驶舱内必须有措施在外来物可能卡住操纵系统的部位防止其进入。

(c)必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

(d)飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征,或具有明显的永久性标志,使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。

JAR—VLA 687 弹簧装置

除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性,否则操纵系统内所使用的任何弹

簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

JAR—VLA 689 钢索系统

(a)使用的每种钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮,必须满足经批准的技术要求。此外,还应满足下列要求:

(1)主操纵系统不得采用直径小于3毫米的钢索;

(2)钢索系统的设计必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化;

(3)必须能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

(b)每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。每个滑轮必须装有紧靠的保护装置,以防止钢索松弛时的错位或缠结。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内,使钢索不致磨擦滑轮的凸缘。

(c)安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3° 。

(d)在操纵系统受力或运动处不得使用U形夹,也不得仅使用开口销保险。

(e)连接到有角运动的零件上的松紧螺套,必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。

(f)调整片操纵钢索不是主操纵系统的一部分,当调整片处在最不利位置而飞机尚能安全操纵的飞机上,调整片钢索直径可以小于3毫米。

JAR—VLA 693 关节接头

有角运动的操纵系统的关节接头(在推拉系统中),除了具有滚珠和滚柱轴承的关节接头外,用作支承的最软材料材料的极限支承强度必须具有不低于3.33的特殊安全系数。对于钢索操纵系统的关节接头,该系数允许降至2.0。对滚珠和滚柱轴承,不得超过经批准的载荷额定值。

JAR—VLA 697 襟翼操纵器件

(a)襟翼操纵器件必须设计成:当襟翼处在符合本部性能要求的任何位置时,除非操纵器件作了调整或者被襟翼载荷限制装置自动地移动,襟翼不会从该位置移开。

(b)在空速、发动机功率和姿态的定常或变化的条件下,襟翼随驾驶员操纵或自动装置的动作的运动速率,必须具有满意的飞行特性和性能。

JAR—VLA 699 襟翼位置指示器

必须具有指示器来指示下列位置:

(a)仅有收起和全放位置的襟翼装置,应指示此两位置,下列情况除外:

(1)有一种能提供“感觉”和位置辩别的直接操作机构(例如使用一种机械连接);

(2)在任何飞行条件下,在不严重损害其它驾驶工作的情况下,即能很快确定襟翼位置。

(b)下列情况应有中间位置指示:

(1)除襟翼收起或全放外,需用来表明符合本部性能要求的其他任何襟翼位置;

(2)襟翼装置不满足本条(a)(1)的要求。

JAR—VLA 701 襟翼的交连

飞机对称面两边的襟翼运动,必须采用机械交连以保持同步。

起 落 架

JAR—VLA 723 减震试验

(a)必须表明,根据 JAR—VLA 473 规定所选定的用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明,除非满足下述条件,才可以用分析来验证:

- (1)在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量;
- (2)原先已批准的具有类似重量和性能的飞机上的起落架;
- (3)使用压缩或伸展变化率对吸能特性没有实质性影响的钢或复合材料弹簧或任一其它吸能元件的起落架;
- (4)适当的经验和验证数据适用的起落架。

(b)起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏,但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍的限制下沉速度,并假定机翼升力等于飞机重量。当符合本条(a)(1)至(a)(4)的相同情况下,可以用分析来代替试验。

JAR—VLA 725 限制落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足 JAR—VLA 723(a)的要求,则必须用完整的飞机或用位置正确的机轮、轮胎及缓冲器组成的装置进行试验,自由落震的高度不小于用下列公式确定的值:

$$h=0.0132(Mg/s)^{1/2}$$

但是,自由落震高度不得小于 0.235 米,也不需大于 0.475 米。

(b)如果在自由落震试验中,考虑了机翼升力影响,则起落架必须用下述有效重量(M_k)进行落震:

$$M_k=M\left[\frac{h+(1-L)d}{h+d}\right]$$

式中:

M 为落震试验中使用的有效重量,(公斤);

h 为规定的自由落震高度,(米);

d 为轮胎(充以批准的压力)在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的垂直分量,(米)

M 为 M_M ,用于主起落架,(公斤),等于飞机水平姿态下作用在此起落架上的静重量,(如

为前轮式飞机,前轮离地);

M 为 M_r , 用于尾轮, (公斤), 等于飞机尾沉姿态下作用在尾轮上的静重量;

M 为 M_n , 用于前轮, (公斤), 等于作用在前轮上的静反作用力的垂直分量, 假定飞机的质量集中在重心上, 并产生 1.0g 的向下载荷系数和 0.33g 的向前载荷系数;

L 为假定的机翼升力与飞机重力之比, 但不大于 0.667;

g 为重力加速度(米/秒²)。

(c) 必须用合理或保守的方法来确定限制惯性载荷系数。在落震试验中, 起落架装的姿态和施加的阻力载荷应模拟着陆情况。

(d) 计算本条(b)中的 W_e 所用 d 值不得超过落震试验中实际达到的值。

(e) 限制惯性载荷系数必须根据本条(b)的自由落震试验按下列公式确定:

$$n = n_i \frac{W_e}{W} + L$$

式中:

n_i 为落震试验中达到的载荷系数(即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt) 加 1.0;

W_e, W 和 L 的定义与落震试验计算中所用相同*

(f) 按本条(e)确定的 n 值不得超过 JAR—VLA 473 的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

JAR—VLA 726 地面载荷动态试验

(a) 如果用落震试验在动态条件下表明满足 JAR—VLA 479 至 JAR—VLA 483 的地面载荷要求, 则必须进行符合 JAR—VLA 725 的落震试验, 但落震高度必须是:

(1) JAR—VLA 725(a)中规定的落震高度的 2.25 倍; 或

(2) 足以产生限制载荷系数的 1.5 倍的高度。

(b) 强度符合性证明必须使用 JAR—VLA 479 至 JAR—VLA 483 规定的各设计情况的临界着陆情况。

JAR—VLA 727 储备能量吸收落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足 JAR—VLA 723(b)规定的储备能量吸收要求, 则落震高度不得小于 JAR—VLA 725 规定值的 1.44 倍。

(b) 如果考虑了机翼升力作用, 则装置必须以下列有效重量进行落震:

$$M_k = M \left(\frac{h}{h+d} \right)$$

符号意义和其他细节与 JAR—VLA 725 相同。

* 译注:(d)中的 W_e 及 W 应为 M_r, M 之误

JAR—VLA 729 起落架收放机构

(a)总则 对于装有可收放起落架的飞机,采用下列规定:

(1)每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计:起落架收起时的最大飞行载荷系数;襟翼收上状态,在直到 $1.6V_d$ 的任何空速下收起过程中产生的摩擦、惯性和刹车扭矩及气动载荷的组合;以及直到JAR—VLA 345中对襟翼放下情况的相应规定的任何载荷系数。

(2)起落架和收放机构,包括机轮舱门,必须能承受襟翼收上状态,在至少直到 $1.6V_d$ 的任何速度下放下起落架时所出现的飞行载荷,包括JAR—VLA 351中规定的所有偏航情况下引起的载荷。

(b)起落架锁 必须有可靠措施将起落架保持在放下位置。

(c)应急操作 可收放起落架的陆上的飞机,若不能手动放下起落架,则必须具有措施在下列情况下放下起落架:

(1)正常起落架收放系统中任何合理可能的失效;

(2)动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架收放系统不能工作。

(d)操作试验 必须通过直到 V_{LO} 的操作试验来表明收放机构功能正常。

(e)位置指示器 如果采用可收放起落架,必须有起落架位置指示器(以及驱动指示器工作所需的开关)或其他手段来通知驾驶员,起落架已锁定在放下(或收上)位置。如果使用开关,则开关的安置及其与起落架机械系统的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时,指示器误示“放下和锁住”,或在起落架未完全收上时,指示器误示“收上和锁住”。开关可安置在受实际的起落架锁门或其等效装置驱动的部位。

(f)起落架警告 对陆上飞机,必须提供下列音响或等效的起落架警告装置:

(1)该装置在油门收回而起落架未完全放下和锁住时,将连续发声。不得用油门止动器作为音响装置。

(2)在使用正常着陆程序时,该装置在襟翼放下到或超过进场的襟翼位置,而起落架未完全放下和锁住时,将连续发声,襟翼位置传感器可以装在任何合适的位置。此装置系统可以使用本条(f)(1)所规定的装置系统的任何一部分(包括音响警告装置)。

JAR—VLA 731 机轮

(a)主轮和前轮必须经批准。

(b)每一机轮的最大静载荷额定值,不得小于下列情况对应的地面静反作用力:

(1)设计最大重量;和

(2)临界重心位置。

(c)每一机轮的最大限制载荷额定值,必须等于或大于按本部中适用的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

JAR—VLA 733 轮胎

(a)每个起落架机轮的轮胎载荷额定值(经适航当局批准的)必须不小于下列载荷:

(1)在设计最大重量和临界重心位置时,作用在每个主轮轮胎上的地面静反作用载

荷；

(2)在下述情况下作用在前轮轮胎上的反作用力载荷(用该轮胎规定的动额定载荷作比较),假定飞机的质量集中在最临界的重心位置,并作用一个 1.0Mg 向下和 0.21Mg 的向前的力(此处 Mg 是设计最大重量),且仅在有利刹车的机轮上施加地面阻力反作用力,按静力学原理分配作用在前轮和主轮上的反作用力。

(b)可收放起落架系统上所装的每个轮胎,当处于服役中该型轮胎预期的最大尺寸状态时,与周围结构和系统之间必须具有足够的间距,以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

JAR—VIA 735 刹车

(a)采用的刹车必须使每个主轮刹车装置的刹车动能容量额定值不小于按下列方法之一确定的动能吸收要求:

(1)必须根据对最大重量着陆时预期会出现的事件序列所作的保守的合理的分析确定刹车的动能吸收要求;

(2)每个主轮刹车装置的动能吸收要求,可按下列公式计算,以代替推理分析:

$$KE = \frac{1}{2} MV^2 / N$$

此处:KE 为每个机轮的动能,(焦耳);

M 为最大重量时的质量,(公斤);

V 为飞机速度,(米/秒)。V 必须不小于在着陆形态下海平面设计着陆重量时飞机的无动力失速速度 V_s ;

N 为装有刹车的主轮个数。

(b)在最大起飞功率时,刹车必须能防止机轮在铺砌的跑道上滚动,但无需防止机轮刹死时飞机在地面的移动。

JAR—VIA 737 滑橇

滑橇必须经批准。每一滑橇的最大限制载荷额定值必须等于或大于按本部适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷。

浮筒和船体

JAR—VIA 751 主浮筒浮力

(a)每个主浮筒必须满足下列要求:

(1)具有比在淡水中承托该水上飞机或水陆两用飞机最大重量所需浮力大 80% 的浮力;

(2)有足够的水密隔舱来合理保证在主浮筒的任何两个隔舱注满水时,水上飞机和水陆两用飞机仍能浮在水面上。

(b)每个主浮筒必须具有至少4个体积大致相等的水密隔舱。

JAR—VLA 753 主浮筒设计

水上飞机主浮筒必须经批准,而且必须满足JAR—VLA 521的要求。

JAR—VLA 757 辅助浮筒

辅助浮筒的安排,必须保证当其全部浸没在淡水中所提供的恢复力矩,至少为水上飞机或水陆两用飞机倾斜时产生的倾覆力矩的1.5倍。

载人和装货设施

JAR—VLA 771 驾驶舱

(a)驾驶舱及其设备,必须能使每个驾驶员在执行职责时不致过分专注或疲劳;

(b)JAR—VLA 779所列的空气动力操纵器件(不包括钢索和操纵拉杆)相对于螺旋桨的设置,必须使驾驶员和操纵器件的任何部分都不在螺旋桨旋转平面和通过螺旋桨毂中心并与螺旋桨旋转平面前和后成 5° 夹角的线所形成的锥面之间的区域内。

JAR—VLA 773 驾驶舱视界

驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射,并且设计应符合下列要求:

(a)为了安全运行,驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真;

(b)要保护每个驾驶员免受风雨影响,以便在中雨的条件和在正常飞行和着陆时,驾驶员对飞行航迹的视界不致过分的削弱;

(c)除非有防雾措施,否则每个驾驶员应能容易地清除本条(a)涉及的窗户内部的起雾。(见ACJ VLA 773)

JAR—VLA 775 风挡和窗户

(a)风挡和窗户必须采用不会因破碎而导致人员严重受伤的材料构成;(见ACJ VLA 775(a))

(b)座舱盖风挡和侧边玻璃必须具有至少70%的透光率,且不得对自然色彩有重大改变。

JAR—VLA 777 驾驶舱操纵器件

(a)驾驶舱每个操纵器件的位置必须保证操作方便,并防止混淆和误动;

(b)操纵器件必须布置和安排成使驾驶员被系在座位上时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡的操作,而不受其衣服(包括冬天服装)或驾驶舱结构的干扰;

(c)动力装置操纵器件必须如下布置:

(1)对串座式单发飞机,在其左侧的操纵台或仪表板上;

(2)对其它单发飞机,要在或靠近座舱中心,在操纵台、仪表板或头顶上;

(3)对并列式双座飞机,且有二套动力装置操纵器件,在左和右操纵台上。

(d)操纵器件位置从左到右顺序必须是:发动机杆、螺旋桨(转速操纵器)和混合操纵器件。发动机杆必须至少高或长 2.54 厘米,以使其比螺旋桨转速操纵器或混合操纵器更明显。汽化器加热或变换进气控制当不安装在操纵台上时,必须位于油门左侧或距混合操纵器至少 20.3 厘米处。若汽化器加热或变换进气控制安装在操纵台上,则必须在发动机杆后面或下面。增压操纵器件必须位于螺旋桨操纵器件的下面或后面。串座或单座飞机可以使用座舱左边的操纵器位置,但从左至右的位置顺序必须为发动机杆,螺旋桨(转速操纵)和混合操纵。

(e)襟翼和辅助升力装置的操纵器件的位置应按下列规定:

(1)操纵台的中心,或在操纵台或发动机油门杆中心线的右侧;

(2)离起落架操纵器件足够远以避免混淆。

(f)起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

(g)每个燃油供给选择器的操纵器件必须符合 JAR—VLA 995 条要求,且必须安排和布置成:当驾驶员座椅在任何可能的位置时,驾驶员不需要移动座椅或主飞行操纵器件,便能看见和接触到。

(1)对机械式燃油转换开关,应满足下列要求:

(i)所选燃油量位置的指示必须是指针且对所选位置必须有确切的标志和感觉(定位销等);

(ii)位置指示器的标线必须位于从旋转中心测量的针杆的最远部分。

(2)对电气或电子式燃油选择器,应满足下列要求:

(i)数字控制器或电气开关必须有适当的标记。

(ii)必须有措施向飞行机组人员表明所选的油箱或功能。不能把转换开关的位置作为指示的措施。“切断”或“关闭”位置必须以红色表示。

(3)如果燃油阀选择手柄或电气或数字选择也是燃油切断选择器,切断位置标识必须用红色。如果有单独的应急切断方法,它也必须以红色标明(见 ACJ VLA 777)。

JAR—VLA 779 驾驶舱操纵器件的动作和效果

驾驶舱操作器件必须按下列运动规律设计:

(a)气动力操作器件

运动和效果

(1)主操纵器件:

副翼	右偏(顺时针)使右翼下沉。
升降舵	向右使机头抬起。
方向舵	右脚前蹬使机头右偏。

(2)次操纵器件:

襟翼(或辅助升力装置)	向前或向上使襟翼向上或辅助装置收上;向后或向下使襟翼向下或辅助装置展开。
配平调整片	开关动作或操纵器件的机械旋转使飞机产生

(或等效装置)

绕平行于操纵轴的轴的相似旋转。滚转配平操纵轴可移动以与驾驶员舒适的动作相适应。对单发飞机如果只有一个旋转元件部份是可达的,驾驶员手的运动方向必须与飞机响应方向舵配平的方向相同。

(b)动力装置和辅助操纵器件

运动和效果

(1)动力装置操纵器件:

功率杆

向前增加向前推力,向后增加向后推力。

(推力杆)

螺旋桨

向前增加转数。

混合操纵

向前或向上为富油。

汽化器,空气加热器

向前或向上为冷却。

或变换进气

增压器

向前或向上为低增压。

涡轮增压

向前、向上或顺时针为增压。

旋转操纵器件

顺时针从切断到满转速。

(2)辅助操纵器件:

燃油箱转换开头

向右为右油箱,向左为左油箱。

起落架

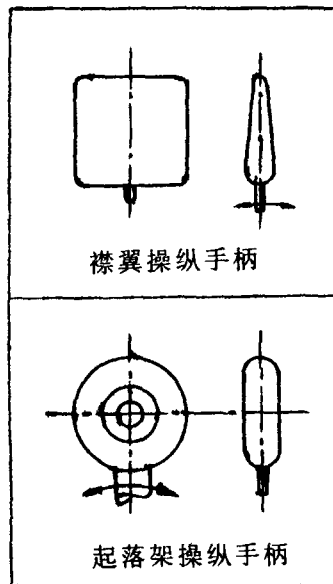
向下为放下。

速度刹车

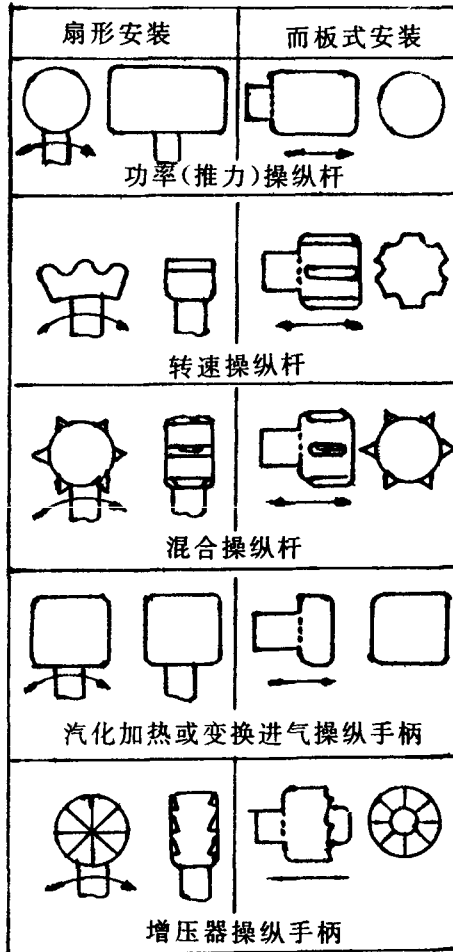
向后为加刹。

JAR—VIA 781 驾驶舱操纵手柄形状

(a)起落架和襟翼操纵手柄必须符合下图中的一般形状(但无需按其精确大小和特定的比例):



(b)动力装置操纵手柄必须符合下图中的一般形状(但无需按其精确大小和特定的比例)



JAR—VLA 783 出口

- (a)飞机必须设计成在除倾覆外的任何正常和坠损姿态能无阻挡地快速地撤出。
- (b)出口不得位于任何螺旋桨旋转平面,以免使用此出口时对人产生危害。

JAR—VLA 785 座椅、安全带和肩带

- (a)每个座椅及其支承结构,必须按体重至少为 86 公斤的乘员设计,且按相应于规定的飞行载荷和地面载荷情况的最大载荷系数,包括 JAR—VLA 561 中规定的应急着陆情况的载荷系数设计。
- (b)每个带有肩带的安全带必须经批准。每个带有肩带的安全带必须装有金属对金属的锁扣装置。
- (c)每个驾驶员座椅的设计,必须承受按 JAR—VLA 395 规定的在主飞行操纵器件上施加驱动力所引起的反作用力。

(d)作为型号设计批准的一部分,座椅及其安装是否符合本条的强度和变形要求的验证,可用下列方法之一来表明:

(1)如结构与常规飞机的形式相同,且对它们已有可靠的分析方法的,则可用结构分析方法;

(2)结构分析和静力载荷试验到限制载荷的组合;

(3)静力载荷试验到极限载荷。

(e)每个乘员,当他经受JAR—VLA 561(b)(2)规定的惯性力时,必须有防止头部碰触任何致伤物体的安全带和肩带,以防止头部严重受伤。(见ACJ VLA 785(e))

(f)在飞行机组人员座椅上安装的每一肩带装置,当机组人员就坐并系紧安全带和肩带后,必须使机组人员能执行飞行中所有必要的操作职责。

(g)必须有措施在每个安全带和肩带不使用时将其固定,以免妨碍对飞机的操作和在紧急情况下的迅速撤离。

(h)每个座椅滑轨必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

(i)在每个座椅周围的可能碰撞乘员(已用安全带及肩带系紧)头部躯体的座舱空间范围内(包括结构,内壁,仪表板,驾驶盘,脚踏和座椅),必须没有可能致伤的物体,尖边,突出物和硬表面。如果采用能量吸收的设计或设施来满足这个要求,则当承受JAR—VLA561(b)(2)中所规定的极限惯性力时,它们必须保护乘员不受严重伤害。

JAR—VLA 787 货舱

(a)每个货舱必须根据其标明的最大载重及本部规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。

(b)必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险,对于任何操纵装置,电线、管路、设备或附件,如其破坏或损伤将影响安全使用,则必须有防护措施。

(c)货舱至少必须是阻燃材料构造的。

(d)用于随带行李的设计,必须有措施使当JAR—VLA 561(b)(2)规定的极限惯性力情况下,保护乘员免受其伤害。

(e)如果在货物和乘员舱之间没有结构隔开,则位于乘员后面的货物以及在坠损情况下可能造成危险的物品必须按 $1.33 \times 9g$ 的载荷系数固紧。

JAR—VLA 807 应急出口

如果出口是用于满足JAR—VLA 783(a)的符合性,开启系统必须设计成简单和易于使用。它必须功能迅速,且设计成既能为每个系坐在座椅上的乘员操作,也能从驾驶舱外部开启,必须有合理的措施防止由于机身变形而被卡住。

JAR—VLA 831 通风

载人舱必须适当通风。一氧化碳在空气中的浓度不得超过 $1/20,000$ 。

防 火

JAR—VLA 853 座舱内部设施

对载人舱：

(a)材料必须至少是阻燃的；

(b)[备用]

(c)如果禁止吸烟，必须有相应的说明示牌；如果允许吸烟，必须有足够数量的可卸包容式烟灰盒。

(d)装有燃油、滑油或其它易燃液体的导管，油箱或设备不得安装在载人舱内，除非有足够的屏蔽，隔离或防护，防止在它们破损或损坏时会引起危险。

(e)在防火墙的座舱一侧上的飞机材料必须是自灭的，或离防火墙足够远，或有其它的防护措施，以使在防火墙受到不小于 1100 C 的火焰温度作用 15 分钟时，这些材料不会着火。这可用试验或分析来证明。对于自灭材料(除去适航当局认为对火焰扩展不会有重要影响的电线和电缆绝缘以及其它小零件外)，必须按本部附录 F 或适航当局批准的等效方法进行垂直自灭试验。材料的平均烧焦长度不得超过 17 厘米，并且在移去火源后平均焰燃时间不得超过 15 秒。材料试样滴落物在滴落后继续焰燃的时间，平均不得超过 3 秒。

JAR—VLA 857 电搭铁

(a)电流必须保证连续性，以防止在包括油箱和其它容器的动力装置附件，和导电的飞机其它重要零件之间存在电位差。

(b)如果用铜做搭铁导体，其横截面积必须不小于 1.3 平方毫米。

(c)必须有将飞机与地面燃油设备电气搭接的措施。

JAR—VLA 863 可燃液体的防火

凡可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须有措施形成适当的隔离、通气和排放，以尽量减少液体和蒸气点燃的概率以及万一点燃后的危险后果。

JAR—VLA 865 飞行操纵系统和其它飞行结构的防火

位于发动机舱里的飞行操纵系统，发动机架和其它飞行结构，必须用防火材料制造或屏蔽，使之能经受住着火的影响。

其 它

JAR—VLA 871 定飞机水平的措施

必须有确定飞机在地面是否处于水平位置的措施。

E 分部 动力装置

总 则

JAR—VLA 901 安装

(a)就 JAR—VLA 而言,飞机动力装置的安装包括下列部件:

- (1)推进所必需的部件;
- (2)影响推进装置安全的部件。

(b)飞机动力装置的构造、布置和安装必须达到下列要求:

- (1)直到申请批准的最大高度,均保证安全工作;
- (2)是可达的,以进行必要的检查与维护。

(c)驾驶员必须能够容易地拆下或打开整流罩和短舱,以便在飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性。

(d)安装必须满足下列要求:

- (1)发动机制造厂提供的安装说明书;
- (2)本分部中适用的规定。

JAR—VLA 903 发动机

(a)发动机型号合格证

每型发动机必须有型号合格证。(见 ACJ VLA 903(a))

(b)再起动力 必须制定飞机的发动机空中再起动的高度和速度包线。安装的发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

JAR—VLA 905 螺旋桨

(a)螺旋桨必须有型号合格证或等效的批准。(见 ACJ VLA 905(a))

(b)发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定或批准通过的限制。

JAR—VLA 907 螺旋桨振动

(a)必须表明在每种正常运行条件下,每具有金属桨叶或高应力金属部件的螺旋桨的振动应力不超过螺旋桨制造厂已表明的连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明:

- (1)通过螺旋桨的直接试验测定应力;

(2)与已完成该测量的类似装置作比较；

(3)能证明该装置安全的任何其它可接受的试验方法或使用经验。

(b)除常规的定距木质螺旋桨外,其它类型螺旋桨在需要时必须出示安全振动特性证明。

JAR—VLA 909 增压器

(a)增压器必须在发动机型号合格证内经过批准。

(b)在服役中预期出现的操纵系统的故障、振动、不正常转速和温度,均不得损坏增压器的压气机或涡轮。

(c)增压器的壳体必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

JAR—VLA 925 螺旋桨的间距

除非已证实可采用更小间距,飞机在最大重量、最不利重心位置以及螺旋桨的最不利桨距位置的情况下,螺旋桨间距不得小于下列规定:

(a)地面间距 起落架处于静压缩状态,当飞机处于水平起飞姿态或滑行姿态时(取最严重者),每一螺旋桨与地面之间的间距均不得小于 180 毫米(对前轮式飞机)或 230 毫米(对尾轮式飞机)。此外,对利用液压或机械方法吸收着陆震动的常规起落架支柱的飞机,当处于临界轮胎完全泄气和相应的起落架支柱压缩到底的水平起飞姿态时,螺旋桨与地面之间必须具有正的间距。对于采用板簧支柱的飞机应表明在与 1.5g 相应的挠度下,具有正的间距。

(b)水面间距 每一螺旋桨与水面之间的间距不得小于 460 毫米,如果能表明采用更小的间距仍符合 JAR—VLA 239 的规定则除外。

(c)结构间距 必须满足下列要求:

(1)桨尖与飞机结构之间的径向间距不得小于 26 毫米,加上计及有害的振动所必须的任何附加径向间距;

(2)螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞机各静止部件之间的纵向间距不得小于 13 毫米;

(3)螺旋桨其它转动部分或桨毂罩与飞机的各静止部分之间必须有正的间距。

(d)与乘员之间的间距 螺旋桨与乘员之间必须有足够的间距,以使乘员(当坐在舱内并系着安全带)不可能无意地接触到螺旋桨。

JAR—VLA 943 负加速度

飞机在诸如可能由突风造成的短时间负加速度状态飞行时,发动机、或与动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。(见 ACJ VLA 943)

燃 油 系 统

JAR—VLA 951 总则

(a)每个燃油系统的构造和布置在任何正常的工作条件下必须保证以发动机正常工作所需的流量和压力向其供油,并且燃油系统必须有防止空气进入系统的措施。

(b)每个燃油系统必须布置成燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油。重力供油系统不得同时从一个以上的油箱向发动机供油,除非油箱空间是以某种形式连通以保证所有连通油箱的等量供油。

JAR—VLA 955 燃油流量

(a)总则 必须在对供油和不可用油量为最临界的态度下,表明燃油系统能以本条规定的流量,和足以保证汽化器正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定:

(1)油箱内的燃油量不得超过按 JAR—VLA 959 制定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和;和

(2)如果装有燃油流量计,在流量试验时必须使其停止工作,燃油必须流经该流量计旁路。

(b)重力供油系统 重力供油系统(主供油和备用供油)的燃油流量必须为发动机起飞燃油消耗量的 150%。

(c)泵压供油系统 每个泵系统(主供油和备用供油)的燃油流量必须为发动机在最大起飞功率时的起飞燃油消耗的 125%。对于发动机驱动的主燃油泵和应急泵都必须具备上述流量,而且在起飞期间,当泵运转时必须提供该流量。

(d)多个燃油箱 如果发动机能够由一个以上油箱供油,在向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使该发动功能明显不正常时,在平飞状态下转为由其它任何满油箱供油后,在不大于 10 秒的时间内,必须能恢复该发动机的全功率和向该发动机供油的供油压力。

JAR—VLA 957 连通油箱之间的燃油流动

油箱出口相互连通的重力供油系统,在 JAR—VLA 959 规定的条件下,油箱之间应有足够的燃油流动而必须不可能造成从任何通气口溢出燃油,必须使用满油箱者除外。

JAR—VLA 959 不可用燃油

每个燃油箱的不可用燃油量必须制定为不小于下述油量:对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行,在最不利供油条件下,发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。

JAR—VLA 961 燃油系统在热气候条件下的工作

在临界工作情况并在合格审定要求的最临界燃油量下使用温度为 43℃ 的燃油时必须无汽塞现象。

JAR—VLA 963 燃油箱:总则

- (a) 油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。
- (b) 每个软油箱衬垫必须是可接受的类型。
- (c) 整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

JAR—VLA 965 燃油箱试验

每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油。

- (a) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞机结构的非金属油箱,为 24 千帕。
- (b) 对于每个整体油箱,为油箱满油的飞机在最大限制加速度时产生的压力,并同时施加临界限制结构载荷。
- (c) 对于箱壁支持于飞机结构,和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱,在真实的或模拟的支承条件下,对特定设计的首件油箱,为 14 千帕,支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

JAR—VLA 967 燃油箱安装

- (a) 每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。还必须符合下列规定:
 - (1) 如有必要,必须在油箱与其支承件之间设置隔垫,以防擦伤油箱;
 - (2) 隔垫必须不吸收液体,或经处理后不吸收液体;
 - (3) 如果使用软油箱衬垫,则软油箱衬垫的支承必须使其不必承受油液载荷;
 - (4) 毗连护面层的内表面必须光滑,而且不具有会磨损软油箱的凸起物,除非满足下列条件之一:
 - (i) 在凸起物处,具有保护软油箱衬垫的措施;或
 - (ii) 衬垫本身构造具有这种保护作用。
 - (5) 在所有运行条件下,每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压,但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外;
 - (6) 加油口盖不适当的扣紧或丢失,不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸(少量的溢漏除外)。
- (b) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔,以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞机结构的一个整体部分,则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。
- (c) 油箱不得安装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间是必须至少有 13 毫米的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮,不得作为整体油箱的箱壁。
- (d) 如果油箱装在载人舱中,必须采用油气和防燃油的罩将它隔开,并设置通往飞机外部的排漏孔和通气口。如果使用囊式油箱,则必须有一个在结构完整性方面至少与金属油箱等效的保护罩。
- (e) 油箱和燃油系统部件的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油:
 - (1) JAR—VLA 561 规定的应急着陆情况的惯性力;和

(2)飞机在下述每种情况下,以正常着陆速度在有铺面跑道上着陆时可能出现的情况:

- (i)正常着陆姿态和起落架收起;
- (ii)最临界的起落架折损,而其它起落架放下。

JAR—VLA 969 燃油箱的膨胀空间

除非燃油箱通气口的排放物不污染飞机(在这种情况下不要求膨胀空间),否则每个燃油箱都必须具有不小于2%油箱容积的膨胀空间。必须使飞机处于正常地面姿态时,不可能由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

JAR—VLA 971 燃油箱沉淀槽

(a)每个燃油箱均必须有沉淀槽,其有效容积在正常地面和飞行姿态时不小于油箱容积的0.10%或12立方厘米(两者中取大值),但下列情况例外:

- (1)燃油系统有一个排放时易于接近的积液槽或腔,其容量为25立方厘米;
- (2)每一油箱出口的位置,在正常地面姿态下,应使水从油箱的所有部位排入积液槽或腔。

(b)按本条(a)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液咀必须符合JAR—VLA 999(b)(1),(2)和(3)的放液咀规定。

JAR—VLA 973 燃油箱加油口接头

(a)燃油箱加油接头应设置在人员舱的外部。必须能防止溢出的燃油流入油箱舱或除油箱外飞机的任何部份。

(b)每个主加油口的加油口盖必须有耐燃油密封装置。但是,油箱加油口盖可以有小孔,用于通气或作为量油计穿进口盖的通路。

JAR—VLA 975 燃油箱的通气和汽化器蒸汽的排放

(a)每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此处应满足下列要求:

- (1)每个通气口的位置和构造必须使冰或其它外来物堵塞的概率减至最小;
- (2)每个通气口的构造必须能防止正常运行时产生燃油虹吸;
- (3)通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差;
- (4)出口互通的油箱,其膨胀空间必须互通;
- (5)飞机处于地面姿态或水平飞行姿态时,通气管中不得有会积水而不能排放的部位;

(6)通气管所终止的部位,不得使通气管出口排出的燃油会引起着火,或使油气可能进入载人舱;

(7)通气口的位置必须能防止当飞机以任何方向停放在1%斜度的停机坪上时有燃油流失,但因热膨胀而溢出的燃油除外。

(b)每个具有蒸气消除接头的汽化器,和每台使用回输装置的燃油引射发动机,必须有单独的排放管将蒸气引回到某一燃油箱内的顶部。如果装有多个油箱,以及由于某种理由必

须按一定顺序使用各油箱时,则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱,除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其它油箱更为可取。

JAR—VLA 977 燃油滤网或燃油滤

(a)油箱出口与汽化器进口之间(或发动机传动的燃油泵,如果有的话)必须设置满足下列要求的燃油滤:

(1)具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制),以便在燃油脏污程度(与污粒大小和密度有关)超过对发动机批准的值时,保证发动机燃油系统的功能不受损害;

(2)便于放油或清洗。

(b)在每个燃油箱出口必须有一个满足下列要求的燃油滤网:

(1)滤网为 3~6 目/厘米;

(2)滤网长度至少是燃油箱出口直径的两倍;

(3)滤网的直径至少等于燃油箱出油口直径;

(4)滤网必须便于检查和清洗。

燃油系统部件

JAR—VLA 991 燃油泵

(a)主油泵 对主油泵,采用下列要求:

对于由多台燃油泵向发动机供油的发动机安装,发动机必须至少有一台燃油泵由发动机直接驱动。该泵必须满足 JAR—VLA 955 的要求。该泵为主燃油泵。

(b)应急燃油泵 必须有应急燃油泵,当任一主油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外)失效后,应能立即向相应发动机供油。应急燃油泵的动力源必须独立于主燃油泵动力源。

(c)警告措施 如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作,则必须具有能向飞行员指示任一油泵故障的设施。

(d)不管发动机功率或者任何其它燃油系统的功能状态如何,任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

JAR—VLA 993 燃油系统导管和接头

(a)每根燃油导管的安装和支承,必须能防止过度的振动,并能承受燃油压力及加速度飞行所引起的载荷。

(b)连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根燃油导管,必须用柔性连接。

(c)燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接,必须使用软管组件。

(d)软管必须经过批准,或必须表明适合于其特定用途。

JAR—VLA 995 燃油阀和燃油控制器

- (a) 必须具有能使飞行员在飞行中快速切断发动机供油的手段。
- (b) 燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。此外,必须具有下列措施:
 - (1) 防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施;和
 - (2) 允许飞行员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开阀门的措施。
- (c) 每个燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作或加速飞行情况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。
- (d) 每个燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力和振动不影响其选定的位置。
- (e) 每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有将不正确的安装的可能性减至最小的设计特点。
- (f) 必须在构造上或采用其它相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。
- (g) 燃油箱选择阀必须满足下列要求:
 - (1) 需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置;
 - (2) 燃油箱选择器的安装位置应使从某一油箱转换到另一油箱时,不可能通过“断开”位置。

JAR—VLA 999 燃油系统放液咀

- (a) 燃油系统必须至少有一个放液咀,当飞机处于正常地面姿态时,可以安全地放出整个系统内的油液。
- (b) 本条(a)以及 JAR—VLA 971 要求的放液咀必须满足下列要求:
 - (1) 使排放液避开飞机各个部分;
 - (2) 有手动或自动的机构,能确定地锁定在关闭位置;和
 - (3) 具有满足下列要求的放液阀:
 - (i) 易于接近并易于打开和关闭;
 - (ii) 阀门位置或其防护措施,能在起落架收起着陆时防止燃油喷溅。

滑 油 系 统

JAR—VLA 1011 总则

- (a) 如果发动机装备滑油系统,则它必须能供给发动机适量的滑油,滑油温度不超过对发动机连续工作安全的最高温度。
- (b) 每个滑油系统必须有一个足以保证飞机续航的可用的滑油容量。
- (c) 假如发动机依靠燃、滑油的混合合润滑,则必须制定一个能向发动机提供合适混合比的可靠方法。(见 ACJ VLA 1011(c))

JAR—VLA 1013 滑油箱

(a)每个滑油箱的安装必须满足下列要求:

(1)JAR—VLA 967(a)、(b)和(d)的要求;和

(2)能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。

(b)滑油量必须易于检查,而无需拆卸任何发动机罩部分(除滑油箱口盖外)或使用任何工具。

(c)若滑油箱安装在发动机舱内,则其必须由耐火材料制成,但当包括油箱、管路、沉淀槽在内的系统的全部滑油容积少于5升时,则可以由阻燃材料制成。

JAR—VLA 1015 滑油箱试验

滑油箱必须承受在JAR—VLA 995对燃油箱规定的试验,但是在压力试验时,试验压力必须是35千帕。

JAR—VLA 1017 滑油导管和接头

(a)滑油导管必须满足JAR—VLA 993的要求。

(b)通气管 通气管必须按下列要求布置:

(1)可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气或滑油不会聚积在任何一处;

(2)在出现滑油泡或由此引起排出的滑油喷溅到驾驶舱风档上时,通气管的排放物不会构成着火危险;

(3)通气管不会使排放物进入发动机进气管系统;

(4)保护通气管输出口不被冰或外来物堵塞。

JAR—VLA 1019 滑油滤网或滑油滤

动力装置中每个滑油滤网或滑油滤,其构造和安装必须使得在该滤网或油滤完全堵塞的情况下,滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分。

JAR—VLA 1021 滑油系统放油咀

必须具有能使滑油系统安全排放的一个(或几个)放油咀。每个放油咀必须有措施能将其确实地锁定在关闭位置。

JAR—VLA 1023 滑油散热器

每个滑油散热器及其支承结构,必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性和滑油压力载荷。

冷 却

JAR—VLA 1041 总则

在所有可能的使用情况下,动力装置冷却设备必须能保持动力装置部件和发动机液体的温度在发动机设计者规定的温度限制以内。

JAR—VLA 1047 活塞发动机飞机的冷却试验程序

(a)为了确定对 JAR—VLA 1041 要求的符合性,冷却试验必须按下列要求进行:

- (1)必须以不低于 75%最大连续功率的发动机状态在飞行中使发动机温度稳定;
- (2)温度已经稳定后,飞机必须在实际可能的最低高度上,以发动机起飞功率开始爬升并持续 1 分钟;
- (3)在 1 分钟后,必须以最大连续功率继续爬升,在记录的最高温度出现以后还须持续至少 5 分钟;
- (4)对于增压式发动机,当通过爬升剖面中需要使用增压器的部分时,每个增压器必须工作,其工作方式必须符合预定功能。

(b)本条(a)所要求的爬升必须以不超过最佳爬升率的速度进行,发动机为最大连续功率。

(c)预期的最高大气温度(热天气条件)在海平面是 38 C。在海平面以上,高度每增加 1000 英尺,温度下降 2 C。如果在偏离上述温度下进行试验,则必须按本条(d)修正所记录的温度,除非使用更合理的修正方法。

(d)对于发动机所用液体和动力装置部件(气缸筒除外)的温度必须进行修正,修正方法为:此温度加上预期的最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度)的差值。

(e)气缸筒温度必须进行修正,修正方法为:此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度)差值的 0.7 倍。

液体冷却

JAR—VLA 1061 安装

(a)总则 每台液冷式发动机必须有一个独立的冷却系统(包括冷却液箱),并按以下要求安装:

- (1)冷却液箱的支承,应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上;
- (2)在冷却液箱及其支座之间应装有隔垫以防擦伤;
- (3)在充液或工作时,除膨胀箱外,冷却系统的任何部分不能集存空气和蒸气。隔垫必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体。

(b)冷却液箱

- (1)每个冷却液箱必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷;
- (2)每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量 10%的膨胀空间;

(3)飞机在正常地面姿态时,必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占有膨胀空间。

(c)加液口接头 每个冷却液箱加液口接头均必须按 JAR—VLA 1157(c)的规定作标记。此外,还应满足下列要求:

(1)必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱舱,或流入冷却液箱外的飞机任何部分;和

(2)每个凹形冷却液加液口接头,必须有放液咀,其排放液能避开飞机各个部分。

(d)导管和接头 每个冷却液系统的导管和接头必须符合 JAR—VLA 993 的规定。但是发动机冷却液进口和出口导管的内径不得小于相应的发动机进口接头的直径。

(e)散热器 冷却液散热器必须能承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外,还应满足下列要求:

(1)每个散热器的支承必须允许由于工作温度而引起的膨胀并能防止将有害的振动传给散热器;和

(2)如果使用可燃冷却液,冷却液散热器进气道的位置必须使起火时从发动机短舱来的火焰不能触及散热器。

(f)放液咀 必须有一个满足下列要求的可靠近的放液咀:

(1)在飞机处于正常地面姿态时,可以放出整个冷却系统(包括冷却液箱、散热器和发动机)内的液体;

(2)排放液能避开飞机各个部分;和

(3)具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

JAR—VLA 1063 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按 JAR—VLA 965 进行试验,但以下情况除外:JAR—VLA 965

(a)(1)要求的试验必须用类似的试验来代替,试验的压力为满液箱的最大极限加速度时产生的压力或 24 千帕的压力(两者中取大者),再加上系统的最大工作压力。

进气系统

JAR—VLA 1091 进气

(a)每台发动机的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下,供给发动机所需要的空气。

(b)主进气口可以位于发动机罩内,条件是发动机罩的该部分与发动机附件区有耐火隔板隔开,或者有防止出现回火火焰的手段。

JAR—VLA 1093 进气系统的防冰

(a)活塞发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施。除非由其它方法来满足上述要求,否则,必须表明,在-1 C.无可见水汽的空气中符合下列规定:

(1)采用普通文氏管式汽化器的海平面发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 32 C 的温升;

(2)采用普通文氏管式汽化器的高空发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 75% 最大连续功率运转情况下提供 50 C 的温升;

(3)采用防冰的汽化器的高空发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 60% 最大连续功率运转情况下提供 38 C 的温升;

(4)采用防冰的汽化器的海平面发动机的飞机装有遮蔽的备用气源,该气源的预热不低于发动机冷却空气流经气缸后所提供的预热。

(b)每台装有增压器(对进入汽化器之前的空气进行增压)的活塞发动机,在判断符合(a)的规定时,在任何高度上均可利用由此增压所产生的空气温升,只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

JAR—VLA 1101 汽化器空气预热器的设计

汽化器空气预热器的设计和构造必须满足下列要求:

- (a)当发动机用不预热的空气运转时,保证预热器的通风;
- (b)能够检查预热器所包围的排气歧管部分;
- (c)能够检查预热器本身的关键部位。

JAR—VLA 1103 进气系统导管

(a)进气系统管道必须有放液咀,以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的积聚。放液咀不得在可能引起着火危险的部位放液。

(b)连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

JAR—VLA 1105 进气系统的空气滤

如果进气系统采用空气滤,则应符合以下规定:

- (a)每个空气滤必须位于汽化器上游;
- (b)如果进气系统是空气进入发动机的唯一通道,而空气滤位于此系统的任何位置上,则必须有措施保证避免和消除冰的形成。(见 ACJ VLA 1105(b));和
- (c)必须使燃油不可能冲击到任何空气滤上。

排气系统

JAR—VLA 1121 总则

(a)排气系统必须确保安全地排出废气,没有着火危险,在任何载人舱内也没有一氧化碳污染。

(b)表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件,其安置或屏蔽必须使得任何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏,不会由于液体或蒸气接触到排气系统(包括排气系统的屏蔽件)的任何零件引起着火。

(c)必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的飞机易燃部分(位于发动机舱之

外的)相隔开。

- (d) 废气排放时不得危险地靠近燃油或滑油放油口。
- (e) 所有排气系统部件均必须通风,以防某些部件温度过高。
- (f) 每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。

JAR—VLA 1123 排气管

(a) 排气歧管必须是防火和耐腐蚀的,并且必须有措施防止由于工作温度引起的膨胀而造成损坏。

- (b) 每个排气歧管的支承,必须能承受使用中可能遇到的各种振动和惯性载荷。
- (c) 连接在可能有相对运动的部件之间的排气管零件必须采用柔性连接。

JAR—VLA 1125 排气热交换器

对于活塞发动机飞机,采用下列规定:

(a) 排气热交换器的构造和安装,必须能承受正常运行中可能遇到的各种振动、惯性和其它载荷。此外,还应满足下列要求:

- (1) 排气热交换器必须适合于高温下连续工作,并能耐排气腐蚀;
 - (2) 必须具有检查排气热交换器关键部件的措施;和
 - (3) 排气热交换器接触废气的部位必须具有冷却措施。
- (b) 用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

动力装置的操纵器件和附件

JAR—VLA 1141 总则

(a) 每个操纵器件必须保持在任何必要的位置,而无下列现象:

- (1) 要求飞行员经常注意;或
- (2) 由于操纵载荷或振动而滑移。

(b) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

(c) 位于发动机舱内的而在着火时还要求工作的每个动力装置的操纵部分,必须至少是耐火的。

(d) 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件必须满足下列要求:

(1) 对于手动阀门,在打开和关闭位置有确定的止动器,或对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施;和

- (2) 对于动力作动阀门,应有向飞行员指示下列情况之一的手段:
 - (i) 阀门在全开或全关位置;或
 - (ii) 阀门在全开和全关位置之间移动。

JAR—VLA 1143 发动机操纵器件

(a)功率、增压器操纵器件都必须能对其操纵的发动机或增压器进行确实和及时反应的操纵。

(b)如果功率操纵器件具有断油的特性,则该操纵器件必须有措施防止其误动到断油位置,该措施必须满足下列要求:

- (1)在慢车位置有确实的锁或止动器;和
- (2)要用一个另外的明显动作才能将操纵器件移到断油位置。

JAR—VLA 1145 点火开关

(a)各点火电路必须有一个单独的开关,并且在操作该开关时必须不要求按动其它开关。

- (b)点火开关的安置和设计必须能防止误动。
- (c)点火开关不得作为其它电路的主开关。

JAR—VLA 1147 混合比操纵器件

为使操纵器件移动到贫油或断开位置,必须要有一个单独的和不同的操作。

JAR—VLA 1163 动力装置附件

(a)每个发动机驱动的附件必须符合下列规定:

- (1)能满意地安装在相应的发动机上;
- (2)利用发动机上的设施进行安装;和
- (3)是密封的,以防止污染发动机滑油系统和附件系统。

(b)易产生电弧或火花的电气设备,其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

JAR—VLA 1165 发动机点火系统

(a)每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能,当任一蓄电池电能耗尽时,此发电机可自动作为备用电源供电,使发动机能继续运转。

(b)蓄电池和发电机的容量,必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。

(c)发动机点火系统的设计必须计及下列情况:

- (1)一台发电机不工作;
- (2)一个蓄电池电能耗尽,该蓄电池电能耗尽,而发电机以其正常转速运转;和
- (3)如果只装有一个蓄电池,该蓄电池电能耗尽,而发电机在慢车转速下运转。

(d)如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所需的蓄电池连续放电,则必须有警告飞行员的措施。

动力装置的防火

JAR—VLA 1182 防火墙后面的防火区域

位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头制造材料和离防火墙的距离,必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 1100℃ 的火焰作用 15 分钟时,不会受到足以使飞机发生危险的损坏。可以通过试验或分析来验证。

JAR—VLA 1183 导管、接头和部件

(a)除了本条(b)规定的外,在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的,但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护,如果任何非防火另件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件(软管和管接头)必须是经批准的。然而,如果包括油箱、导管和沉淀槽在内的滑油系统的总容量小于 5 升,此系统的部件仅需要是阻燃的。

(b)本条(a)不适用于下列情况:

- (1)已批准作为型号合格审定合格的发动机一部分的导管和接头;和
- (2)破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

JAR—VLA 1191 防火墙

(a)发动机必须用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离。

(b)防火墙或防火罩的构造必须能防止危险数量的液体、气体或火焰从发动机舱进入飞机的其它部分。

(c)防火墙或防火罩的每个开孔,都必须用紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头封严。

(d)防火墙和防火罩必须是防火和防腐蚀的。

(e)下列材料不经本条要求的试验就可以作为防火墙或防火罩的材料:

- (1)不锈钢板,厚度 0.38 毫米;
- (2)软钢板(包覆铝层或采用其它防腐措施),厚度 0.5 毫米;和
- (3)钢或铜基合金的防火墙接头。

(f)必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准:

- (1)材料或部件承受的火焰温度必须是 $1100 \pm 25^\circ\text{C}$;
- (2)对于板材,必须在大约 64 厘米² 的面积上经受由合适的燃烧器发出的火焰;
- (3)火焰的大小必须足以在大约 13 毫米²* 的面积上保持要求的试验温度;和
- (4)防火墙材料和接头必须至少在 15 分钟内不被烧穿。

* 译注:是否有误? CCAR—23 部此处的值为 32.25 厘米²(5 英寸²)

JAR—VLA 1193 发动机罩及短舱

(a)整流罩的构造和支承,必须使其承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b)在飞机处于正常的地面和飞行姿态时,必须有迅速、全部地排出整流罩各部分液体的设施。不得在会引起着火危险处排放。

(c)整流罩必须至少是耐火的。

(d)在发动机舱罩开口后方位于开口后至少 60 厘米距离范围内的每个零件是耐火的。

(e)由于靠近排气系统零件或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是防火的。

F 分部 设 备

总 则

JAR—VLA 1301 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求：

- (a) 其种类和设计 with 预定功能相适应；
- (b) 有标牌标明其名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合；
- (c) 按对该设备规定的限制进行安装；和
- (d) 在安装后功能正常。

JAR—VLA 1303 飞行和导航仪表

所需的飞行和导航仪表规定如下：

- (a) 一个空速表；
- (b) 一个高度表；
- (c) 一个磁航向指示器。

JAR—VLA 1305 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

- (a) 每个燃油箱有一个燃油油量表。(见 ACJ VLA 1305(a))；
- (b) 除了没有滑油压力系统的发动机和对与其它滑油系统独立的增压滑油系统外，有一个滑油压力指示器或滑油低压警告装置；
- (c) 除两冲程发动机外，发动机要有一个滑油温度指示器；
- (d) 一个转速表；
- (e) 对于具有整流罩通风片的每台气冷式发动机要有一个气缸头温度表；
- (f) 泵压式供油发动机，一个燃油压力指示器或一个燃油低压警告装置；
- (g) 对于装变距螺旋桨或增压器的发动机要有一个管道压力指示器。
- (h) 每个滑油箱有一个滑油油量指示器，例如油尺；
- (i) 对于增压装置，如果对汽化器进气温度或排气温度规定了限制，那么必须备有能指示此种限制的温度指示器，除非已表明在所有预定的使用中不会超过这些限制。
- (j) 液冷式发动机，一个冷却液温度指示器。

JAR—VLA 1307 其它设备

每名乘员必须有一个经批准的座椅。

JAR—VLA 1309 设备、系统及安装

设备、系统及安装必须设计成在发生可能的故障或失效时对飞机产生的危害减小到最低程度。

仪表：安装

JAR—VLA 1321 布局 and 可见度

每个飞行、导航和动力装置仪表必须布局清楚并让每个驾驶员清晰可见。

JAR—VLA 1322 警告灯、戒备灯和提示灯

如果在驾驶舱内装有警告灯、戒备灯和提示灯，则必须按照下列规定：

- (a) 红色，用于警告灯（指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示灯）；
- (b) 琥珀色，用于戒备灯（指示将可能需要采取纠正动作的指示灯）；
- (c) 绿色，用于安全工作灯；和
- (d) 任何其它颜色，包括白色，用于本条(a)至(c)未作规定的灯，该颜色要足以同本条(a)至(c)规定的颜色相区别，以避免可能的混淆。

JAR—VLA 1323 空速指示系统

(a) 必须在海平面、标准大气条件下校准空速指示系统，以皮托管静压误差最大不超过 8 公里/小时或 $\pm 5\%$ （两者中取大值）指示真实空速。在下列状态的整个速度范围内校准：

- (1) 从 $1.3V_{SI}$ 到 V_{NE} ，襟翼在收上位置；
 - (2) 从 $1.3V_{SI}$ 到 V_{FE} ，襟翼在放下位置。
- (b) 空速系统必须在飞行中校准。
- (c) 空速指示系统必须适合于 V_{SO} 到 $1.05V_{NE}$ 的速度范围。

JAR—VLA 1325 静压系统

(a) 每个装有静压膜盒接头的引气，必须使飞机速度、窗户开闭、湿气或其它杂质对这些仪表的准确度没有显著的影响。

- (b) 静压系统的设计和安装必须符合下列规定：
- (1) 备有可靠的排放水份的措施；
 - (2) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过份变形或严重限流；和
 - (3) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

JAR—VLA 1327 磁航向指示器

(a) 每个所需的磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞机振动或磁场的严重影响。

(b) 经补偿的安装偏差, 平飞时任何航向上不得大于 10° 。但当无线电发射时偏差可超过 10° 不能超过 15° 。

JAR—VLA 1331 使用能源的仪表

对于每架飞机采用下列规定:

(a) 在大于最佳爬升率的任何速度上, 每个陀螺仪表必须从能源获得足够的能量, 以维持仪表所要求的准确度。

(b) 每个陀螺仪表必须安装成能防止由于雨、油和其它有害物质造成的故障。

(c) 必须有一种手段, 指示对于仪表的供能是足够的。

JAR—VLA 1337 动力装置仪表

(a) 仪表和仪表管路

(1) 动力装置仪表的每根管路必须满足 JAR—VLA 993 的要求;

(2) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定:

(i) 在压力源处有限流孔或其它安全装置, 以防管路破损逸出过多的液体; 和

(ii) 管路的安装和布置要和使液体的逸出不会造成危险。

(3) 使用可燃液体的每个动力装置仪表, 其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危险。

(b) 燃油油量表

必须装有指示装置向飞行员指示飞行中每个油箱的油量。此外, 还必须符合下列规定:

(1) 每个燃油油量表必须经过校准, 使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于 JAR—VLA 959 确定的不可用燃油量时, 其读数为“零”;

(2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护, 以免损坏;

(3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时, 必须有可以在地面排水的装置;

(4) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置指示器。

(c) 燃油流量指示系统 如果装有该系统, 则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。

JAR—VLA 1351 总则

(a) 电气系统容量 每个电气系统必须符合其预定的用途。此外, 采用下列规定:

(1) 电源及其传输电缆以及有关的控制和保护装置, 必须能够向安全运行所必不可少的每个负载回路以适当的电压供给所需的电功率; 和

(2) 必须用电气负载分析或电气测量来表明符合本条(a)(1)的要求, 进行时要考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和可能的持续时间。

(b) 功能 每个电气系统要符合下列要求:

(1)安装后的每个电气系统必须满足下列要求:

- (i)对系统本身及其工作方式和对飞机其它部分的影响均没有危险;
- (ii)采取保护以免受燃油、滑油、水和其它有害物质的侵害及机械损伤;
- (iii)系统设计成使乘员、地面人员受到电击的危险减小到最低程度。

(2)除了交流发电机可以依靠蓄电池初始激励或稳定以外,电源在单独供电或并联运行时均必须功能正常;

(3)除了依靠电池初始激励或稳定的交流发电机可以因蓄电池的失效而停止工作外,任何电源在其故障或失效时,不得损害任何其余的电源向安全运行所必不可少的负载回路供电的能力;

(4)除了依靠蓄电池初始激励或稳定的交流发电机的控制不需要断开交流发电机和其蓄电池之间的连接外,每个电源控制装置必须能够使每个电源独立地工作。

(c)发电系统 如果电气系统要向安全运行所必不可少的负载电路供电,则必须至少有一台发电机。此外,应符合下列规定:

(1)每台发电机必须能够输出它的连续额定功率;

(2)发电机的电压控制装置必须能可靠地将发电机的输出电压调整在额定范围内;

(3)每台发电机必须有一个反流断路器,其设计当反向电流足以损坏发电机时,能断开该发电机与蓄电池和其它发电机的连接;

(4)任何一台发电机失效时,必须有措施立即向飞行员发出警告;和

(5)每台发电机必须有一个过压保护装置,其设计和安装当发电机出现过压情况时能防止对电气系统或由该电气系统供电的设备造成损坏。

(d)仪表 必须有手段向飞行员指示安全运行所必不可少的电源系统有足够的供电。对于直流系统,电流表可以接在蓄电池馈线中。

(e)耐火性 电气设备的设计和安装必须能保证在发动机舱起火的情况下,靠近火的防火墙表面加热到 1100℃并保持 5 分钟,或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时,安装在防火墙后面的连续安全运行所必不可少的设备能令人满意地工作,而不产生进一步着火危险。这可以用试验或分析来证实。

(f)外部电源 如果备有设施将外部电源接到飞机上,且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其它设备相连接,则必须有措施确保反极性 or 逆相序的外部电源不能向该飞机的电气系统供电。

JAR—VIA 1353 蓄电池的设计和安装

(a)每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装。

(b)在任何可能的充电和放电状态下,单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当蓄电池(在预先完全放电之后)在下列情况下重新充电时,单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高:

(1)以调定的最大电压或功率;

(2)最长持续飞行期间;和

(3)服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(c)必须通过试验表明符合本条(b)的要求,但是,如果类似的蓄电池和安装方法的使用

经验业已表明,使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题,则除外。

(d)正常工作时,或充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时,从任何蓄电池逸出的易爆或有害气体,在飞机内的积聚量不得达到危险程度。

(e)蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体,均不得损坏周围的飞机结构或邻近的重要设备。

(f)能够用于起动发动机或辅助动力装置的每个镉镍蓄电池装置,必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统。

(g)能够用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一:

(1)一个自动控制蓄电池充电速率的系统,以防止蓄电池过热;

(2)一个蓄电池温度敏感和超温警告系统,该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施;或

(3)一个蓄电池失效敏感和警告系统,该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。

JAR—VI A 1357 电路保护装置

(a)在所有电路中必须安装保护装置,例如熔断器或断路器。但下列情况除外:

(1)起动电动机的主电路;和

(2)不装保护装置,不会有危险的电路。

(b)对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置,不得用于保护其它电路。

(c)每个可复位型电路保护装置(即“自动断路装置”,其跳闸机构不能由工作控制机构来超控)必须按下列规定设计:

(1)在跳闸后需要人工操作以恢复工作;和

(2)如果存在过载或电路故障,不管操作控制的位置如何,该装置应断开电路。

(d)如果飞行安全要求必须有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力,则这种断路器或熔断器的位置和标识必须使其在飞行中易被复位或更换。

(e)如果采用熔断器,则每种规格的熔断器应有 50%的备件,但至少备一个。

JAR—VI A 1361 总开关装置

(a)必须有一个总开关或开关装置,以便易于断开所有电源。断开点必须靠近该开关控制的电源。

(b)总开关装置必须安装成使飞行员在飞行中容易辨认和接近。

JAR—VI A 1365 电缆和设备

(a)每根电缆必须具有足够的载流能力。

(b)一旦发生电路过载或故障,可能过热的每根电缆和有关设备必须至少是阻燃的,且不会放出达到危险量的毒性烟。

JAR—VI A 1367 开关

每个开关必须满足下列要求:

(a)能够承受其额定电流。

(b)在结构上使载流零件与壳体之间有足够的间距或绝缘材料,以使飞行中的振动不会引起短路。

(c)便于飞行员接近;和

(d)对工作状态和所控制的电路加以标记。

JAR—VLA 1384 外部灯

如果安装外部灯,则这些灯必须符合 FAR23 部 23.1385 至 23.1401 条适用条款的要求。

安 全 设 备

JAR—VLA 1411 总则

(a)被安装的安全设备必须易于接近;和

(b)必须备有存放安全设备的设施,该存放设施必须满足下列要求:

(1)布置得使安全设备可以直接取用,而且其位置明显易见;和

(2)防止安全设备由于受到 JAR—VLA 561 规定的惯性载荷而导致损坏。

其 它 设 备

JAR—VLA 1431 电子设备

电子设备及其安装必须避免由其本身、操作方法和对其它部件的影响而产生危害。

JAR—VLA 1436 液压和人工的刹车系统

(a)液压和人工的动力刹车系统及其元件必须承受除液压载荷外的预期的结构载荷而不屈服。

(b)必须提供证明系统中液压流液体量的方法

(c)必须有措施防止因液体体积变化而导致的过压。

(d)试验 必须用试验表明:

(1)当系统必须传递系统所能承受的最大驾驶员力时,该系统是完全高效的。

(2)当系统承受最大飞行载荷时,没有永久变形。(见 ACJ VLA 405 和 ACJ VLA 1436)

G 分部 使用限制和资料

JAR—VLA 1501 总则

(a) 必须制定 JAR—VLA 1505 至 JAR—VLA 1525 所规定的每项使用限制以及为安全使用所必须的其它限制和资料。

(b) 必须按 JAR—VLA 1541 至 JAR—VLA 1589 的规定, 使这些使用限制以及为安全运行所必需的其它资料可供驾驶员使用。

JAR—VLA 1505 空速限制

(a) 不可超越速度 V_{NE} 必须按下述要求制定:

(1) 不小于 JAR—VLA 335 所允许的 V_D 最小值的 0.9 倍;

(2) 不大于下列小者:

(i) 按 JAR—VLA 335 确定的 V_D 的 0.9 倍; 或

(ii) 按 JAR—VLA 251 表明的最大速度的 0.9 倍。

(b) 最大结构巡航速度 V_{NO} 必须按下述要求制定:

(1) 不小于 JAR—VLA 335 所允许的 V_C 最小值; 和

(2) 不大于下列小者:

(i) JAR—VLA 335 确定的 V_C ; 或

(ii) 本条(a)所确定的 V_{NE} 的 0.89 倍。

JAR—VLA 1507 机动速度

必须将按 JAR—VLA 335 确定的机动速度 V_A 作为使用限制。

(a) 襟翼展态速度 V_{FE} 的制定必须符合以下规定:

(1) 不小于 JAR—VLA 345, JAR—VLA 457 所允许的 V_F 最小值; 和

(2) 不大于下列小者:

(i) 按 JAR—VLA 345 确定的 V_F ; 或

(ii) 按 JAR—VLA 457 确定的 V_F ;

(b) 如果襟翼结构已按相应设计情况作过验证, 可以确定襟翼偏度、空速和发动机功率的其它组合情况。

JAR—VLA 1519 重量和重心

必须按 JAR—VLA 23 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

JAR—VLA 1521 动力装置限制

(a)总则 必须制定本条规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨型号合格证中的相应限制。

(b)起飞运转 动力装置起飞运转必须受下列限制：

- (1)最大转速(转/分)；
- (2)最大允许进气压力(对装有可变桨距螺旋桨或增压器的飞机)；
- (3)与本条(b)(1)和(b)(2)制定的限制相对应的功率(或推力)在使用时间上的限制；

和

(4)最高允许的气缸头温度(如果适用)、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度；条件是：本条(b)(3)规定的使用时间限制超过2分钟。

(c)连续运转 连续运转必须受下列条件限制：

- (1)最大转速；
- (2)最大允许进气压力(对装有可变桨距螺旋桨或增压器的飞机)；
- (3)最高允许的气缸头温度、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度。

(d)燃油标号 必须制定最低燃油标号。该标号不得低于该发动机在本条(b)和(c)的限制范围内运转所要求的标号。

JAR—VLA 1525 运行类型

飞机限用的运行类型按其适航审定所属类别及所装设备来制定。

JAR—VLA 1529 维护手册

必须提供包括申请方认为飞机正常维护所必需的资料在内的维护手册。申请方在制定必要的资料时，至少考虑下列项目：

- (a)系统的说明；
- (b)各种不同系统所用的润滑剂和液体及其润滑周期的润滑说明；
- (c)各种不同系统所适用的压力和电力负荷；
- (d)飞机正常运行所需的允差和调整量；
- (e)调水平、顶起、抬起和地面牵引的方法；
- (f)操纵面的平衡方法，以及铰链销间隙和操纵系统空行程的最大允许值；
- (g)主结构和次结构的识别；
- (h)飞机正常维护所必需的检查周期和检查范围；
- (i)适用于飞机的特种修理方法；

(j)特种检查工艺；

(k)专用工具清单；

(l)受参照本条(m)编制的文件中给出的那些限制以外限制的零件、部件和附件的使用寿命限制(更换或大修)的说明；

(m)不和飞机一起审查批准的另件、部件和附件的维护文件清单；

(n)小修所必需的材料；

- (o) 保养和清洗的建议；
- (p) 标牌和标记及其位置的清单；
- (q) 夹具的安装和拆除的说明；
- (r) 飞机在地面运输、夹具的安装和拆除时为防止损坏所采取的支承点和措施的资料；
- (s) 飞机称重和实际重心确定的说明。

标记和标牌

JAR—VLA 1541 总则

- (a) 飞机必须装有下列标记和标牌：
 - (1) JAR—VLA 1545 至 JAR—VLA 1567 规定的标记和标牌；和
 - (2) 如果具有不寻常的设计、使用或操纵特性，为安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。
- (b) 本条(a)中规定的每一标记和标牌应符合下列要求：
 - (1) 必须示于醒目处；和
 - (2) 不易擦去、走样或模糊。
- (c) 用于标牌上的测量单位必须和指示器所用的测量单位一样。

JAR—VLA 1543 仪表标记：总则

每一仪表必须符合下列要求：

- (a) 当标记位于仪表的表面玻璃上时，有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正确定位的措施；
- (b) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当位置，使驾驶员清晰可见。

JAR—VLA 1545 空速指示器

- (a) 每个空速指示器必须按本条(b)的规定，在相应的指示空速处作标记。
- (b) 必须作下列标记：
 - (1) 对于不可超越速度 V_{NE} ，用径向红线作标记；
 - (2) 对于警告速度范围，用黄色弧线作标记，从本条(b)(1)所规定的红线开始，到本条(b)(3)规定的绿色弧线的上限为止；
 - (3) 对于正常工作范围，用绿色弧线作标记，其下限为最大重量、起落架和襟翼收上情况下的 V_{SI} ，上限为 JAR—VLA 1506(b)所规定的最大结构巡航速度 V_{NO} ；
 - (4) 对于襟翼操纵范围，用白色弧线标记，其下限为最大重量情况下的 V_{∞} ，上限为 JAR—VLA 1511 所规定的襟翼展态速度 V_{FE} 。

JAR—VLA 1547 磁航向指示器

- (a) 在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本条要求的标牌。

- (b) 标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。
- (c) 标牌必须说明在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行上述校准。
- (d) 每一校准读数必须用增量不大于 30° 的磁航向角标示。

JAR—VLA 1549 动力装置仪表

每个所需的动力装置仪表, 必须根据仪表相应的型别, 符合下列要求:

- (a) 最大安全使用限制和最小安全使用限制(如有)用红色径向射线或红色直线标示;
- (b) 正常使用范围用绿色弧或绿色直线标示, 但不得超过最大和最小安全使用限制;
- (c) 起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示; 和
- (d) 发动机或螺旋桨因振动应力过大而需加以限制的转速范围必须用红色弧线或红色直线标示。

JAR—VLA 1551 滑油油量指示器

滑油油量指示器必须标成能清晰地指示可接受的最大和最小滑油油量。

JAR—VLA 1555 操纵器件标记

(a) 除了飞行主操纵器件和简单按钮式起动电门外, 必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

(b) 每个次操纵器件必须有合适的标示。

(c) 对动力装置燃油操纵器件有下列要求:

(1) 必须对燃油箱转换开关的操纵器件作出标记。指出相应于每个油箱的位置和相应于每种实际存在的交输供油状态的位置;

(2) 为了安全运行, 如果要求按特定顺序使用某些油箱, 则在此组油箱的转换开关上或其近旁必须标明该顺序;

(3) 对于任何限制使用的油箱, 必须在标牌上注明其能安全使用全部可用燃油的条件, 该标牌应安放在该油箱转换开关附近。

(d) 对附件、辅助设备和应急装置的操纵器件有下列要求:

(1) 如果采用收放式起落架, 则必须对 JAR—VLA 729 所要求的每个目视指示器作出标记, 以便在任何时候当机轮锁住在收起或放下的极限位置时驾驶员能够判明;

(2) 每个应急操纵器件必须为红色, 并且必须标明其使用方法。

JAR—VLA 1557 其它标记和标牌

(a) 行李舱、货舱和配重位置 每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有标牌, 说明按装载要求需要对装载物(包括重量)作出的任何必要的限制。

(b) 燃油和滑油加油口 采用以下规定:

(1) 必须在燃油加油口盖上或其近旁标以最低燃油标号、燃油牌号、油箱燃油容量和燃油/滑油的混合比(对每台设有单独滑油系统的二冲程发动机)。

(2) 在滑油加油口盖上或其近旁标出:

(i) 标号;

(ii) 滑油是净化的或非净化的。

(c) 燃油箱 每个燃油箱的可用燃油油量(以容积单位表示)必须在转换开关,或在油量指示器上标出。

(d) 当设置符合 JAR—VLA 807 的应急出口时,各操纵器件必须是红色的。标牌必须邻近各操纵器件并必须清晰地指出其使用方法。

(e) 对于各直流电装置,必须在外部电源接头附近清晰标出系统电压。

JAR—VLA 1559 使用限制标牌

下列标牌对驾驶员必须清晰可见:

(a) 说明下列空速(指示空速)的标牌;

(1) 设计机动速度, V_A ;

(2) 最大起落架收放速度, V_{LO} ;

(b) 说明“该机是属批准仅依白天目视飞行规则、在无结冰条件下运行的甚轻型飞机。禁止包括故意尾旋的所有特技机动。对于其它限制,参见飞行手册。”的标牌。

JAR—VLA 1561 安全设备

(a) 装有安全设备时,对其必须清晰地标明其操作方法;

(b) 存放那些设备的设施必须作标记,以方便乘员。

飞机飞行手册和批准的手册资料

JAR—VLA 1581 总则

(a) 应提供的资料 必须为每架飞机提供飞机飞行手册。附录 H 提供了可接受的飞行手册格式。飞机上必须有合适的地方存放飞行手册并且各飞行手册必须包含下列内容:

(1) JAR—VLA 1583 至 JAR—VLA 1589 中所需的资料,包括对这些资料的正确使用所必需的解釋和使用的符号意义。

(2) 由于设计使用或操作的特性(包括下雨和昆虫积聚对依 JAR—VLA 21(d)确定的飞行特性和性能的影响)而对安全运行所必需的其它资料。

(3) 能对包含按本条(b)经批准的资料的页加以识别的有效页清单。

(b) 经批准的资料 包含 JAR—VLA 1583 至 JAR—VLA 1587(a)规定资料的飞行手册每一部分内容必须仅限于此种资料并必须批准,而且加以标识,并明显区别于飞行手册的其它部分。包含有本条资料规定的飞行手册的每一页,其式样必须不易于被擦去、损坏或错放,能插入申请人提供的手册或者放进活页夹,或任何其它固定的装订夹内。

(c) 不经批准的资料 必须以当局认可的方式提供不经批准的资料。

(d) 单位 飞行手册中使用的单位必须与指示器上使用的单位一样。

JAR—VLA 1583 使用限制

(a)空速限制 必须提供下列资料:

(1)按 JAR—VLA 1545 要求在指示器上标示空速限制的所需资料,以及在空速指示器上所用彩色符号的意义;

(2)速度 V_A 、 V_{LO} 和 V_{LE} (如果适用)。

(b)重量 必须提供下列资料:

(1)最大重量;

(2)任何其它重量限制(如果必要)。

(c)重心 必须提供按 JAR—VLA 23 制定的重心限制。

(d)机动 按 JAR—VLA 3 制定的经批准的机动。

(e)飞行载荷系数 必须提供下列机动载荷系数:

(1)JAR—VLA 333(b)图 1 中的 A 和 C 点所对应的载荷系数,适用于 V_A 情况;

(2)JAR—VLA 333(b)图 1 中的 D 和 E 点所对应的载荷系数,适用于 V_{NE} ;

(3)如 JAR—VLA 345 规定的襟翼展态的载荷系数。

(f)运行类型 必须说明飞机使用类型(昼间目视飞行规则)。必须列出运行所需最低设备清单。

(g)动力装置限制 必须提供下列资料:

(1)JAR—VLA 1521 要求的限制;

(2)JAR—VLA 1549 至 JAR—VLA 1553 要求的标记仪表所必要的资料;

(3)燃油和滑油牌号;

(4)燃油/滑油混合比(对二冲程发动机)。

(h)标牌 必须提供 JAR—VLA 1555 至 JAR—VLA 1561 要求的标牌。

JAR—VLA 1585 使用数据和程序

必须提供关于正常和应急程序及安全运行所必要的其它有关资料。包括:

(a)各种不同构形的失速速度。

(b)JAR—VLA 201 中所规定的机动改出阶段出现大于 30 米的任何高度损失,或低于飞行水平线大于 30° 的任何下俯。

(c)JAR—VLA 203 中所规定的机动改出阶段出现大于 30 米的任何高度损失。

(d)从不利的尾旋中的改出的荐用改出程序。

(e)飞行中起动发动机的专用程序(如果必要)。

(f)关于可用燃油总量的资料,以及每个油箱可用燃油总量能被安全使用的条件。

JAR—VLA 1587 性能资料

(a)总则 对于每架飞机,必须提供下列资料:

(1)按 JAR—VLA 61 确定的起飞距离,在 15 米高度上的空速、飞机形态(如果有关)、试验时所用的道面种类,以及与发动机罩通风片位置、飞行航迹控制装置的使用和起落架收放系统使用有关的资料;

(2)按 JAR—VLA 75 确定的着陆距离、飞机形态(如果有关)、试验时所有的道面种类,以及与襟翼位置、飞行航迹控制装置使用有关的资料;

(3)按 JAR—VLA 65 和 JAR—VLA 77 确定的定常爬升率或梯度、空速、动力和飞机形态;

(4)高度和温度变化对起飞距离(本条(a)(1))、着陆距离(本条(a)(2))和定常爬升率(本条(a)(3))的计算近似影响;(参见 ACJ VLA 1587(a)(4))

(5)表明符合 JAR—VLA 1041 至 JAR—VLA 1047 冷却规定的最高大气温度。

(b)滑橇飞机 对于滑橇飞机,如果存在下列情况,可以采用说明爬升性能近似降低量的方法来代替提供滑橇飞机形态的全部新数据:

(1)机轮式飞机和滑橇飞机形态中都是固定式起落架;

(2)爬升要求不是临界的;

(3)滑橇飞机形态的爬升率减少较小(30 至 50 英尺/分)。

(c)关于正常程序的资料

(1)经演示的侧风速度、程序以及有关飞机的侧风中运行的资料;

(2)空速、程序和有关下列空速用法的资料:

(i)推荐的爬升速度及其随高度的变化;

(ii) V_x (最佳爬升角速度)及其随高度的变化;

(iii)进场速度,包括过渡到中断着陆的速度。

(d)必须提供从至少一次在整修过的短的干草地上起飞测量中得到的草地表面对起飞距离影响的说明。

JAR—VLA 1589 载重资料

必须提供下列载重资料:

(a)飞机在按 JAR—VLA 25 称重时,所装每项设备的重量和位置;

(b)对于在 JAR—VLA 25 所确定的最大和最小重量之间能导致重心超出下列范围的每种可能装载情况,应有相应的装载说明:

(1)申请人选定的极限;

(2)证明结构符合要求的极限;或

(3)表明符合每项功能要求的极限。

附 录

附 录 A

常规甚轻型飞机的简化设计载荷准则

A1 总则

(a)对于 JAR—VLA 1, JAR—VLA 301(d)和 ACJ VLA 301(d)规定的常规甚轻型飞机的合格审定,本附录的设计载荷准则经批准与本部 JAR—VLA 321 至 JAR—VLA 459 的要求等效。

(b)除非另有说明,本附录中的术语和符号和 JAR—VLA 中相应的术语和符号相同。

A3 专用符号

n_1 为飞机正限制机动载荷系数。

n_2 为飞机负限制机动载荷系数。

n_3 为 V_C 时飞机正限制突风载荷系数。

n_4 为 V_C 时飞机负限制突风载荷系数。

$n_{襟翼}$ 为 V_F 时襟翼全放下飞机正限制载荷系数。

* V_{Fmin} ——最小设计襟翼速度 $= 4.98 \sqrt{n_1 w/s}$ 节。

* V_{Amin} ——最小设计机动速度 $= 6.79 \sqrt{n_1 w/s}$ 节。

* V_{Cmin} ——最小设计巡航速度 $= 7.69 \sqrt{n_1 w/s}$ 节。

* V_{Dmin} ——最小设计俯冲速度 $= 10.86 \sqrt{n_1 w/s}$ 节。

* 参见本附录 A7(e)(2)条(速度单位为节, w 为公斤, s 为米²)。

A7 飞行载荷

(a)可以认为每组飞行载荷与高度无关,除配重项目的局部支承结构外,仅必须检查最大设计重量情况。

(b)必须采用本附录中的表 1、3 和图 A3,由所申请的类别确定相应于最大设计重量的 n_1 、 n_2 、 n_3 和 n_4 的数值。

(c)必须采用本附录中的图 A1 和图 A2,由所申请的类别确定相应于最小飞行重量的 n_3 和 n_4 值。如果这些载荷系数大于设计重量的载荷系数,则配重项目的支承结构必须按较高的载荷系数验证。

(d)每个规定的机翼和尾翼载荷与重心范围无关。但是,申请人必须选定一个重心范围,而且必须在所选定的重心范围内按最不利的配重载荷情况检查基本机身结构。

(e)下列载荷和受载情况是结构强度必须得到保证的最低限度:

(1)飞机平衡 可以认为机翼气动力载荷垂直作用于相对气流,对于正向飞行情况,其值为飞机法向载荷(按本附录 A9(b)和(c)确定)的 1.05 倍;对于负向飞行情况,其值等于飞机法向载荷。必须考虑该机翼载荷的弦向和法向每个分量。

(2)最小设计空速 最小设计空速可由申请人选择,但不得低于根据本附录表 3 得出的最小速度。另外, V_{cmin} 不必大于在海平面实际获得的 $0.9V_H$ 值,而此 V_H 值为对应于申请合格审定的最小设计重量的类别。在计算这些最小设计空速时, n_1 不得低于 3.8。

(3)飞行载荷 本附录表 1 所规定的限制飞行载荷系数,表示气动力分量(垂直于假设的飞机纵轴)与飞机重力之比。当气动力相对于飞机向上作用时,飞行载荷系数为正。

A9 飞行情况

(a)总则 必须采用本条(b)和(c)的每个设计情况,以保证在飞机 $V-n$ 包线(与本附录图 A3 相似)的边界上或其内的每种速度和载荷系数情况下具有足够的强度。此包线还必须用于制定按 JAR—VLA 1501(c)至 JAR—VLA 1511 和 JAR—VLA 1519 中所规定的飞行结构使用限制。

(b)对称飞行情况 飞机必须按下述对称飞行情况进行设计:

(1)飞行必须至少按本附录图 A3 飞行包线所示的 4 种基本飞行情况“A”、“D”、“E”和“G”进行设计。此外,采用下列规定:

(i)与图 A3 的“D”和“E”情况相应的设计限制飞行载荷系数,必须至少和本附录的表 1 和图 A3 所规定的载荷系数一样大,这些情况的设计速度必须至少等于由本附录表 3 所得出的 V_{Dmin} 值;

(ii)对于图 A3 的“A”和“G”情况,载荷系数必须和本附录表 1 所规定的相符,设计速度必须用这些载荷系数和申请人所确定的最大静升力系数 C_{NA} 来计算。然而,在缺乏更精确计算时,后者可以基于 $C_{NA} = \pm 1.35$, 并且“A”情况的设计速度可以低于 $V_{A\text{min}}$;

(iii)图 A3 的“C”或“F”情况,只有在本附录中当 n_3w/s 大于 n_1w/s 或 n_4w/s 大于 n_2w/s 时才需要分别地进行检查。使用图 A1 和 A2 于“C”及“F”限于机翼展弦比小于等于 7, 否则应使用 JAR—VLA 341 中的方法。

(2)如果装有进场、着陆和起飞阶段较低空速时使用的襟翼或其它增升装置,飞机必须按本附录表 1 所规定的相应于襟翼展态的限制系数的两种飞行情况来设计,此时襟翼在不低于本附录表 3 的襟翼设计速度 $V_{F\text{min}}$ 时完全放下。

(c)非对称飞行情况 每个受影响的结构必须按下列非对称载荷来设计:

(1)后部翼身连接必须按本附录 A11(c)(1)和(2)所确定的临界垂直尾翼载荷设计;

(2)机翼和机翼贯穿结构必须按下述载荷进行设计:在对称面一边按“A”情况加载 100%,在另一边加载 70%;

(3)机翼和机翼贯穿结构必须按对称面的两边为 75%正机动机翼载荷及由副翼偏转所引起的最大机翼扭矩的组合来设计。用翼展的副翼部分经过修正的基本翼型力矩系数来考虑副偏转对 V_C 或 V_A 的机翼扭矩的影响时,必须按下列方法计算:

(i) $C_m = C_{m_0} + 0.01\delta_a$ (副翼上偏一侧)机翼基本翼型;

(ii) $C_m = C_{m_0} - 0.01\delta_a$ (副翼下偏一侧)机翼基本翼型。

其中 δ_u 是向上的副翼偏度, δ_d 是向下的副翼偏度;

(4) Δ 的临界值(其值是 $\delta_u + \delta_d$ 的总和), 必须按下述方法计算:

(i) 用下列公式计算 Δa 和 Δb :

$$\Delta a = \frac{V_A}{V_c} \times \Delta p; \text{ 和}$$

$$\Delta b = 0.5 \frac{V_A}{V_D} \times \Delta p.$$

其中: Δp 为 V_A 时的最大总偏角(两副翼偏角的和), V_A 、 V_c 和 V_D 在本附录 A7(e)(2) 中有说明;

(ii) 用下列计算 K :

$$K = \frac{(C_{m0} - 0.01\delta_b)V_D^2}{(C_{m0} - 0.01\delta_u)V_c^2}$$

其中: δ_a 是相应于(i)中 Δa 的副翼向下偏度, δ_b 是相应于(i)中的 Δb 的副翼向下偏度;

(iii) 如果 K 小于 1.0, Δa 是 Δ 临界值, 并必须用来确定 δ_u 和 δ_d 。在此情况, V_c 是临界速度, 必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷;

(iv) 如果 K 等于或大于 1.0, Δb 是 Δ 的临界值并必须用来确定 δ_u 和 δ_d 。在此情况, V_D 是临界速度, 必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷。

(d) 补充情况: 机翼后撑杆、发动机扭矩、发动机架上的侧向载荷 必须检查下列每个补充情况:

(1) 在设计机翼后撑杆时, 可以检查 JAR—VLA 369 所规定的特殊情况来代替本附录图 3 的“G”情况。

(2) 发动机架及其支撑结构, 必须按最大预期起飞功率和螺旋桨转速的最大限制扭矩, 以及由最大正机动飞行载荷系数 n_1 所引起的限制载荷同时作用的情况来设计。限制扭矩必须由平均扭矩乘以 JAR—VLA 361(b) 规定的系数来获得。

(3) 发动机架及其支撑结构必须按不小于 1.47 的侧向限制载荷系数引起的载荷来设计。

A11 操纵面载荷

(a) 总则 每个操纵面载荷必须按本条(b)的准则确定, 并必须在本条(c)的简化载荷的范围内。

(b) 驾驶员限制作用力 对本条(c)至(e)所规定的每个操纵面载荷情况, 在操纵面上的空气载荷和相应的偏度不必超过在飞行中使用 JAR—VLA 397(b) 表中规定的驾驶员最大限制作用力所产生的值。如果操纵面载荷受到该驾驶员最大限制作用力的限制, 则必须考虑调整片偏转到最大行程(在有助于驾驶员作用力的方向上), 或者在所考虑情况的预期速度下, 调整片偏转到“失配平”所需的最大角度。但是, 调整片载荷不必超过本附录表 2 所规定的值。

(c) 操纵面载荷情况 必须按下列规定检查每个操纵面的载荷情况:

在本附录表 2、图 A4 和图 A5 中规定了水平尾翼、垂直尾翼、副翼、襟翼和配平调整片的简化操纵面限制载荷和分布。如果给出多于一种的分布, 必须对每种分布进行检查。图 A4 限用于: 垂直尾翼展弦比小于 2.5, 平尾展弦比小于 5, 尾翼容积比大于 0.4。

- (d)外侧垂直安定面 外侧垂直安定面必须符合 JAR—VLA 445 的要求。
- (e)T形与 V形尾翼 T形与 V形尾翼必须符合 JAR—VLA 427 的要求。
- (f)特殊装置 特殊装置必须符合 JAR—VLA 459 的要求。

A13 操纵系统载荷

(a)主飞行操纵器件和系统 主飞行操纵器件和系统必须按下列规定来设计：

(1)飞行操纵系统及其支撑结构，必须按本附录 A11 规定情况计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷来设计。此外采用下列规定：

(i)系统限制载荷不必超过由驾驶员和自动驾驶装置推动操纵器件所能产生的载荷；

(ii)设计必须为实际使用(包括卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦)提供一个坚实的系统；

(2)升降舵、副翼和方向舵操纵器件可能受的驾驶员最大和最小限制作用力在 JAR—VLA 397(b)的表中示出。这些驾驶员载荷必须假定按飞行情况作用在相应的操纵器件握点或脚蹬板上，并且在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

(b)双操纵系统 如果装有双操纵系统，该系统必须按两个驾驶员反向操纵的情况来设计，所采用的单个驾驶员作用力等于按本条(a)所得载荷的 75%，但是，单个驾驶员作用力不得低于 JAR—VLA 397(b)表中所示的驾驶员最小限制作用力。

(c)地面突风情况 地面突风情况必须满足 JAR—VLA 415 的要求。

(d)辅助操纵器件及其系统 辅助操纵器件及其系统必须满足 JAR—VLA 405 的要求。

表 1 限制飞行载荷系数

限制飞行载荷系数					
			正常类	实用类	特殊类
飞行载荷系数	襟翼收起	n_1	3.8	4.4	6.0
		n_2	-0.5 n_1		
		n_3	从图 A1 得出 n_3		
		n_4	从图 A2 得出 n_4		
	襟翼放下	$n_{襟翼}$	0.5 n_1		
		$n_{襟翼}$	0*		

* 可以假定机翼的垂直载荷为零，只有机翼的襟翼部分需按此情况进行检查。

表 2 操纵面平均限制载荷

操纵面平均限制载荷			
操纵面	载荷方向	载荷大小	弦向分布
i 水平尾翼	(a) 向上和向下	图 A4 曲线(2)	
	(b) 非对称载荷 (向上和向下)	对正常类和实用类： 飞机中心线一侧为 100%W 飞机中心线另一侧为 65%W 对特技类见 A11(C)	
ii 垂直尾翼	(a) 向右和向左	图 A4 曲线(1)	同上(A)
	(b) 向右和向左	图 A4 曲线(1)	同上(B)
iii 副翼	(a) 向上和向下	图 A5 曲线(5)	(C)
iv 襟翼	(a) 向上	图 A5 曲线(4)	(D)
	(b) 向下	为 0.25 倍的向上载荷	
V 配平调整片	(a) 向上和向下	图 A5 曲线(3)	同上(D)

注：操纵面载荷 i、ii、iii 和 V 基于速度 V_{Amin} 和 V_{Cmin} ，操纵面载荷 iv 基于 V_{Fmin} 。如果选择大于这些最小值的速度作为设计速度，相应的操纵面载荷必须乘以 $[V_{选择}/V_{min}]^2$ 的比值，对于 i、ii、iii 和 V 所使用的系数必须为 $[V_{A选择}/V_{Amin}]^2$ 和 $[V_{C选择}/V_{Cmin}]^2$ 中较大者。

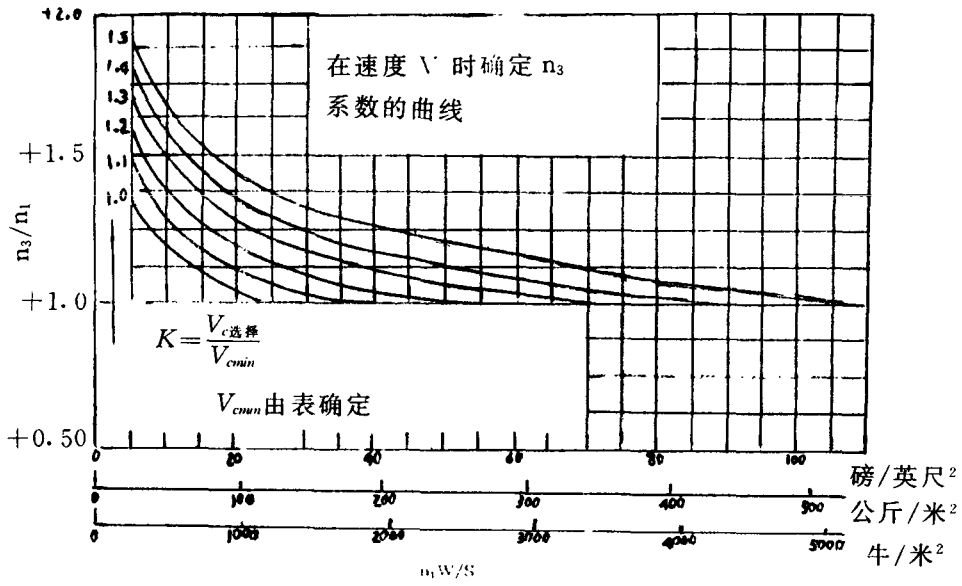


图 A1 在速度 V_c 时确定 n_3 系数的曲线图

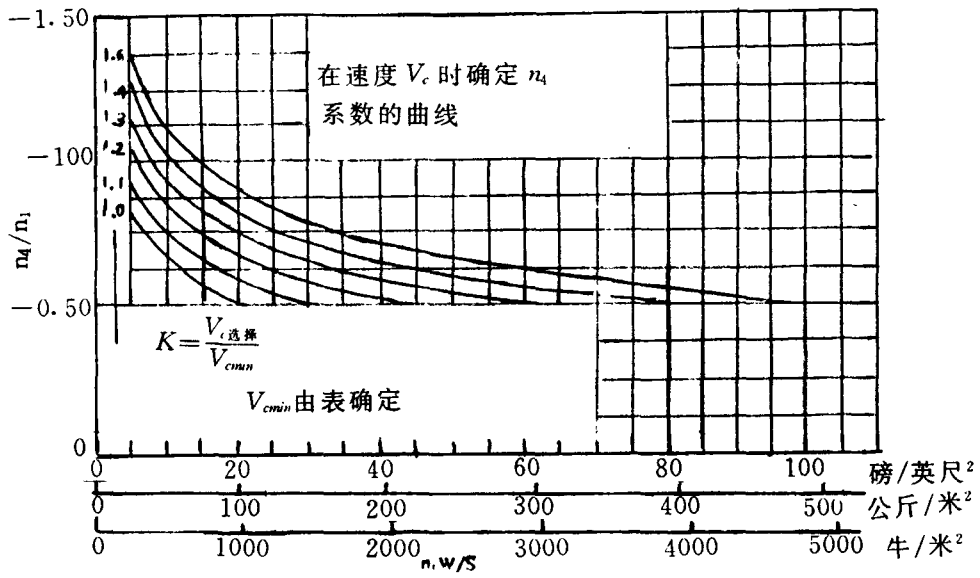
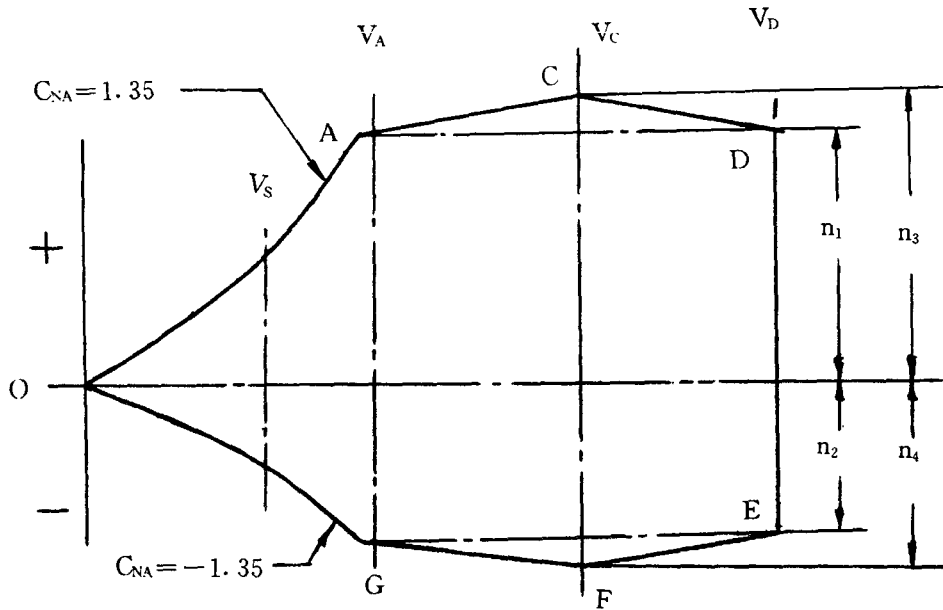


图 A2 在速度 V_c 时确定 n_4 系数的曲线图

表 3 确定最小设计速度的方程

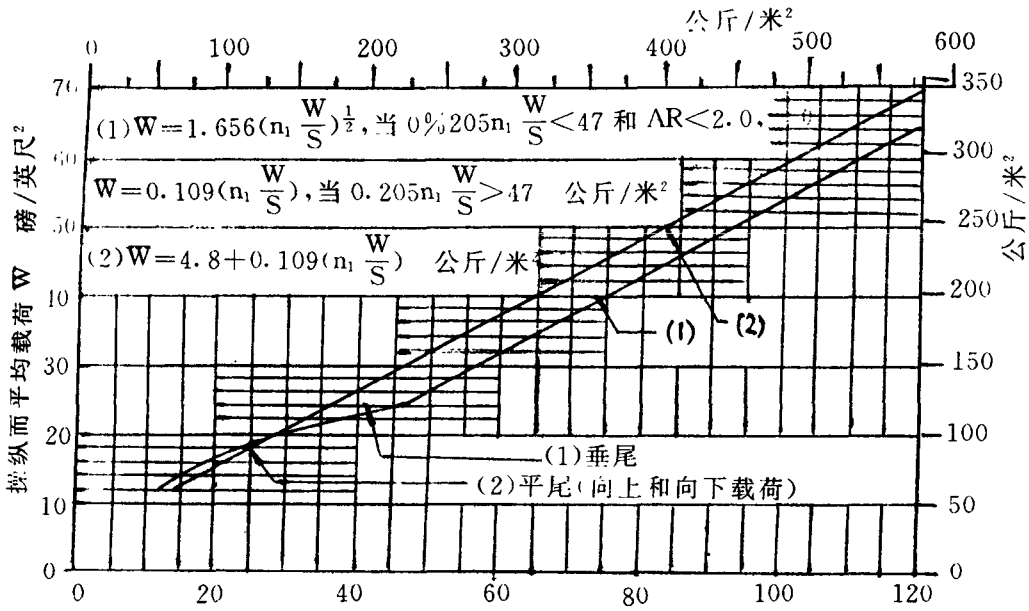
$V_{Dmin} = 10.86 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{Cmin};$
$V_{Cmin} = 7.69 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过 } 0.9V_H;$
$V_{Amin} = 6.79 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过设计中采用的 } V_C;$
$V_{Fmin} = 4.98 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}.$

(速度的单位是节, w 是公斤, S 是米²)



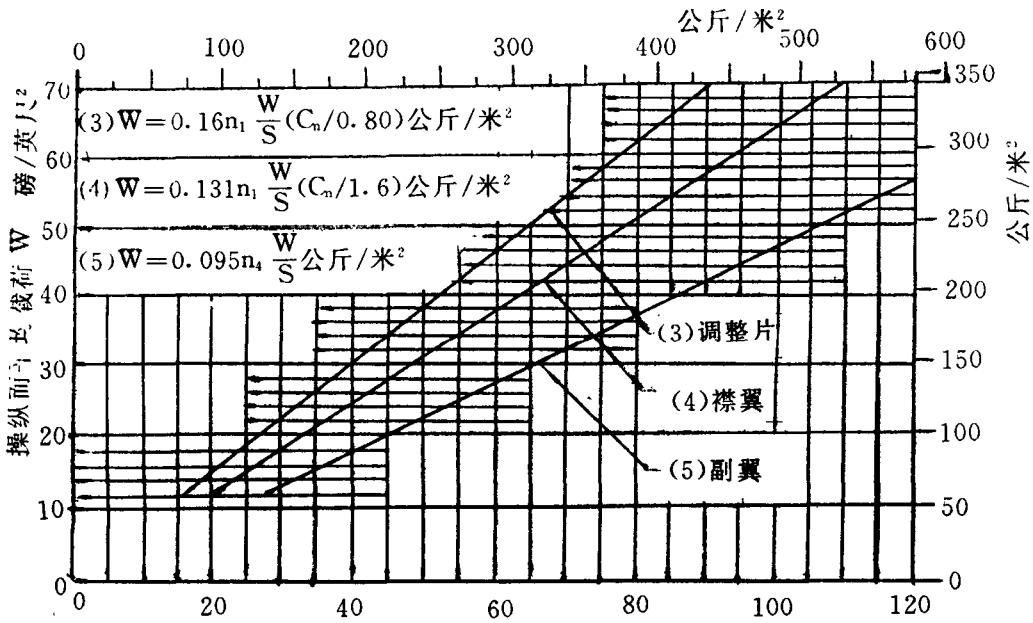
- [注] 1. 只有当 n_3w/S 大于 n_1w/S 或 n_4w/S 大于 n_2w/S 时,才需要分别检查情况“C”或“F”。
 2. 若检查了JAR—VLA 369 规定的补充情况,就不需要检查情况“G”。

图 A3 飞行包线



设计机动翼载 n_1W/S 磅/英尺²

图 A4 操纵面平均限制载荷



设计机动翼载 n_1W/S 磅/英尺²

图 A5 操纵面平均限制载荷

附 录 B

操纵面载荷

B1 总则

(a) 如果本部规定的要求允许,则可以采用本附录规定的操纵面载荷值来确定 JAR—VLA 397 至 JAR—VLA 459 中的详细合理要求,除非适航当局发现这些值会产生不符合实际的载荷。

(b) 在 B11 的操纵面载荷情况下,操纵面上的气动载荷不必超过在飞行中施加 JAR—VLA 397(b)规定的驾驶员最大限制作用力所能得到的载荷。如果操纵面上的载荷是受到驾驶员最大限制作用力的限制,调整片必须作下列之一的偏转:

- (1) 朝帮助驾驶员操纵的方向偏转到最大行程;
- (2) 在所考虑情况的速度下,相应于偏转到“失配平”的最大度数。

(c) 如果下述各项成立,则对陆上飞机改型为水上飞机,可以用陆上飞机翼载来确定操纵面的限制机动载荷(按照附录 B 的 B11 和图 B1):

- (1) 水上飞机的发动机功率不超过陆上飞机的发动机功率;
- (2) 水上飞机标示的机动速度不超过陆上飞机示的机动速度;
- (3) 水上飞机的最大重量不超过陆上飞机的最大重量的 110%;
- (4) 陆上飞机的服役经验表明,没有任何严重的操纵面载荷问题;
- (5) 陆上飞机有足够广泛的服役经验,能相当准确地肯定不会在水上飞机上发生严重的操纵面载荷问题。

B11 操纵面载荷

操纵面的限制平均机动载荷的允许值,可以按照下列规定从本附录图 B1 中得出:

(a) 对平尾采用下列规定:

- (1) 在 JAR—VLA 423(a)(1) 情况下,利用下述方法根据 w/s 和操纵面偏度求出 W :
 - (i) 对于等于或小于 10° 偏度,用图 B1 的曲线 C;
 - (ii) 对于 20° 偏度,用图 B1 的曲线 B;
 - (iii) 对于等于或大于 30° 偏度,用图 B1 的曲线 A;
 - (iv) 对于所有其它偏度,可以插值求得;
 - (v) 图 B7 的分布。和
- (2) 在 JAR—VLA 423(a)(2) 的情况下,利用图 B7 的分布从图 B1 的曲线 B 得出 W 。

(b)对垂尾采用下列规定:

(1)在JAR—VLA 441(a)(1)的情况下,使用在本条(a)(1)(i)至(a)(1)(v)中所使用的同样方法,根据 w/s 和操纵面偏度求出 W ;

(2)在JAR—VLA 441(a)(2)的情况下,使用图 B6 的分布从图 B1 的曲线 C 得出 W ;

(3)在JAR—VLA 441(a)(3)的情况下,使用图 B8 的分布从图 B1 的曲线 A 得出 W 。

(c)对于副翼,使用图 B9 的分布,从图 B1 的曲线 B 求出向上和向下两个方向的 W 。

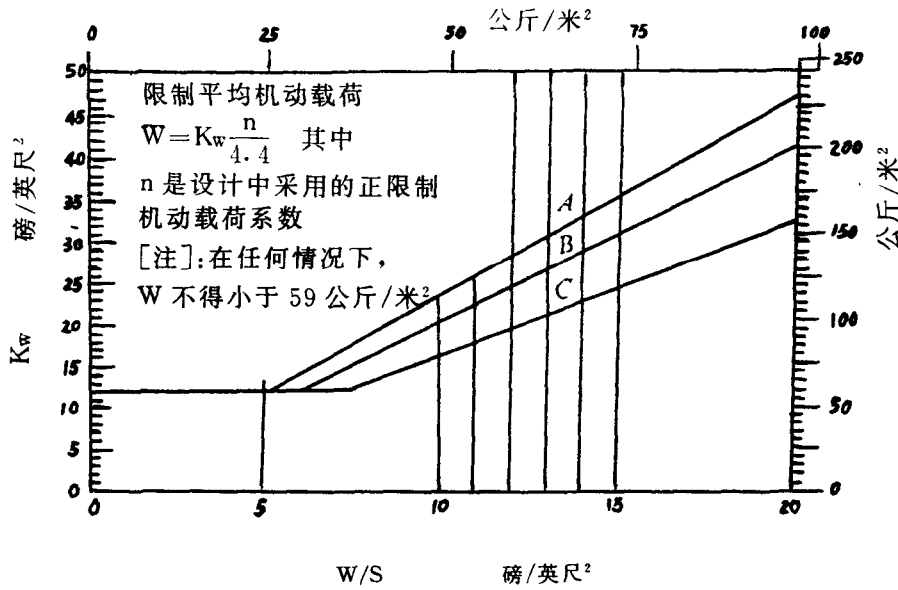
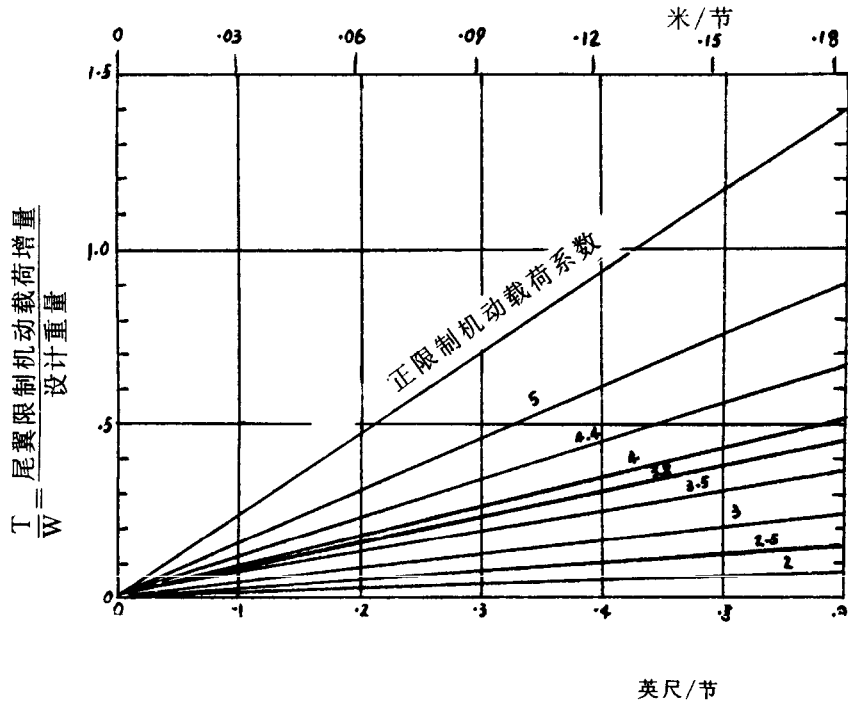


图 B1 操纵面限制平均机动载荷



$$\frac{L}{V} = \frac{\text{飞机总长}}{\text{设计速度}} \quad \text{英尺/节}$$

图 B2 尾翼机动载荷增量(向上或向下)

一种代替图 2 的方法是使用公式

$$\frac{T}{W} = \frac{k^2}{gl_1 V} \times 20.1 n_1 (n_1 - 1.5)$$

- 其中
- k 是飞机俯仰回转半径
 - l_1 是飞机重心与平尾压心之间的距离
 - V 是飞机速度,(米/秒)

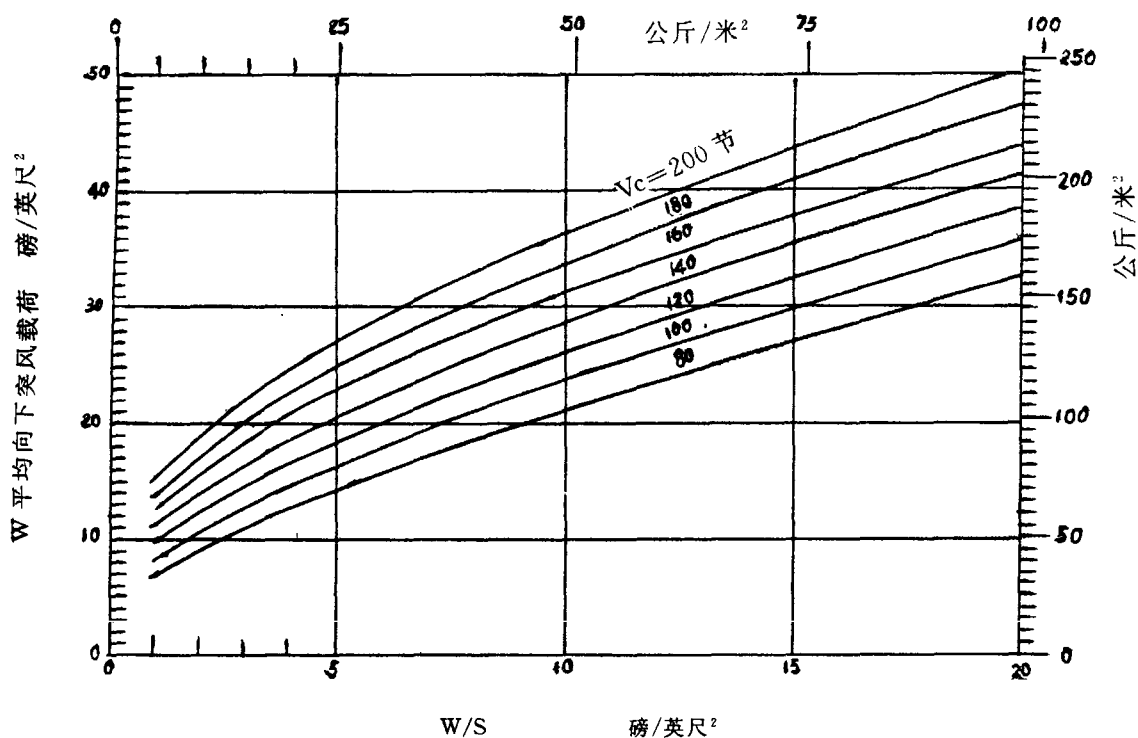
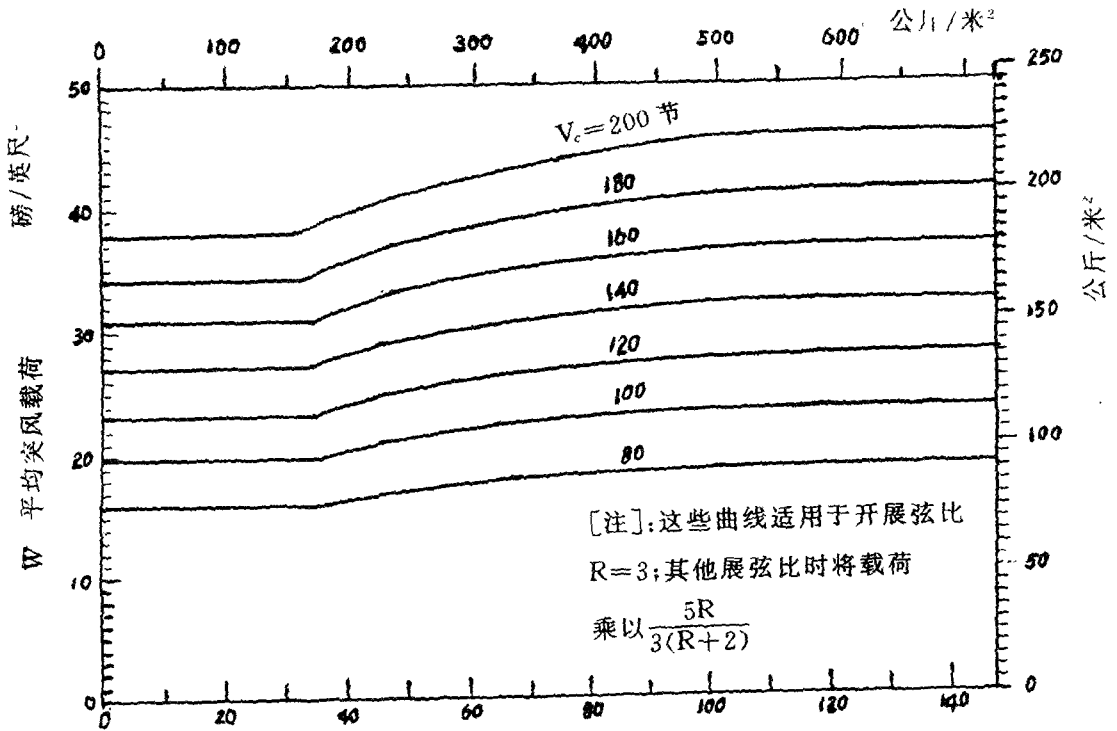


图 B3 平尾向上与向下突风载荷

图 B4 备用



$$\frac{W}{S_v} = \frac{\text{最大重量}}{\text{垂尾面积}} \quad \text{磅/英尺}^2$$

图 B5 垂尾突风载荷

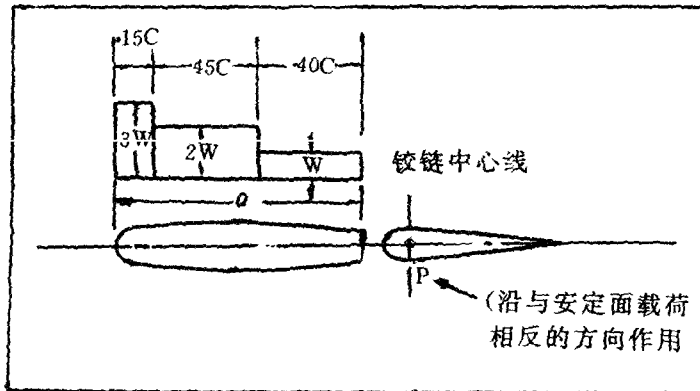


图 B6 尾翼载荷分布

[注]

(a) 在 JAR—VLA 421 的平衡情况下, $P=40\%$ 的净平衡载荷 (襟翼收起), $P=0$ (襟翼放下)。

(b) 在 JAR—VLA 441(a)(2) 的情况下, $P=20\%$ 的净尾翼载荷。

(c) 固定翼面向上的载荷必须按下列情况来确定:

- (1) 注(a)中襟翼收起的情况下, 140% 的净平衡载荷;
- (2) 注(a)中襟翼放下的情况下, 100% 的净平衡载荷;
- (3) 注(b)情况下 120% 的净平衡载荷。

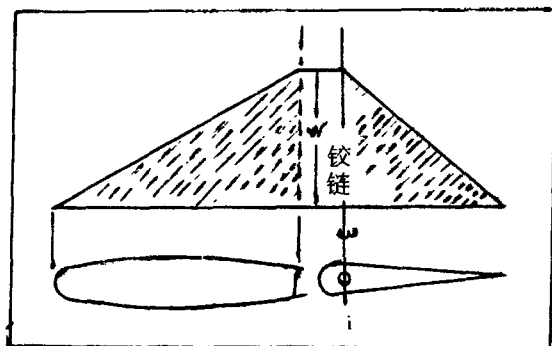


图 B7 尾翼载荷分布

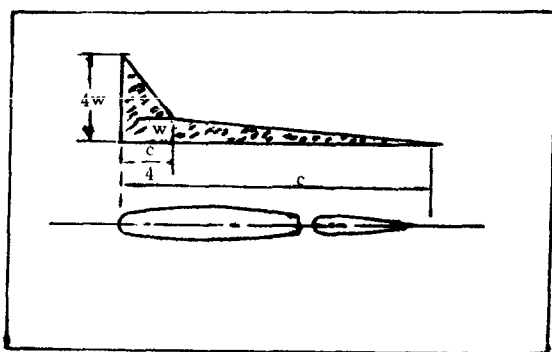


图 B8 尾翼载荷分布

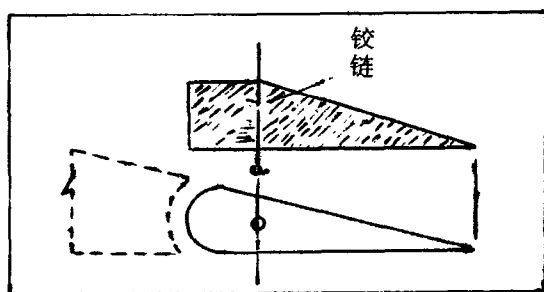


图 B9 副翼载荷分布

附录 C

基本着陆情况

C1 基本着陆情况

情 况	尾 轮 式		前 轮 式		
	水平着陆	尾沉着陆	有斜反力的 水平着陆	前轮稍离地面 水平着陆	尾沉着陆
参考条文	JAR-VLA 479(a)(1)	JAR-VLA 481(a)(1)	JAR-VLA 479 (a)(2)(i)	JAR-VLA 479 (a)(2)(ii)	JAR-VLA 481 (a)(2)和(b)
重心处的垂直分量	nW	nW	nW	nW	nW
重心处向前和 向后的分量	KnW	0	KnW	KnW	0
重心处的侧向分量	0	0	0	0	0
减震支柱伸长 (液压式缓冲器)	注(2)	注(2)	注(2)	注(2)	注(2)
减震支柱压缩量 (橡皮或弹簧式)	100%	100%	100%	100%	100%
轮胎压缩量	静态	静态	静态	静态	静态
主起落架载荷 (两个主起落架) V_s	$(n-L)W$	$(n-L)Wb/d$	$(n-L)Wa'/d'$	$(n-L)W$	$(n-L)W$
主起落架载荷 (两个主起落架) D_s	KnW	0	KnWa'/d'	KnW	0
尾(前)起落架 载荷 V_f	0	$(n-L)Wa/d$	$(n-L)Wb'/d'$	0	0
尾(前)起落架 载荷 D_f	0	0	KnWb'/d'	0	0
注	(1)(3)(4)	(4)	(1)	(1)(3)(4)	(3)(4)

注(1)K可以确定如下:W 等于或小于 1,361 公斤时 $K=0.25$;W 等于或大于 2,722 公斤时,
 $K=0.33$ 。在上述重量之间时,K 为线性变化。

注(2)对设计而言,除非另有说明,在减震支柱从 25%~100% 的整个压缩行程内,假定最大载荷系数均可出现,并且必须按起落架每一元件所选取的减震支柱最临界的伸长位置来施加该载荷。

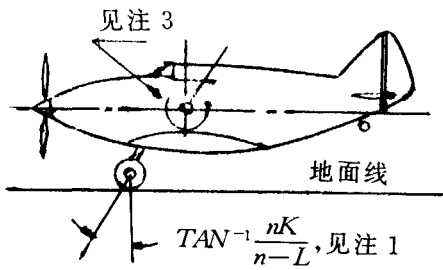
注(3)不平衡力矩必须采用合理的或保守的方法加以平衡。

注(4)L 的定义见 JAR—VLA 725(b)。

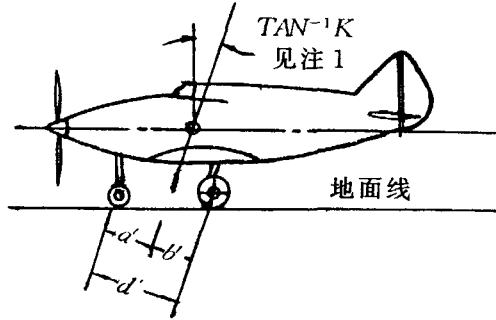
注(5)n 为飞机重心处的限制惯性载荷系数,取自 JAR—VLA 473(d)、(f)和(g)*。

尾轮式

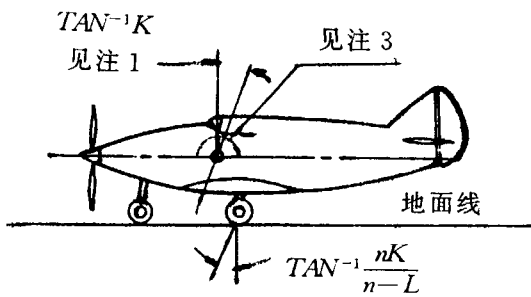
前轮式



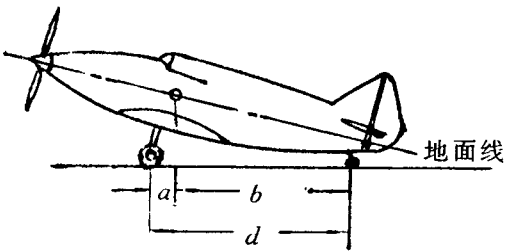
水平着陆



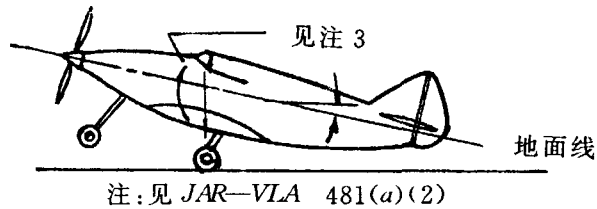
有斜反力的水平着陆



前轮稍离地面水平着陆



尾沉着陆



尾沉着陆

基本着陆情况

* 注:此处原文如此,疑有误。应为“取自 FAR23 473(d)、(f)和(g)。”

附录 F

表明符合 JAR—VLA 853(e) 的自熄材料

可接受的试验程序

- F1 **预处理** 试样必须置于 $70 \pm 5^\circ\text{F}$ 和 $50\% \pm 5\%$ 相对湿度的环境下,直到水分达到平衡或放置 24 小时。每次只可从预处理环境中取出一个试样并立即送入火焰。
- F2 **试样形态** 材料必须从装机制品上切下一块或用模拟切块的试样(例如从板材上切下的试样或制品的模拟件)进行试验。试样可以从制品的任何部位上切取,但制成的整体件(如夹层板件)不得分解后试验。试样厚度不得大于需鉴定的飞机所使用的最小厚度。但是厚泡沫塑料件必须用 12.7 毫米(1/2 英寸)的厚度进行试验。对于织物,经纬两个方向都必须进行试验以确定最严重的易燃方向。当进行本附录 F4 规定的试验时,试样必须按下列规定装在金属夹具中:
- (a) 夹紧试样的两个长边和顶上一边;
 - (b) 试样的暴露面积至少宽 50.8 毫米(2 英寸)和长 304.8 毫米(12 英寸),除非飞机上实际使用的尺寸比上述尺寸更小;
 - (c) 试样着焰的边缘不得经过涂饰或保护,但必须代表机上所装材料或零件的真实横截面。
- F3 **设备** 除本附录(c)*中所规定者外,试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行,所有试验应按**联邦试验法标准 191 方法 5903(对方法 5902 的修正)****规定的试验方法或经批准的其它等效方法进行。尺寸过大无法放入试验箱的试样,必须在类似的没有抽风现象的条件下试验。
- F4 **垂直试验** 最少必须试验 3 个试样,并取试验结果的平均值。对于织物,最严重的易燃编织方向必须平行于最长的尺寸。每个试样必须垂直支撑,置于本生灯或特利尔灯的火焰中,灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸),火焰高度调到 38.1 毫米(3/2 英寸)。用经校准过的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 1550°F 。试样下端必须高出灯的顶部 19 毫米(3/4 英寸)。火焰必须施加在试样下端

* 注:原文中如此,应改为 F5--译注

** 注:该方法可从《The General services Administration Business Service Center, Region 3, Seventh and D Streets SW, Washinton, DC 20407》得到

中心线上,火焰必须施加 60 秒钟后移开。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物(如果有)的焰燃时间。根据本附录 F5 确定的烧焦长度的测量必须精确到 2.5 毫米(1/10 英寸)。

- F5 **烧焦长度** 烧焦长度是指从试样的起始边缘到因着火而损坏处的最远距离,它包括部分或完全烧掉、炭化或脆化部分,但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域,也不包括由于热源引起的材料皱缩或熔化的区域。

(型号名称或文件号)

附 录 H

甚轻型飞机飞行手册样本

型号：

序列号：

登记号：

文件号(如果适用)：

颁发日期：

以“Appr.”标识的页按以下批准：

签名：

部门：

盖章：

首次批准日期：

该飞机将按本手册中的资料 and 限制运行。

(i)

(型号名称或文件号)

H0.1 修正记录

本手册中的任何修正(除了实际称重数据)必须记录在下列表格中和(如有的话)负责的适航部门签置的批准章节中。

在左面页边有黑色垂线来标示修正页中新的或修改的正文,并在该页的左下注出修正号和日期。

修正号	修改节	修改页	日期	批准	日期	插页日期	签名

(i)

(型号名称或文件号)

H0.2 有效页清单

节	页	日期	节	页	日期
0	(i)				
	(ii)				
	(iii)				
1	1.1				
	1.2				
	1.3				
2	2.1				
	Appr. 2.2				
	Appr. 2.3				
	Appr. 2.4				
	Appr. 2.5				
3	3.1				
	Appr. 3.2				
etc					

(型号名称或文件号)

H0.3 目录

总则(非批准节)

使用限制(经批准节)

应急程序(经批准节)

正常程序(经批准节)

性能(部分批准节)

重量和平衡/设备清单(非批准节)

飞机和系统说明(非批准节)

飞机地面操纵、保养和维修(非批准节)

补充资料

(型号名称或文件号)

第 1 节

H1 总则

H1.1 概述

H1.2 审定基础

H1.3 警告、警戒和注意

H1.4 说明性资料

H1.5 三面图

(型号名称或文件号)

H1.1 概述

本飞行手册旨在向驾驶员和教员提供关于该甚轻型飞机安全并有效运行的资料。该手册包括 JAR—VI.A 要求向驾驶员提供的材料。它还包含飞机制造商提供的补充数据。

H1.2 审定基础

该型飞机已由……(负责的适航部门)依包括修正案……的 JAR—VI.A 批准,并且型号合格证(编号……)已在……(日期)颁发。

适航类别:正常类

噪声审定基础:……

H1.3 警告、警戒和注意

下列定义适用于飞行手册中使用的警告、警戒和注意。

警告:指不遵守相应的程序会立即或大大降低飞行安全。

警戒:指不遵守相应的程序会轻度或最终降低飞行安全。

注意:对与安全无直接关系的但是重要的或非寻常的任何特殊项目引起注意。

H1.4 说明性资料

(甚轻型飞机类别)

(设计细则)

(发动机和螺旋桨)

(翼展、机身长度、高度、平均气动弦、机翼面积、翼载)

H1.5 三面图

(型号名称或文件号)

第 2 节

H2	使用限制
H2.1	概述
H2.2	空速
H2.3	空速指示器标记
H2.4	动力装置
H2.5	动力装置仪表标记
H2.6	其它仪表标记
H2.7	重量
H2.8	重心
H2.9	经批准的机动
H2.10	机动载荷系数
H2.11	飞行机组
H2.12	运行类型
H2.13	燃油
H2.14	最大乘客
H2.15	其它限制
H2.16	使用限制标牌

(型号名称或文件号)

H2.1 概述

第 2 节包括对飞机、发动机、标准系统和标准设备安全使用所必要的使用限制、仪表标记和基本标牌。

本节和第 9 节中包括的使用限制已由……(负责的适航部门)批准。

H2.2 空速

下面给出了空速限制和它们的使用含义：

	速 度	指示空速 (IAS)	附 注
V_{NE}	不可超越速度		任何使用中不得超越该速度。
V_{NO}	最大结构巡航速度		除了在静止大气和谨慎的情况下,不得超越该速度
V_A	机动速度		由于在某些情况下满操纵位移可能使飞机过应力,所以在该速度以上不得满操纵位移或猛然的操纵位移。
V_{FE}	最大襟翼展态速度 (如适用,给出不同襟翼偏度的速度)		在给定的襟翼偏度下,不得超越该速度。
V_{LO}	最大起落架操纵速度		不得在该速度以上收放起落架。
V_{LE}	最大起落架展态速度		起落架处于展态时不得超越该速度。

H2.3 空速指示器标记

下面给出了空速指示器标记及其它们的彩色记号的含义：

标记	指示空速 (IAS) 值或范围	含 义
白弧线		规定的襟翼使用范围(下限为着陆构形下最大重量时的 $1.1V_{SO}$, 上限为襟翼展态时所允许的最大速度)。
绿弧线		正常使用范围。下限为襟翼和起落架收起(如果可收)、重心前限时最大重量下的 $1.1V_{SI}$ 。上限为最大结构巡航速度。
黄弧线		在谨慎并只有在平静大气时才能进行机动。
红直线		所有运行时的最大速度。

H2.4 动力装置

发动机制造商:

发动机型号:

最大功率, 起飞:

连续:

在平均海平面最大发动机转速, 起飞:

连续:

最大气缸头温度:

最大滑油温度:

滑油压力, 最小:

最大:

燃油压力, 最小:

最大:

燃油标号(规格):

滑油标号(规格):

螺旋桨制造商:

螺旋桨型号:

螺旋桨直径, 最小:

最大:

螺旋桨桨叶角(在 75% 站位处), 低:

高:

螺旋桨转速限制(如适用):

H2.5 动力装置仪表标记

下面给出了动力装置仪表标记及它们的彩色符号含义:

仪 表	红直线 最小极限	绿弧线 正常使用	黄弧线 警戒范围	红直线 最大限度
转速表	...	(范围)	(范围)	
滑油温度	
气缸头温度	
燃油压力		
滑油压力			...	
燃油量	
	(不可用燃油标记)			

H2.6 其它仪表标记

(必须正确提供其它仪表的限制和标记,例如:真空压力仪表。)

H2.7 重量

最大起飞重量:

最大着陆重量:

最大零燃油重量:

行李舱最大载重量:

H2.8 重心

重心范围(从最小飞行重量直到最大起飞重量)

参考基准

H2.9 经批准的机动

该型飞机按正常类合格审定。

(批准的机动和相应的进入速度必须一起列在这里。)

H2.10 机动载荷系数

(在此必须列出各种情况下的最大正和负载荷系数。)

H2.11 飞行机组

(必须提供最小机组的说明。)

2.12 运行类型

(这里必须列出依照 JAR—VLA 1525 批准的运行类型和各种运行类型所必需的最低设备清单)。

H2.13 燃油

(油箱容量)

总燃油:

可用燃油:

不可用燃油：

经批准的燃油标号：

(燃油使用的特别说明)

(对于二冲程发动机,燃油/滑油混合的特别说明)

H2.14 **最大乘客**

(应说明对乘客数量或重量的任何限制。)

H2.15 **其它限制**

(给出要求的,但本节没有明确覆盖的任何限制的说明。)

H2.16 **使用限制标牌**

(应图示出 JAR—VLA 1559 中要求的使用限制标牌。)

备注:对于其它标牌,参照维修手册(文件号……)。

(型号名称或文件号)

第 3 节

- H3 应急程序(经批准的)
- H3.1 概述
- H3.2 发动机失效(汽化器结冰)
- H3.3 空中起动
- H3.4 烟雾和火警
- H3.5 滑翔
- H3.6 着陆应急情况
- H3.7 无意尾旋的改出
- H3.8 其它应急情况

(型号名称或文件号)

H3.1 概述

第3节提供了应付可能出现的应急情况的检查单和详述的程序。如果施行了正确的飞行前检查和维护,那么由飞机或发动机失效引起的应急情况是极其少见的。然而,一旦应急情况出现,应考虑本节规定的基本原则并将其按需要应用于处理问题。

H3.2 发动机失效

(对起飞和飞行期间出现的发动机失效的所有情况,必须提供应急程序。)

H3.3 空中起动

(应提供飞行中起动发动机的程序和起动失败后的措施。应指出发动机空中起动的高度和速度范围。)

H3.4 烟雾和火警

(应提供应付下列飞行阶段中座舱或发动机舱内出现烟雾或火警情况的程序;

(a)地面

(b)起飞

(c)飞行。)

H3.5 滑翔

(应提供滑翔下降的资料和程序,包括:

推荐的空速,

相关的飞机构形,

从规定的滑翔高度算起的飞机滑翔距离或下滑率。)

H3.6 着陆应急情况

(应提供下列条件下的各种着陆应急情况的程序:

(a)得到了警戒的着陆

(b)带漏了气的机轮

(c)带出了故障的起落架

(d)带动力,起落架收起

(e)无动力,起落架收起

(f)襟翼收起的进场和着陆(如果无襟翼偏度着陆需要任何特殊技巧)。

H3.7 无意尾旋的改出

(除非已表明这些飞机“不会进入尾旋”,应阐明尾旋的改出程序。防止进入尾旋的论述应与该机不批准尾旋的声明包括在一起。)

H3.8 其它应急情况

(对特殊飞机设计、运行或地面操纵特性所特有的应急情况,应提供安全使用所必要的应急程序和其它有关的资料。)

(型号名称或文件号)

第 4 节

- H4 正常程序
- H4.1 概述
- H4.2 夹具的安装和拆除(如果适用)
- H4.3 日检
- H4.4 飞行前检查
- H4.5 正常程序和检查单

(型号名称或文的号)

H4.1 概述

第 4 节提供了执行正常操作的检查单和详述的程序。与选用系统有关的正常程序可在第 9 节中找到。

H4.2

至 (对夹具安装和检查所必要的步骤的说明)

H4.4**H4.5 正常程序和检查单**

(本章应包含飞行前检查(列在 4.4 中)完成之后的下列飞行阶段的荐用正常程序:

- (a) 发动机起动前
- (b) 外部电源的使用
- (c) 发动机起动
- (d) 滑行前
- (e) 滑行
- (f) 起飞前检查
- (g) 起飞
- (h) 爬升
- (i) 巡航
- (j) 下降
- (k) 着陆前检查
- (l) 中断着陆
- (m) 着陆后
- (n) 关闭发动机
- (o) 飞行后检查应急定位发射机(ELT)

(如果雨中起飞、飞行和着陆特性有差别,那么在此要专门给予说明。)

(型号名称或文件号)

第 5 节

H5	性能(部分批准)
H5.1	概述
H5.2	经批准的数据
H5.2.1	空速指示器系统校正
H5.2.2	失速速度
H5.2.3	起飞性能
H5.2.4	着陆距离
H5.2.5	爬升性能
H5.3	其它资料
H5.3.1	巡航
H5.3.2	续航时间
H5.3.3	中断着陆爬升
H5.3.4	起飞性能测量
H5.3.5	飞行性能和特性所受影响
H5.3.6	已演示的侧风性能
H5.3.7	噪声数据

(型号名称或文件号)

H5.1 概述

第5节提供了批准的空速校正、失速速度和起飞性能的数据以及非批准的其它资料。

以曲线给出的数据是利用实际飞行试验(飞机和发动机处于良好的状态并且使用平均驾驶熟练程度)结果计算得到的。

H5.2 批准数据

H5.2.1 空速指示器系统校正

(应给出校正空速(CAS)与指示空速(IAS)关系曲线,假定仪表误差为零。给出的数据应包括所有襟翼位置构形的情况并应覆盖适用的速度使用范围。)

H5.2.2 失速速度

(应以指示速度和校正速度与襟翼位置和坡度(最大重量、油门关闭)的关系曲线给出失速速度的数据。如果适用,应给出失速改出期间大于30米的高度损失和大于与水平线成30度的下俯角。)

H5.2.3 起飞性能

(应以距离与环境温度、高度和风的关系曲线给出地面滑跑距离和起飞结束于15米障碍高度的起飞距离。为达到这些距离的速度以指示空速(IAS)的形式编制。给出的值应考虑计算得到的温度和高度对起飞性能的近似影响。)

H5.2.4 着陆距离

(应以距离与环境温度、高度和风的关系曲线给出地面滑跑距离和开始于15米障碍高度的着陆距离。为得到这些距离所必要的15米高度点的速度要包括在内。给出的值应考虑计算得到的温度和高度对着陆性能的近似影响。)

H5.2.5 爬升性能

(应以爬升率与外界气温和高度的关系曲线给出数据(最大起飞重量且最大连续功率(MCP))。)

爬升速度应以最佳爬升率速度给出或平均最佳爬升率速度给出且以指示空速(IAS)形式编制。)

H5.3 附加资料

H5.3.1 巡航

(应给出发动机功率设定值和真速与高度和温度的关系曲线。)

H5.3.2 续航时间

(应给出飞机续航时间与不同功率设定值的高度的关系曲线,至少包括一次满油装载情况。)

H5.3.3 中断着陆爬升

(应以爬升率与外界温度和高度曲线给出数据(最大着陆重量、最大起飞功率。如果适用,襟翼处于全展位置、起落架收起。))

Appr. 5.1

- H5.3.4 在干的且修短的草地上起飞的测量
- H5.3.5 由雨或昆虫积聚引起的对飞行性能和特性的影响
- H5.3.6 已演示的侧风性能
(应给出已在着陆中演示的最大侧风。)
- H5.3.7 噪声数据
(应给出按国际民航公约(ICAO)附件 16 批准的噪声数据。)

(型号名称或文件号)

第 6 节

- H6 重量和平衡
- H6.1 概述
- H6.2 重量和平衡记录及允许装载范围

(型号名称或文件号)

H6.1 概述

本节包含了飞机可以安全使用的装载范围。

该机的称重程序、制定允许装载范围的计算方法、对该飞机有用的全部设备的综合清单和飞机称重期间安装的设备包括在适用的维修手册(文件号……)中。

H6.2 称重和平衡记录/允许装载范围

允许机组+乘客重量以及下面各项																
日期	空重	重心位置	最大行李重量__公斤				一半行李重__公斤				无行李				批准	
			前座		后座		前座		后座		前座		后座			
			最大	最小	最大	最小	最大	最小	最大	最小	最大	最小	最大	最小	日期	签名
串座式飞机的样本																

条件:飞机燃油范围从__公斤(最大)到__公斤(最小)。

对于最大和最小机组+乘客重量的计算,参照维护手册(文件号……)

日期	空重	重心位置	最大行李重量__公斤		一半行李重量__公斤		无行李		批准	
			最大	最小	最大	最小	最大	最小		
并座式飞机的样本										

条件:飞机燃油范围从__公斤(最大)到__公斤(最小)。

对于最大和最小机组+乘客重量的计算,参照维修手册(文件号_____)

6.1

(型号名称或文件号)

第 7 节

- H7 飞机和系统的说明
- H7.1 概述
- H7.2 机体
- H7.3 飞行操纵器(包括襟翼和配平装置)
- H7.4 仪表板
- H7.5 起落架系统
- H7.6 座椅和安全肩带
- H7.7 行李舱
- H7.8 门、窗和出口
- H7.9 动力装置
- H7.10 燃油系统
- H7.11 电气系统
- H7.12 空速和静压系统
- H7.13 其它设备
- H7.14 电子设备

(型号名称或文件号)

- H7.1 概述
本节提供了飞机及其系统的说明和使用。对选用系统和设备的具体细节可参照第 9 节(补充资料)。
- H7.2 机体
(描述机身、机翼和尾翼的结构。)
- H7.3 飞行操纵器
(描述操纵面,包括襟翼;描述操纵机械装置——可提供简图;说明配平布置;说明内部连接布局。)
- H7.4 仪表板
(提供仪表板图或照片;给出仪表板上的或其附近的仪表、灯、操纵器、开关和线路断路器的名称并说明用途。)
- H7.5 起落架系统
(描述构造;
描述收放机械装置(如果有);
描述刹车系统;
描述应急放下系统(如果有)。)
- H7.6 座椅和安全肩带
(描述如何调节座椅;
描述如何使用安全肩带。)
- H7.7 行李舱
(描述位置和系紧装置;说明有关重量和行李种类的限制。)
- H7.8 门、窗和出口
(说明如何操纵和锁住门、窗和出口;
解释如何关上飞行中意外打开的门或窗;说明必要的任何约束;说明应急出口的使用方法。)
- H7.9 动力装置
(描述发动机及其操纵器和仪表;
描述螺旋桨并说明应如何操纵螺旋桨。)
- H7.10 燃油系统
(以图示形式描述该系统并说明其操作方法;
说明不可用燃油;
说明燃油测量系统和燃油通风系统;说明如何避免并注意燃油的污染。)
- H7.11 电气系统
(使用简单的图示形式描述该系统;
说明该系统是如何工作的,包括警告和操纵装置;说明电路保护方法;详述负载量

和卸载)。

H7.12 空速管和静压系统

(描述空速管和静压系统。)

H7.13 其它设备

(描述还没有覆盖的重要设备。)

H7.14 电子设备

(描述制造商安装的设备并说明它们的功能和它们操作方法。)

(型号名称或文年号)

第 8 节

- H8 飞机地面操纵、保养和维修
- H8.1 概述
- H8.2 飞机检查周期
- H8.3 飞机改装或修理
- H8.4 地面操纵/道路运送
- H8.5 清洗和护理

(型号名称或文件号)

H8.1 概述

本节包含了制造商荐用的正确的飞机地面操纵和保养的程序。还给出了为使飞机保持新机时的性能和可靠性所必须遵守的一些检查和维修的要求。一项基于气候和飞行情况的预防性的维修和润滑计划表是明智的。

H8.2 飞机检查周期

(参照飞机维修手册。)

H8.3 飞机改装或修理

为了保证不违反飞机的适航性,对飞机进行任何改装之前与负责的适航部门的联系是必要的。对于修理,参照适用的维修手册(文件号_____)。

H8.4 地面操纵/道路运送(如果适用)

(说明下列程序:

(a)牵引

(b)停机

(c)系留

(d)顶起

(e)水平测量

(f)道路运送(如果适用),包括道路运送所需的分解和道路运送后的组装。)

H8.5 清洗和护理

描述下列飞机项目的清洗程序:

(a)油漆的外表面

(b)螺旋桨

(c)发动机

(d)内表面、座椅和地毯

并说明荐用的清洗剂和注意事项(如果有必要。)

(型号名称或文件号)

第 9 节

- H9 补充资料
- H9.1 概述
- H9.2 插入的补充资料清单
- H9.3 插入的补充资料

(型号名称或文件号)

H9.1 概述

本节包含了(当装有不提供给标准飞机的各种选用系统和设备时)对安全并有效使用飞机所必要的适用补充资料。

H9.2 插入补充资料的清单

日期	文件号	插入补充资料的名称

H9.3 插入的补充资料

(各补充资料一般只包括一个单一的系统、装置或一个设备,例如一个自动驾驶仪、滑梯或导航系统。可以由飞机制造商或所用设备的任何其它制造商颁发补充资料。必须由负责的适航部门批准补充资料;并且补充资料必须包含所有对基本飞行手册的偏离和更改。

各补充资料本身应是包含至少下列内容的微型飞行手册:

第一节 总则

应说明补充资料的目的是具体使用该资料的系统或设备。

第2节 使用限制

应说明对基本飞行手册的限制、标记或标牌所作的更改。如果没有更改,应作出影响的说明。

第3节 应急程序

应说明对飞行手册的基本应急程序所作的任何补充或更改。如果没有更改,则应作出影响的说明。

第4节 正常程序

应说明对飞行手册的基本正常程序所作的任何补充或更改。如果没有更改,则应作出影响的说明。

第5节 性能

应指出项目安装对基本飞行手册中给出的性能的任何影响。如果没有更改,则应作出影响的说明。

第6节 重量和平衡

应指出项目安装对飞机的重量和平衡的任何影响。如果没有更改,应作出影响的说明。)

第 2 节 符合性验证的可接受方法与解释(ACJ)

1 总则

1.1 本节包含了符合性验证的可接受方法与已同意纳入 JAR—VIA 的解释性资料。

2 提供方式

2.1 可接受的符合性验证方法和解释性资料以全页宽度松散页方式提供,各页以颁发日期或修正或重新颁发的更改号识别。

2.2 可接受的符合性验证方法或解释性资料中使用的条款号码与 JAR 中相应的条款号码相同。用字母 ACJ(Advisory Circular—Joint)(联合咨询通告)导入条款号以与 JAR 的材料相区别。

2.3 咨询资料的性质在紧接标题之后立即表明。两类资料定义如下:

解释性资料 帮助说明要求的含义

符合性验证的可接受方法 是满足要求的一种方法但不是唯一的一种方法。

2.4 不构成 ACJ 内容的注释以较小的字体写出。

2.5 新的、修订或改正的内容放在粗括弧中。

ACJ VLA 1

适用范围(解释性资料)

见 JAR—VLA 1

JAR—VLA 适用于常规飞机。某些特殊的、非常规的设计如鸭式布局、串列机翼、翼稍小翼可以需要附加的要求。

ACJ—VLA 21(c)

证明符合性的若干规定(解释性资料)

见 JAR—VLA 21(c)

无论在何处使用,“不得要求特殊的驾驶技巧”的含义是:只需要一般水平的驾驶员的技巧。

ACJ—VLA 21(d)

证明符合性的若干规定(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 21(d)

- 1 与失速速度、起飞和爬升有关的性能与飞行特性应以雨天飞行来研究。
- 2 虽然性能允许超过 JAR—VLA 45, JAR—VLA 51, JAR—VLA 65 规定的限制(乾燥条件), 偏离乾燥条件下达到的性能值对 V_0 不许超过 5 节, 对起飞距离为 50 米, 对爬升率为 0.5 米/秒(100 英尺/分)。
- 3 试验条件应为: 在整个试验期间内一直下雨。

ACJ VLA 23

载重分布限制(解释性资料)

见 JAR—VLA 23

- 1 飞机在不使用可移动配重时可安全运行的重心范围, 不得小于相应于下列情况的范围
 - a 单座机: 乘员的重量为 55 公斤至 86 公斤。
 - b 双座机: 乘员的重量为 55 公斤至 172 公斤。
- 2 在燃油载重从可用燃油较低限到足以以额定的最大连续功率运行一小时的燃油量的各种情况, 安全的重心范围应使飞机能运行。

ACJ VLA 45

性能, 总则(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 45

- 1 允许在非标准大气、非海平面、不平静空气中进行性能试验。这需要有试验程序和数据处理方法, 将数据变换到平静空气及标准海平面大气情况, 性能要求必须在此情况下满足。
- 2 数据处理中应包括发动机功率修正。

ACJ VLA 173 和 ACJ VLA 175

静纵向稳定性(解释性资料)

见 JAR—VLA 173 和 JAR—VLA 175

除非发生下列情况,应安装仪器测量杆力——

- a 速度的改变明显地由杆力改变反映出来;
- b 根据 JAR—VLA 173 和 JAR—VLA 175 得出的杆力是不过量的。

ACJ VLA 201

机翼水平失速(解释性资料)

见 JAR—VLA 201

偏航角达到 5°都不应显著地改变失速特性。

ACJ VLA 301(d)

载荷(解释性资料)

见 JAR—VLA 301(d)

具有下列特征的飞机是常规布局的飞机——

- a 前机翼后十字形尾翼,后者与机翼沿前后方向实际上分开;和
- b 其升力面或是不尖削的,或是连续尖削,在四分之一弦线处向前或向后的后掠角不超过 30°且带有后缘操纵器件,允许装有后缘襟翼。

注:需要特别检查的构形计有——

- (i)鸭式翼,串列式机翼,升力面间的紧密耦合或无尾布局;
- (ii)悬臂式双翼或多翼;
- (iii)T形式 V形尾翼;
- (iv)大后掠(在四分之一弦线处超过 30°),三角翼或开缝增升翼面;
- (v)翼稍小翼或其他翼尖装置,包括外侧垂直安定面。

ACJ VLA 307(a)

结构符合性的证明(解释性资料)

见 JAR—VLA 307(a)

- 1 根据 JAR—VLA 307(a)所做的验证性载荷试验通常应做到极限设计载荷。
- 2 强度试验中得出的结果应就机械特性和尺寸大小与设计计算中的假定值的偏离作出修正以确定:由于材料与尺寸大小的偏离结构的强度低于设计值的可能性是极小的。

ACJ VLA 405

次操纵系统(解释性资料)

见 JAR—VLA 405

设计中假定的单个的手或脚的载荷应不小于下列值:

- a 作用在小的手轮、手柄等上的由手指或腕产生的手力: $P=150$ 牛顿
- b 作用在手柄和手轮上的由未支承的手臂不使用身体重量情况下产生的手力: $P=350$ 牛顿。
- c 作用在手柄和摇把上的由支承的手臂产生或用身体重量产生的手力: $P=600$ 牛顿
- d 在驾驶员具有后背支撑坐态时所施加的脚蹬载荷(例如,脚趾制动的作用载荷): $P=750$ 牛顿。

ACJ VLA 441

机动载荷(解释性资料与符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 441

平尾由垂尾支承的飞机的尾翼及其支承结构,包括机身后部在内,应设计成能承受所规定的垂尾上的载荷及由平尾诱导的滚转力矩,两者沿同方向作用。

2 对 T 形尾翼在缺少更合理的分析时,由垂直方向舵偏转诱导的滚转力矩可由下式计算:

$$M_r = 0.3 S_t \frac{\rho_0}{2} \beta V^2 b_H$$

其中: M_r 为作用在平尾上的诱导滚转力矩,(牛顿米);

b_H 为平尾展长,(米);

β 为方向舵偏转引起的零升角;

$$\beta = \frac{dL}{d\eta} \eta f_\eta$$

η 为方向舵偏转角;

$\frac{dL}{d\eta}$ 为 $\eta f_\eta = 1$ 时零升角的改变量;

f_η 为相应于方向舵偏角的效益系数;

V 为飞行速度,(米/秒);

S_t 为平尾面积,(米²);

ρ_0 为海平面空气密度,(公斤/米³)。

ACJ VLA 443

突风载荷(解释性资料与符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 443

1 对于平尾由垂尾支承的飞机的尾翼及其支结构,包括机身后部在内,应设计成能承受所规定的垂尾上的载荷及由平尾诱导的滚转力矩,两者沿同方向作用。

2 对 T 形尾翼在缺少更合理的分析时,突风载荷诱导的滚转力矩可由下式计算:

$$M_r = 0.3 S_t \frac{\rho_0}{2} V U b_H K$$

其中: M_r 为作用在平尾上的诱导滚转力矩,(牛顿米);

K 为突风系数, $K=1.2$;

b_H 为平尾展长,(米);

S_t 为平尾面积,(米²);

ρ_0 为海平面空气密度,(公斤/米³);

V 为飞行速度,(米/秒);

U 为突风速度,(米/秒)。

ACJ VLA 479(b)

水平着陆情况(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 479(b)

“正确地组合”可由合理的分析确定,或为以下的组合:

a 最大起旋情况——

$$P_z = 0.6P_{z_{\max}}, P_x = -0.5P_{z_{\max}}$$

b 最大回弹情况——

$$P_z = 0.8P_{z_{\max}}; P_x = 0.5P_{z_{\max}}$$

c 最大垂直载荷情况——

$$P_z = P_{z_{\max}}; P_x = \pm 0.3P_{z_{\max}}$$

其中: P_x 是地面反作用力的水平分量。

P_z 是地面反作用力的垂直分量。

ACJ VLA 572(a)

危及安全的结构元件(解释性资料)

见 JAR—VLA 572(a)

至少机翼主梁、平尾及它们与机身的连接件应进行检查以确定它们的应力水平是否超过 ACJ VLA 572(b)中给出的值。

ACJ VLA 572(b)

危及安全的结构元件(解释性资料及符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 572(b)

1 与消除应力集中的好的设计实践相结合,可以认为使用下列应力水平结构就有了足够的安全寿命:

所用的材料	最大限制载荷下的允许的正应力水平
玻璃纤维环氧树脂	250 牛顿/毫米 ²
碳纤维环氧树脂	400 牛顿/毫米 ²
木材	按照 ANC—18*
铝合金	拉伸破坏强度的一半
合金钢	拉伸破坏强度的一半

2 较高的应力水平需要用下列方法之一或其组合进行进一步的疲劳检查:

a 基于实际使用谱的疲劳试验。

b 使用由样本或部件的疲劳试验证明为足够的强度值进行疲劳计算。

ACJ VLA 613(b)

材料的强度性能和设计值(解释性资料)

* ANC 18 是 ANC 公告“木质飞机结构设计”,1944 年由陆军—海军—民用飞机设计准则委员会(USA)公布。

见 JAR—VLA 613(b)

材料标准应包含在,或是由适航当局专项认可,或是由适航当局承认的有必要能力的组织或个人备有的文件中。在确定设计性能时这些材料标准的值应在必要时由制造人员予以修正和/或扩充以考虑制造的影响(例如制造、成型、机械加工及以后的热处理方法)。

ACJ VLA 613(c)

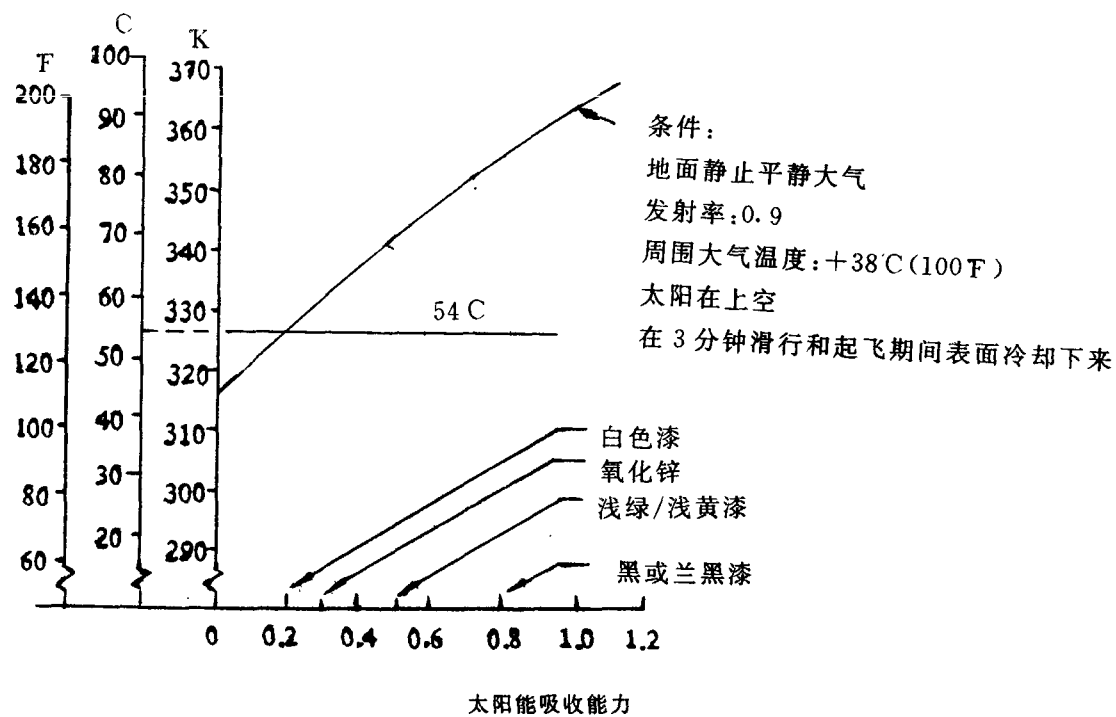
材料的强度性能和设计值(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 613(c)

试验温度

a 对漆成白色的表面且垂直受阳光照射:54 C。若试验不能在此温度下完成,应采用附加系数 1.25。

b 对其他色彩的表面,可用下面的曲线确定试验温度



曲线基于:NASA CP 2036
NASA CR 3290

ACJ VLA 615

设计性能(符合性能验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 615

当制造人不能为 A 与 B 的值提供满意的统计证明时,尤其在用复合材料制造的情况下,应再乘一个附加的安全因子以保证满足 A 和 B 值的要求。

ACJ VIA 619

特殊系数(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VIA 619

复合材料结构的验证除非有适航当局同意的更合理的方法,可以使用下列方法之一:

- a 只要使用了很好地确定的制造程序和质量控制程序,在最大服役温度下试验的潮湿样本用附加系数 1.2。
- b 温度与湿度没有专门认可时试验的样本其附加系数为 1.5。

注:1 冷固化结构,可以假定整个的结构处于完全潮湿的情况下。

2 上述本条 a 中的系数可以随着制造商有能力表明的一些产品的变异因子而变化。(见表 1)。

表 1

变异因子%	试验系数
5	1.00
6	1.03
7	1.06
8	1.10
9	1.12
10	1.15
12	1.22
14	1.30
15	1.33
20	1.50

定义:变异因子

一个总体其平均值为 M,标准偏差为 σ ,则变异因子 C_v 为

$$C_v = \sigma/M$$

通常变异因子以百分比表示,此时

$$C_v(\%) = 100\sigma/M$$

附加的咨询资料:

当总体的变异因子是从临界的结构特性的试验中估计时,应当使用从至少 6 个样本的试验中取得的结果。

采样的变异因子应调整,以获得在表 1 中使用的总体的变异因子有 95%置信度。

在缺少更合理的方法时,可以将采样变异因子乘以因子 F。

$$F = \frac{1 + U_p \left\{ \frac{1}{2f} \left(1 - \frac{C^2 U_p^2}{n} \right) + \frac{C^2}{n} \right\}^{1/2}}{1 - \frac{C^2 U_p^2}{n}}$$

其中：

U_p 是标准化了的正常变异，相应于使用的置信度（置信度为 95% 时 $U_p = 1.6452$ ）；

n 是采样中的样本数；

f 是统计的自由度数 [= $(n-1)$]；

C 是总体变异因子，因子 F 的值对使用的 C 值很不敏感——在缺少更合理的资料时，应使用 0.2。

ACJ VLA 773

驾驶舱视界（符合性验证的可接受方法）

见 JAR—VLA 773

符合 JAR—VLA 773 可由带有适当开口的座舱盖验证。

ACJ VLA 775(a)

风挡和窗户（符合性验证的可接受方法）

见 JAR—VLA 775(a)

由合成树脂制造的风挡和窗户符合此条要求。

ACJ VLA 777

驾驶舱操纵器件（解释性资料）

见 JAR—VLA 777

在临界的飞行阶段（例如在起飞和着陆期间），驾驶员为了使用次操纵器件，应不需要变换使用主操纵器件的手。

ACJ VLA 785(e)

座椅、安全带和肩带（符合性验证的可接受方法）

见 JAR—VLA 785(e)

肩带之安装。图 1(a), 1(b) 和 1(c) 表明了这种约束形式的推荐的安装几何位置。

注：1 建议在可能之处安装负 g 或叉形条带，否则在粗暴减速期间肩带会从臀部周围向胃部提升带子部分（除非调整得很紧），这样会使系坐者在带子的搭接部分下面滑动。

2 在肩带附着点和椅背顶部之间的带子超过 152 毫米（6 英寸）之处，应提供限制侧向移动的装置（例如导环），以便保证符合 JAR—VLA 785(e)，并保证足够地与肩带分离，以使系坐者的颈部伤害或擦伤减至最小。

3 椅背有足够强度且其高度使肩带相对于肩的几何位置符合图 1(a)（即 650 毫米（25.5 英寸））时，允许将肩带联结在椅子背上，或穿过导环连到飞机地板上。

4 椅背有足够强度时，装置（例如有足够强度的导环）要能限制 JAR—VLA 561(b)(2)

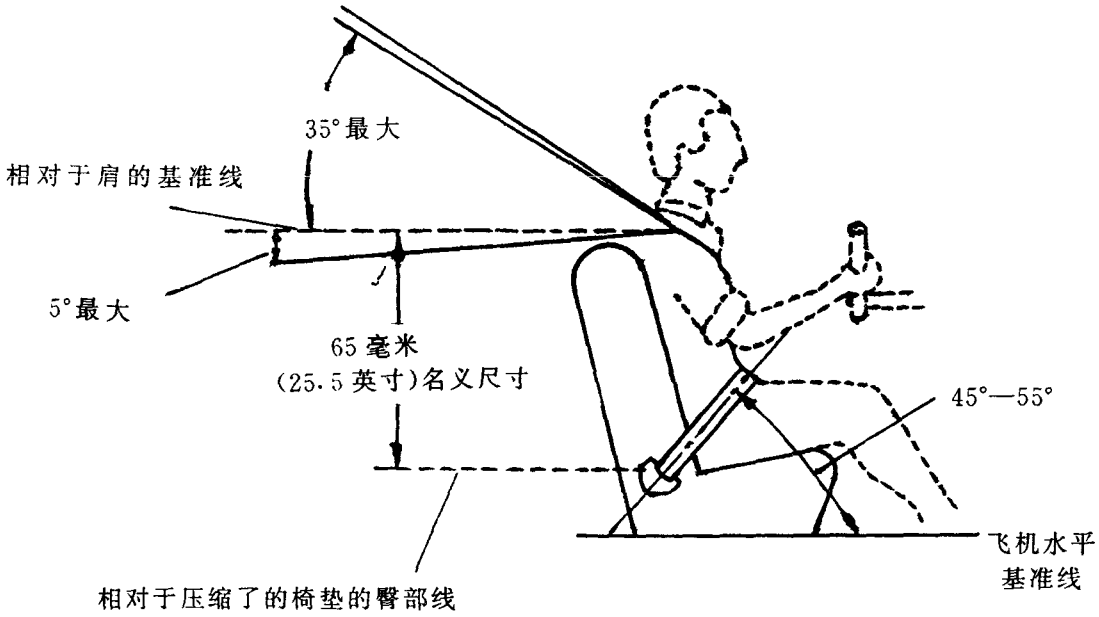


图 1(a)

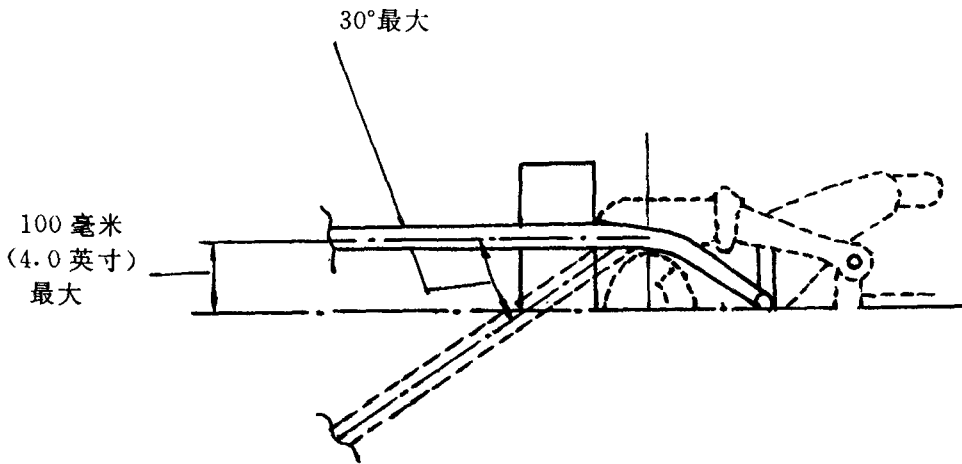


图 1(b)肩带的角范围

规定的应急着陆加速期间发生的侧向滑动。

单斜跨肩带构成的安全带(ODS安全带)。图 2(a)和 2(b)表明了对 种形式约束推荐的安装几何位置。

- 注:1 为了在紧急着陆载荷下减少织带伸长的影响,斜跨肩带的总长度应尽可能短。
- 2 椅背有足够强度且其高度使肩带相对于肩的几何位置符合图 2(a)(即 650 毫米 (25.5 英寸))时,允许将肩带连结在椅子背上,或穿过导环连到飞机地板上。
- 3 安装应使受伤或擦伤系坐者的脖子的危险减至最小;一只导环可以帮助达到此目的。

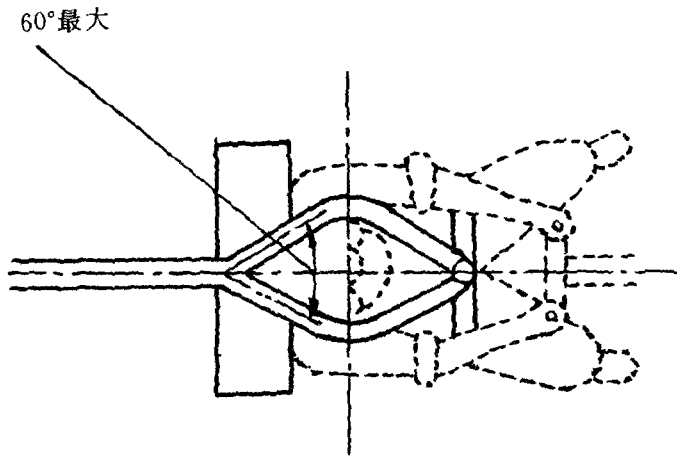


图 1(c)

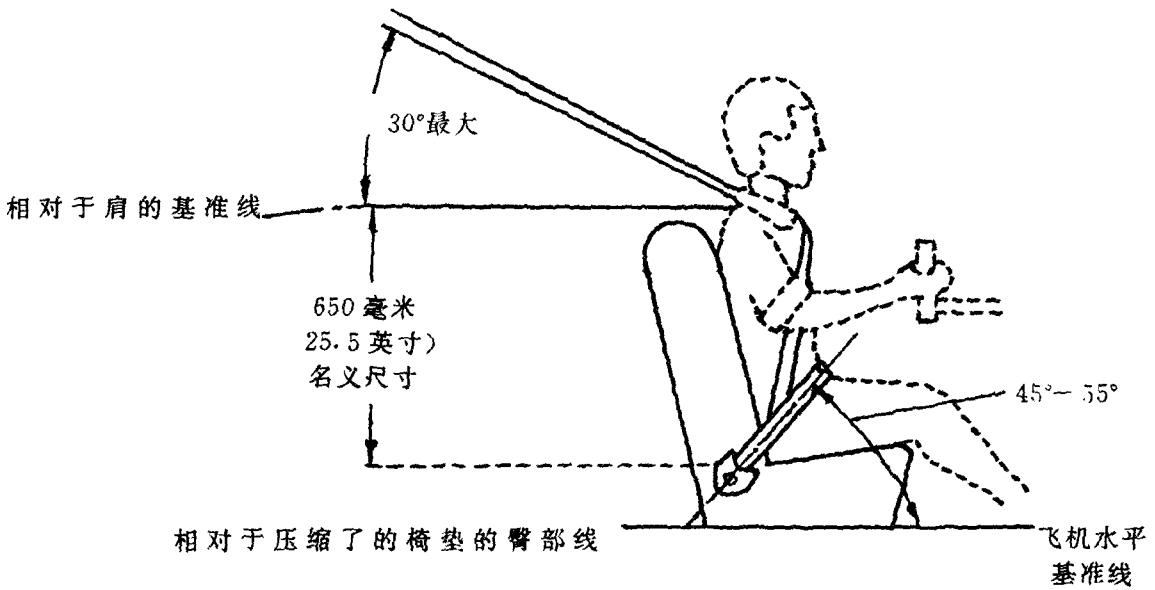


图 2(a)

ACJ VLA 903(a)

发动机型号合格证(符合性验证的可接受方法)

见 JAR-VLA 903(a)

可根据 JAR-E, JAR-22 的分部 H, 或 FAR 33 部取证。

ACJ VLA 905(a)

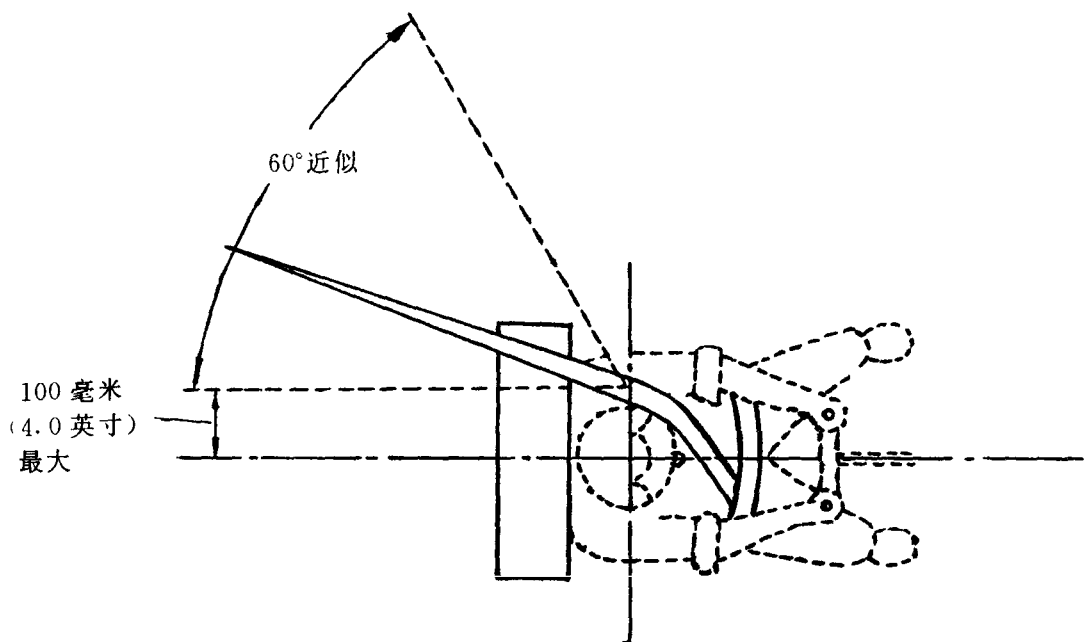


图 2(b)

螺旋桨(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 905(a)

螺旋桨可根据 JAR—P, JAR—22 的分部 J, 或 FAR 35 部取证或其他方法批准。

ACJ VLA 943

负加速度(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 943

可用下法表明符合 JAR—VLA 943: 飞机经历负加速度的时间是在飞机的能力以内, 但不少于——

- a 在低于零“g”下连续 2 秒; 和分别地,
- b 至少二次接连迅速达到小于 0‘g’加速度, 此过程中小于 0‘g’加速度的总时间至少 2 秒。

ACJ VLA 1011(c)

滑油系统, 总则(解释性资料)

见 JAR—VLA 1011(c)

在评定向发动机供给燃油/滑油合适的混合物防止危险出现的方法的可信度时, 应当考虑若干情况, 例如——

- a 发动机容许的偏离优化值的燃油/滑油混合比;
- b 已建立加燃油及引入适量滑油的程序;
- c 驾驶员可以检查燃油包含适当的滑油混合物的方法。

ACJ VLA 1105(b)

进气系统的空气滤(符合性验证的可接受方法)

见 JAR—VLA 1105(b)

可用热空气防止空气滤结冰。

ACJ VLA 1305(a)

动力装置仪表(解释性资料)

见 JAR—VLA 1305(a)

互相联结的作用与单个油箱相同以致单个油箱不能隔开的油箱组可用一只指示器。

ACJ VLA 1436

手动液压刹车系统(解释性资料)

见 JAR—VLA 1436

除了手动刹车系统外,液压系统应适用于 FAR 23.1435 的要求

ACJ VLA 1587(a)(4)

性能资料(解释性资料)

见 JAR—VLA 1587(a)(4)

使用的机场高度不必超过下列范围:海平面至 2438 米(8000 英尺),和可达到 1.02 米/秒(200 英尺/分)稳定爬升率的高度,两者取小者,各高度上适用的温度变化不必超过低于标准 33 C 到高于标准 22 C 的范围。

联合航空要求

JAR—VLA

修正案 VLA/92/1

包括在本橙皮书修正案 VLA/92/1 中的要求和其它材料已同联合航空当局委员会接受为 JAR—VLA 的内容并于这些散页上注明的日期生效。

修正案 VLA/92/1 由下列内容组成：

在 ii 页上第三段的修改及国家清单的补充

NPA—VLA—1

本修正案 VLA/92/1 在将来会被合并到 JAR—VLA 的第一次更改版中。

修正案的每页的页码前都冠以“OP”的前缀，代表“橙皮书”。橙色散页应插入下面标明位置的 JAR—VLA 的正文页次之间，但不应取消 JAR—VLA 中具有相同页码的页次。

如果橙皮书修正页次将插到现在或以前已插有橙色散页的现行橙皮书修正案中，则所有具同样(OP)页码的橙色散页均同样适用。

将插入 JAR—VLA 中的橙色散页为：

(OP)ii/C—1 ii 页和 C—1 页之间

(OP)1—0—2/1—A—1 1—0—2 页和 1—A—1 页之间

(OP)2—0—2/2—1 2—0—2 页和 2—1 页之间

注意：

在本橙皮书修正案的后面将找到对各种意见答复的摘要，这些意见是在征求意见期间针对建议修正通知(NPA)作出的。该资料旨在帮助读者了解最终文本是如何制定的。

建议本页应编在 JAR—VLA 的后面。

(修正)

ii 页

修正第三段并增加了国家清单,如下:

联合航空当局委员会的成员代表已签署“关于联合适航要求制定并认可的协议”的国家的民用航空当局。这些国家清单由法国民航局(DGAC,246 rue Lecourbe,75732 Paris,Cedex 15,France)保存*。

需要更多的联合航空要求(JAR)的申请可寄至民用航空当局的印刷品和出版物服务部(Greville House,37 Gratton Road,Cheltenham,Glos. G 150 2BN,United Kingdom)。

【关于内容的咨询应发函给联合航空当局总部(Saturnusstraat 10,P O Box 3000,2130,K A Hoofddorp,The Netherlands)。】

* 【这些国家是:

奥地利、比利时、丹麦、芬兰、德国、法国、冰岛、爱尔兰、意大利、卢圣堡、荷兰、挪威、葡萄牙、西班牙、瑞典、瑞士、英国和南斯拉夫。】

((OP) ii 修正案 VLA/92/1

(NPA—VLA—1)

JAR—VLA 1(a)

增加了与 ACJ VLA 1(a)的相互参照条目,如下:

(a)本 JAR—VLA 规定颁发和更改单发(火花或压缩点火)、不多于双座的、最大合格审定起飞重量不大于 750 公斤,和失速速度在着陆构形中不大于 45 节(校正空速)的飞机型号合格证用的适航标准。这种批准【仅限于昼间——目视飞机规则的飞行。(见 ACJ VLA 1(a)。)】

(NPA—VLA—1)

JAR—VLA 1(b)

将原有的相互参照条目更改为 ACJ VLA 1(b),如下:

(b)每个为此申请或者更改型号合格证的人员,必须表明符合在此说明的适用的要求。【(见 ACJ VLA 1(b)。)】

(NPA—VLA—1)

ACJ VLA 1(a)

插入了如下一条新的 ACJ VLA 1(a):

【 ACJ VLA 1(a)

适用范围(解释性材料)

见 JAR—VLA 1(a)

JAR—VLA 不适用于类属于极轻机或微型机这样的飞机。极轻机或微型机的定义随国家的不同而不同。

然而,它们能被描述为能量非常低的飞机,因为它们的一些主要特征是受严格限制的。经常使用下列判据(单独或组合):

失速速度、重量与表面积比、最大起飞重量、最大空机重量、燃油量、座位数。

此外,这些飞机通常不进行型号合格审定,而 JAR—VLA 规定的是颁发型号合格证的最低标准。后一种解释也可用于具有限制类适航证的飞机,因而 JAR—VLA 不适用于这类飞机。】

(NPA—VLA—1)

ACJ VLA 1(b)

对原有的 ACJ VLA 1 重新编号为 ACJ VLA 1(b),如下:

【 ACJ VLA 1(b)】

适用范围(解释性材料)

【 见 JAR—VLA 1(b)】

JAR—VLA 考虑为适用于常规飞机。一些诸如鸭式、串列翼、翼梢小翼的特殊、非常规设计可能需要附加的要求。