

载人离心机及其应用

Human Centrifuge and Its Application

陆惠良 主编

国防工业出版社

· 北京 ·

内 容 简 介

本书系统地介绍了国内、外载人离心机的发展历史、概况及主要结构与性能,以及载人离心机在加速度生理学研究、飞行员抗荷装备研制和飞行人员高加速度训练中的应用和未来发展的方向。本书内容比较丰富,既有作者长期的信息积累,又有载人离心机性能、结构和使用过程中的实际经验,可供航空军医、航空医学工程技术人员及研究人员阅读参考。

图书在版编目(CIP)数据

载人离心机及其应用/陆惠良主编. —北京:国防工业出版社,2004.9

ISBN 7-118-03563-7

I. 载... II. 陆... III. 人驾驶离心机 IV. V44

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2004)第 073091 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 850 × 1168 1/32 印张 8½ 218 千字

2004 年 9 月第 1 版 2004 年 9 月北京第 1 次印刷

印数 1—2000 册 定价 33.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

主编 陆惠良

编者 陆惠良 刘 森 钟方虎

吴 铨 陈炎琰

**庆祝空军航空医学研究所
成立五十周年！**

序

载人离心机诞生至今已有 200 多年的历史了。在飞机发明前的 100 多年里,载人离心机用来治疗疾病和娱乐,只是在近 100 年里,载人离心机才成为航空航天医学的大型地面模拟设备。

载人离心机从结构到功能差别很大。从动力方面看,有人工的、液压的、电动的。从旋臂结构看,最短的 1.5m,最长的 18m,有的只有横梁,有的横梁外面有外壳。从质量看,轻的几吨,最重的达 360t。有的有万向接头、计算机程序控制、吊舱视景系统,而有些则没有。有的增长率达 6G/s 甚至 10G/s,而有的仅达 3G/s 或 1G/s。无论何种形式,其主要用途只有三个方面,即用于加速度生理学研究、飞行人员抗荷装备的研制、飞行人员以及航天员的高 G 训练。

当今,世界上至少有 50 台载人离心机在运行,而且还在不断地新建。一般说来,第二次世界大战以前建造的载人离心机现在均已废弃不用,而第二次世界大战以后建造的则大部分还在使用,不过都进行了多次改造升级。

我国解放前的航空医学十分落后,载人离心机更是一个空白点。解放后,我国航空医学得到迅速发展,建国至今已建造了 6 台载人离心机。20 世纪 50 年代,军事医学科学院在北京建造了我国第一台载人离心机(现已拆除)。后来,航天医学工程研究所先后在北京建造了 2 台载人离心机用于航天员的训练。1965 年,航空医学研究所自行设计建造了一台臂长 5m 的载人离心机并于 1970 年正式启用,为我国飞行人员耐力的研究、抗荷装备的研制以及高 G 训练与选拔作出了重要贡献。近年来,为适应我空军的

发展,航空医学研究所又从奥地利引进了一台先进的载人离心机,预计 2004 年可以安装完毕,投入使用。这对我国航空医学,尤其对加速度生理学的研究是一个很大的促进。

本书比较详细地介绍了载人离心机的发展史与现状、结构与功能及在加速度生理学研究、飞行人员抗荷装备研制以及飞行人员高 G 训练方面的应用,可供我国航空航天医学界的同仁们参考。

空军航空医学研究所所长
卢志平

前 言

在未来高技术战争中,空军不仅首当其冲,而且会在整个战争中全程使用,作用举足轻重。空军的战斗力由人和武器系统两部分组成,前者主要是飞行人员。飞行人员的勇敢精神、训练水平和飞行耐力等又决定着战斗力的高低。

从航空医学的观点看,飞行人员在飞行中因加速度引起的意识丧失(G - LOC)、空间定向障碍和飞行疲劳不仅是飞行事故的三大杀手,也是部队战斗力降低的重要因素。

为了提高飞行人员的加速度耐力,目前世界各国空军主要采取三方面的措施以适应高性能战斗机在空战中出现的高加速度环境:一是选拔加速度耐力良好的候选人进入航校学习,剔除加速度耐力差的人进入飞行人员队伍;二是研制或改进性能良好的抗荷装备(包括抗荷服和后倾座椅);三是进行载人离心机高加速度生理训练,学会有效的抗荷收紧动作。这三项措施综合使用,可以使飞行人员的加速度耐力达到9G 45s。

在飞行人员的选拔和淘汰、抗荷装备的研制和改进以及高加速度生理训练中,载人离心机都是不可缺少的大型实验研究设备。有无载人离心机和载人离心机性能的高低已经成为衡量一个国家军事航空医学研究水平的重要标志之一。因此,对世界各国载人离心机进行综合性的研究是一件很有意义的事情。

《载人离心机及其应用》一书的编写得到空军航空医学研究所领导的大力支持和关心,在出版经费上也给予了鼎力资助,使此书在短短半年时间内比较顺利地完 成,我们在此深表感谢。

在编写过程中,本书作者之一陈炎琰同志付出了辛勤的劳动。

X

由于她对航空医学研究工作的热爱和工作的认真负责,牺牲了不少假日和休息时间,做了大量事务性工作,保证了此书的按时完成,在此对她表示衷心感谢。

由于编写时间匆忙,不妥之处望大家指正。

陆惠良

2004 年 4 月

目 录

第一章 载人离心机的发展史	1
一、萌芽时期 (1795—1903)	1
二、初创时期 (1903—1964)	5
三、发展时期 (1964—1984)	14
四、成熟时期 (1984—1998)	16
五、优化时期 (1998 年至今)	18
参考文献	21
第二章 各国现役载人离心机	23
一、概况	23
二、37 台载人离心机的主要性能	25
三、11 台离心机介绍	30
参考文献	54
第三章 载人离心机的基本性能与结构	55
一、载人离心机的基本性能要求	55
二、载人离心机的基本结构	69
参考文献	138
第四章 加速度生理学研究	140
一、G - LOC 的研究	140
二、G 耐力的研究	148
三、其他	155
参考文献	172
第五章 高加速度生理训练	174
一、训练目的	176

二、训练设备	181
三、训练方法	183
四、效益分析	191
五、各国空军训练简介	193
六、心律不齐现象	219
七、偶发事件举例	229
参考文献	236
第六章 载人离心机动态飞行模拟应用的发展	238
一、载人离心机动态飞行模拟的发展内容	238
二、动态飞行模拟对载人离心机的设备要求	241
三、载人离心机动态飞行模拟的构成	246
四、载人离心机动态飞行模拟的实现	249
五、载人离心机动态飞行模拟的未来发展	256
六、结束语	258
参考文献	259

第一章 载人离心机的发展史

载人离心机已有 200 多年的发展史,我们大致可以将这 200 多年分成前 100 年和后 100 年两个大的时期。

在 1903 年以前的 100 多年里,载人离心机的建造可以说与航空毫不相干,主要是为了治疗疾病和娱乐,但有些学者也开始利用载人离心机从事加速度生理学的研究。这个时期的载人离心机结构比较简单,数量也很少。

1903 年飞机问世以后,载人离心机才逐渐成为航空医学的研究工具,此后其发展水平基本上与战斗机的发展水平平行。尤其是 20 世纪 80 年代后期出现像 F - 15、F - 16、幻影 - 2000 等第三代作战飞机以后,飞行员在做空战动作时频频发生空中意识丧失,有的甚至造成机毁人亡事故而引起各国空军的高度重视。此后,高性能战斗机飞行员的高 G 训练逐渐成为常规,这为载人离心机的发展带来了极好的机遇,迎来了载人离心机发展的黄金时代。在 20 世纪 80 年代和 90 年代,仅美国 ETC (环境技术) 公司就建造了 8 台主要用于飞行人员高 G 训练的载人离心机。

为了满足新战斗机飞行员抗荷装备的研制和高 G 训练的要求,载人离心机还在不断地发展。为便于研究,我们将载人离心机的发展史划分为以下五个时期。

一、萌芽时期 (1795—1903)

1795 年,一位名叫詹姆斯·瓦特 (James Watt) 的工程师突发奇想,设计了人类历史上的第一台载人离心机,实际上这是一种用

人力转动的“旋转床”，结构很简单，当初设想用来治疗失眠症、心脏病以及去热退烧。遗憾的是图纸设计完了以后并未付诸生产，如图 1 - 1。

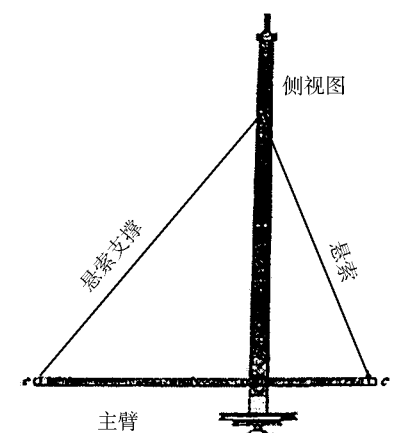


图 1 - 1 詹姆士·瓦特设计的旋转床

同年，另一位名叫伊拉斯马斯·达文 (Erasmus Darwin) 的人也建造了一台载人离心机首次用来诱导病人入睡。这台离心机能产生几秒至几分钟的加速度，病人像躺在磨盘上一样，“磨盘”不断地转动。他深信，这种治疗方法可以使血流聚集在脑部，压缩脑组织。

德国柏林的慈善医院也建造了一台载人离心机，直径达 4m，可以产生 5G (转速 45m/s)，也可以产生 $-G_z$ 的作用，主要用于治疗精神病，如图 1 - 2。他们认为，患者坐在离心机上，受到 $-G_z$ 的作用后，可以增加头部的血流量，改善脑组织的血液循环，使脑细胞增加氧气供应，因此达到治疗精神病的目的。1795 年至 1850 年间，这种治疗方法曾在欧洲风行一时。许多医生自己作为被试者在离心机上进行生理试验。在这些加速度生理学研究中，他们得到了有关加速度对呼吸、心率和血液在全身重新分布的知识，他们利用这些知识来治疗各种循环系统的疾病。但实践证明，用这

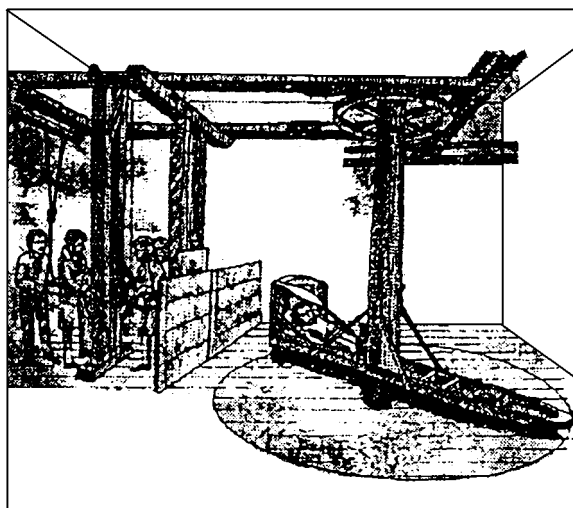


图 1 - 2 德国慈善医院的载人离心机

种载人离心机来治疗精神病、心脏病、失眠和发烧并没有什么疗效,只不过是医生们的异想天开而已,于是热闹了一阵子以后便也就销声匿迹了^[1]。

1873 年,法国巴黎法兰西学院的马里 (E. J. Marey) 教授建造了一台旋转机,用它来观察鸟类的飞行。他的一位学生萨拉切 (Salathe) 后来将这台机器改装成为可研究动物加速度生理的动物离心机。恰好在这个时间,奥地利物理学家欧姆斯特·马切 (Ermst Mach) 推论出重力等于离心力,萨拉切是第一位将它用在心血管系统研究工作中的生理学家。在动物离心机上,他可以复制出血液停滞的现象。

1898 年,冯·维希 (F. R. Von Weausch) 博士建造了一台直径 3.3m 的载人离心机,专门用于人体试验,如图 1 - 3。据当时的试验记录,一位被试者在头部受到 $-3G_z$ 作用 (离心机转速 $50r/min$), 15min 后就昏昏沉沉像喝醉了酒似的^[2]。

1903 年,也就是莱特兄弟在 Kitty Hawk 第一次试飞他们飞机的那一年,英国人哈拉姆·马克西姆 (Hiram Maxim) 爵士建造了

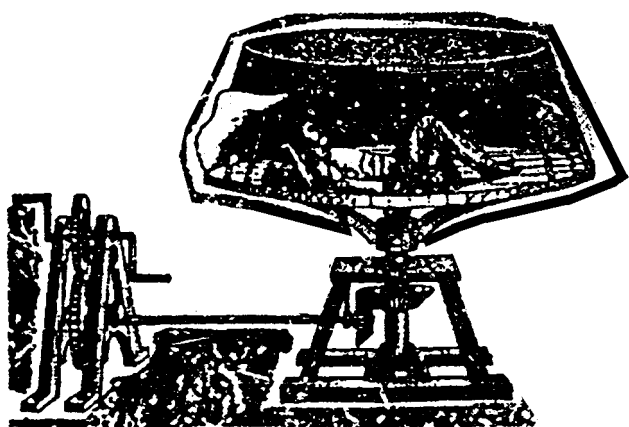


图 1 - 3 冯·维希建造的载人离心机

一台取名为“可控飞行器”的载人离心机,如图 1 - 4。当时世博会刚好在英国伦敦举办,各国游客蜂拥而至,这台载人离心机成了众多展品中的一个亮点。许多游客出于好奇,都想爬上这台机器体验一下加速度的滋味,因此生意十分红火。据说这台载人离心机的主管工程师寿斯通 (A. P. Thurston) 博士是第一个在离心机上做试验的。当离心机的加速度达到 $6.87G$ 时,他丧失了意识;当加速度下降到 $3G$ 时,他才如梦初醒恢复了意识。这是世界上第一例

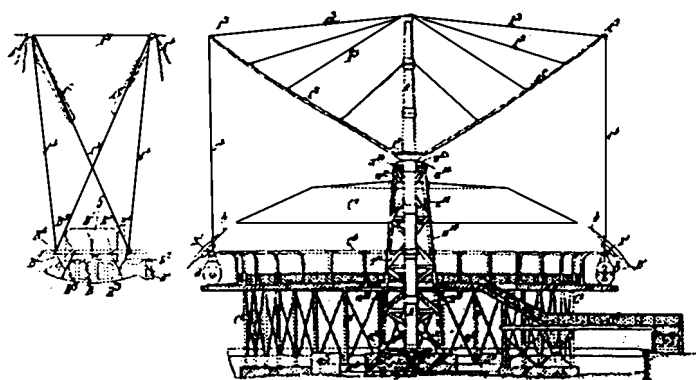


图 1 - 4 英国的可控飞行器

有据可查的加速度引起的意识丧失(英文缩写为 G - LOC, G - induced loss of consciousness)^[3,4]。现在 G - LOC 是高性能战斗机最令人关注的一个安全问题。

这一时期的载人离心机为以后用作飞行模拟器的载人离心机奠定了基础,在载人离心机的发展史上功不可没,它具备了以下几个特点:

① 载人离心机的出现与飞行无关,因为飞机是 1903 年才发明的,即使在 1903 年以后相当长的时间里,载人离心机仍然作为普通生理学和医学研究的工具。

② 建造的主要目的是为了治病,后期也有用来作娱乐游戏的。经过长期实践发现治疗效果并不佳,还有其他更好的方法来治疗这些病,因而放弃了这种治病的手段。

③ 这个时期的载人离心机主要集中在欧洲。当时的欧洲是世界上经济最发达、科技最先进的地方,许多医学界的先驱敢想敢干,富于创新精神。载人离心机就是他们的创造发明之一。

④ 从上面 4 幅图可见,这些载人离心机的结构都比较简单,开始的时候用人力驱动,后来才逐渐使用电动机作动力,但已具备了转动轴、旋臂、吊舱等基本部件。

⑤ 大多数载人离心机由于为了治病,使血液集中到人体的头

部,因此人体受到的是负加速度 ($-G_z$)。后来用于游乐的“可控飞行器”则使游玩者受到正加速度的作用 ($+G_z$)。

载人离心机的这一发展时期十分漫长,几乎长达一个世纪。

二、初创时期 (1903—1964)

第一次世界大战期间,军事航空业得到了飞速发展,各国都组建了自己的航空兵部队,空中优势成了军事家们的重要战略之一,欧洲上空几乎天天发生激烈的空战。在 4 年零 3 个月的战争中,各国生产了 20 多万架军用飞机。令人惊讶的是,各参战国因飞行事故损失的飞机和伤亡的飞行员竟比空战中的损失高出 3 倍,其中有些事故是由于飞行员俯冲拉起时加速度引起的意识丧失造成的,这引起了军方和航空医学专家们的注意。从 1918 年开始,人类才在真正意义上把载人离心机作为航空医学的研究工具。

第二次世界大战极大地促进了航空医学的发展,西方国家和苏联建造了许多载人离心机用于加速度生理学的研究和抗荷装备的研制。

1918 年,法国的布洛卡 (A. Broca) 和加松 (P. Garsaux) 2 位博士利用 6m 直径的离心机做了一些动物试验,他们提出在速度 320km/h 时飞行员可以拉到 5.5G ~ 9G,这时候就可能造成事故。他们选择用狗做试验动物,因为狗的大小比较接近于人。他们认为,把体积看成是一个重要因素是非常正确的,因为体积涉及到器官的压缩和尺寸问题,涉及到相似形的基本概念。

他们用狗在 20G、30G、40G 和 98G 时作用 5min,仅仅在 98G 时狗才会死亡。有一条狗在 80G 时作用 2min 仍然活下来了。在为 98G 死亡的狗尸检时发现腹部明显充血。这一发现促使他们提出一项建议,即使用腹带作支撑,这也许是抗荷服最初的设想吧。

根据这些研究,他们得出结论:人在飞行中的死亡并非因离心力的作用,人的死亡与“神经反应降低”有关,这可能间接涉及到

了 G - LOC。他们提议应在离心机上进行人体试验来进一步研究这些现象。1926 年,加松博士想用他的一台新的离心机进行加速度研究,这台离心机原本设计是用来做飞机机翼试验的,它直径 54 英尺 (16.3m),但做 G 耐力试验力不从心,因为它的 G 值不会超过 2.5G。

19 世纪 20 年代,在美国参加各种飞行比赛的飞行员按惯例都报告有黑视和意识丧失,这促进了对加速度进行全面生理学的研究工作。当时因为没有载人离心机,这些早期的试验都是在飞机上完成的。

1931 年,法国人费莱姆 (Flamme) 在法国西点的航空技术研究里用一台臂长 8m 的低加速度离心机进行人体试验,开创了人体加速度生理学研究的先河。

大约在 1933 年,德国人海因兹·冯·迪林晓芬 (Diringshofen) 兄弟设计建造了 2 台用于研究飞行加速度生理的载人离心机:一台在荷兰的离心机用兔子进行心血管系统研究,另一台在德国用于人体研究。德国的那台载人离心机直径 5.4m,最大 G 值至少 15G。被试者变换各种体位进行试验,确定 G 耐力和鉴定 G - LOC,黑视和轻度的皮肤出血。这些研究还发现,缩短头和座椅间的高度则可以明显地提高人体对 G 的耐力。他们的研究表明,在当时先进的战斗机上需要采取一些措施来防护 6G 的加速度,建议研制一种自动倾斜的座椅作为对抗措施,认为这是可以实现的。

1935 年,德国人海因兹·冯·迪林晓芬兄弟在罗夫特沃夫的德国航空医学研究所内建造了一台载人离心机。离心机的半径约 6m,增长率 2G/s,最大加速度 20G。安装有可观察被试者的中央窥镜、生物医学测试设备和信号设备。

1935 年,美国的第一台用于人体研究的载人离心机诞生,这是由阿姆斯特朗 (Armstrong) 和海因 (Hein) 2 位博士进行加速度生理研究的,如图 1 - 5。这台载人离心机的半径 6m,由一个 25 马力

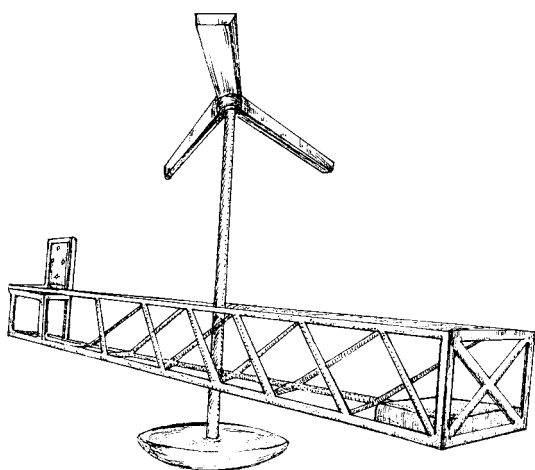


图 1 - 5 美国阿姆斯特朗载人离心机

(1 马力 = 735.499W) 的电动发动机驱动,位于俄亥俄州代顿市赖特空军基地生理研究实验室内。在美国发表的第一篇加速度生理学综述文章《加速度对活体的作用》就是根据这台载人离心机上人体试验的研究结果写成的。

1937 年至 1939 年,第二台德国载人离心机安装在柏林附近的托姆佩尔霍夫机场。这台离心机因战争爆发而未能启用,并在空袭中被炸毁。

1938 年,日本陆军在东京的陆军学院建造了一台载人离心机,其半径约 7m,增长率小于 0.1G/s。这台载人离心机的设计和建造都很成问题,又建在户外,在一位被试者试验时从座舱里摔出来造成重伤后就停止使用了。

同年,意大利航空医学研究中心与都林大学生理研究所合作建造了一台载人离心机,半径约 3m,但这台机器只做了几次试验就在空袭中被炸坏了。大约在 1984 年,这台机器的残骸还安放在罗马的意大利航空医学研究所附近一所大学的地下室里。

第二次世界大战初期,高性能战斗机在战争中显示出价值,

同时也显示出飞行员受到加速度的限制。因此,需要更多地了解加速度对人体的生理影响,特别是在研制抗 G 防护装备时更为迫切。因而,在美国、澳大利亚和加拿大纷纷建造载人离心机。到第二次世界大战末,仅同盟国就有 6 台载人离心机投入使用。

1939 年,苏联建造了一台装有四轴旋转座椅的载人离心机,很像骑车杂技表演。这台载人离心机在巴甫洛夫航空医学研究所内,主要用于飞行员的试验,可模拟 $(4 \sim 5) G (10 \sim 15) s$; $7G$,时间短于 $10s$ 。

1940 年,加拿大人费雷德立克·巴廷 (Frederik Banting) 在多伦多建成一台载人离心机,并于 1941 年投入使用,见图 1 - 6。这

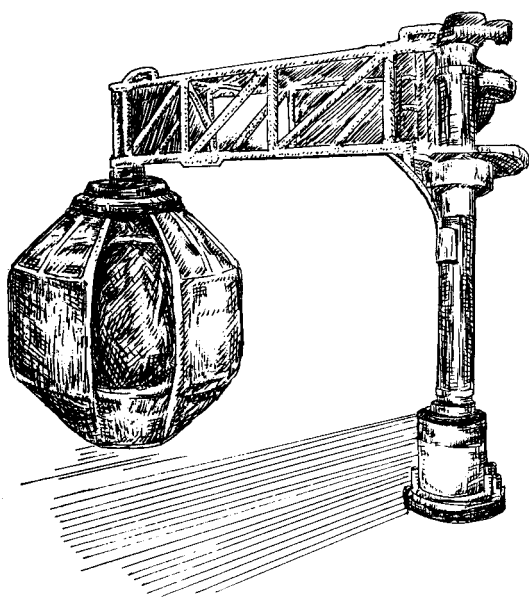


图 1 - 6 加拿大多伦多的载人离心机

台机器 1994 年还在用,但经过多次改进。当时用于维勃·福兰克斯 (Wibur F. Franks) 研制一种充水的飞行服,这是最早投入使用的充水抗荷服。离心机有吊篮,顶上有轴心,有点像钟摆。吊篮可

沿悬挂点旋转,使被试者受到 $\pm G_x$ 、 $\pm G_y$ 和 $\pm G_z$ 的作用。有效半径 3.5m,最大增长率可达 7G/s,最大 G 值可达 20G。

1941 年,在巴尔特 (E. J. Baldes) 博士领导下,在罗切斯特的 Mayo 临床医院内安装了一台载人离心机,它主要用于充气抗荷服研制时的基本生理学研究,如图 1 - 7。

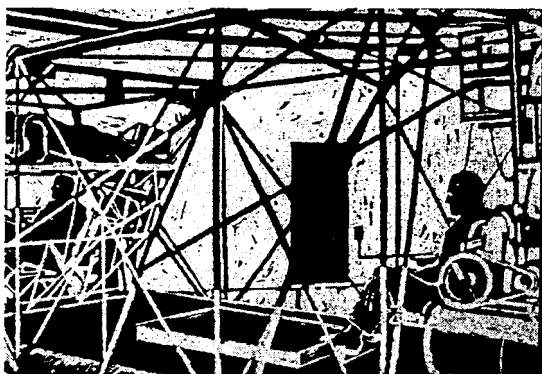


图 1 - 7 Mayo 临床医院的载人离心机

同年,日本的第二台载人离心机在泰切卡瓦 (Tachkawa) 建成,半径 3m,最大 G 值 15G,增长率 2G/s。这一年里有 3000 名飞行员候选人在这台离心机上做检查,平均每天要检查 (60 ~ 100) 人。设备包括被试者的中央观察镜、心电、生物测定灯 (可能是用于检查视觉丧失的)、X 线源和照相机。这台离心机的设计可能受同时期德国离心机的影响。

也是在 1941 年,澳大利亚皇家空军的一台载人离心机也被安装在悉尼大学的校园里。柯通 (F. S. Cotton) 博士利用这台离心机研制成功了 5 囊充气压力抗荷服,称为“柯通航空动力服”。

1943 年,第二台赖特空军基地的载人离心机投入运行,这台离心机半径约 6m。

1944 年,美国国家研究委员会的一台载人离心机在南加利福尼亚大学投入使用。这台离心机半径 6m,用飞轮加速。目前情况不明,可能已废弃不用了,如图 1 - 8。

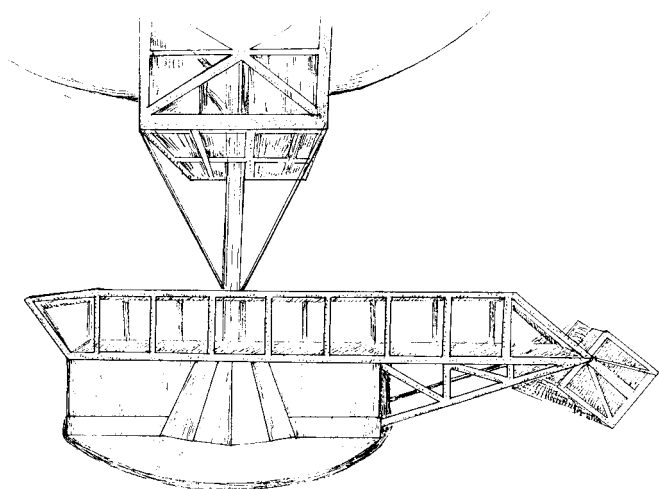


图 1 - 8 南加利福尼亚大学的载人离心机

1945 年,美国海军启用了第一台载人离心机,安装在佛罗里达的彭萨科拉,半径 6m,用飞轮加速,这台机器至今仍在使用。1994 年曾用于前庭研究,后来又用于“推 - 拉效应”研究。

1947 年,对 1943 年安装在赖特空军基地的载人离心机进行改装、升级。为了安装动态环境模拟器,这台机器 1962 年前后被拆除。

1950 年,位于美国宾夕法尼亚州约翰里伏尔的美国海军空战中心建造了一台半径 15m 的载人离心机。用潜艇上的 12000kW 直流电发动机为动力,最大 G 值达 40G,增长率达 10G/s,主轴运动、滚转及俯冲均用模拟计算机控制。吊篮直径 3m,“飞行高度”和温度可调节。这台机器使用时间很长,也很成功,主要缺点是主臂的自然频率很低。

1954 年,英国皇家空军建造了一台载人离心机,安装在凡登堡的航空医学研究所内,见图 1 - 9。这台机器的臂长 9m,增长率 2G/s,最大 G 值 30G,有 2 个吊篮(一个在臂端,另一个内置),垂直安装。驱动机由一个大的飞轮和 1000kW 的直流发动

机组成。

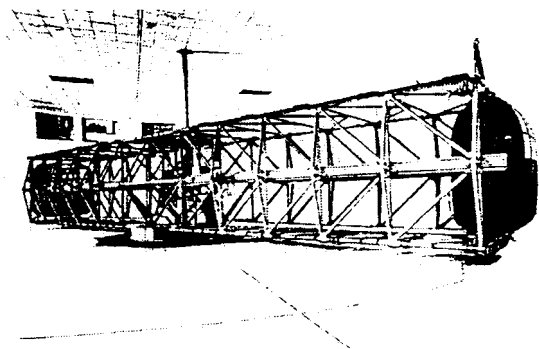


图 1 - 9 英国皇家空军的载人离心机

1954 年,瑞典斯德哥尔摩的卡罗林斯卡研究所启用了一台半径 6m 的载人离心机,用电驱动机,最大 G 值 30G,平均增长率 5G/s,如图 1 - 10。

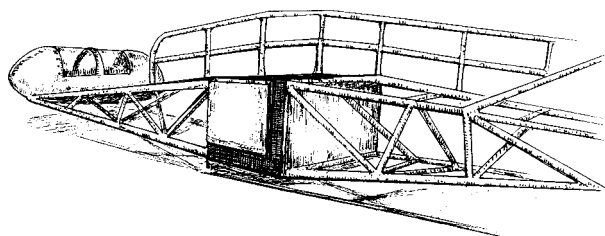


图 1 - 10 瑞典卡罗林斯卡研究所的载人离心机

20 世纪 50 年代,苏联莫斯科建造了一台大型载人离心机,半径很可能是 15m (但也有人说是 8m 或 33m),安装有一个开放的座椅,后来又加了一个封闭的座椅吊篮。

20 世纪 50 年代,荷兰空军在华沙的航空医学研究所建造了一台载人离心机,但性能不明。

1956 年,法国在巴黎近郊的飞行试验中心建造了一台载人离心机,生产者是 Latécoère 公司,见图 1 - 11。这台机器设计独特,有效臂长 6m,有 3 个尺寸不同的吊篮,直径为 3m、2m 和一个专门

用于耐力锻炼的装置,用 80kW 的电动机驱动。最大增长率为 1G/s,最大 G 值为 15G。原设计增长率可达 40G/s,目前做人体试验时限制在 1G/s,做装备试验时为 7G/s。

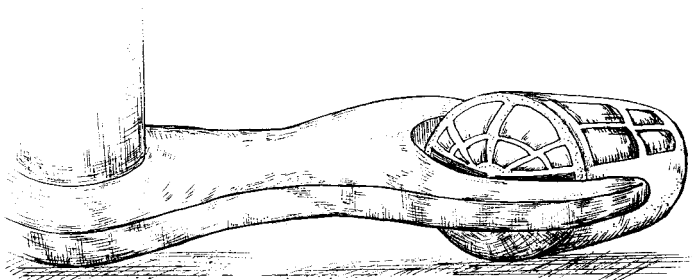


图 1 - 11 法国空军的载人离心机

20 世纪 60 年代初,波兰空军航空医学研究所建造了一台载人离心机,设计建造者是波兰的 Mike Wojtkowiak,具有自己的独创性,见图 1 - 12。

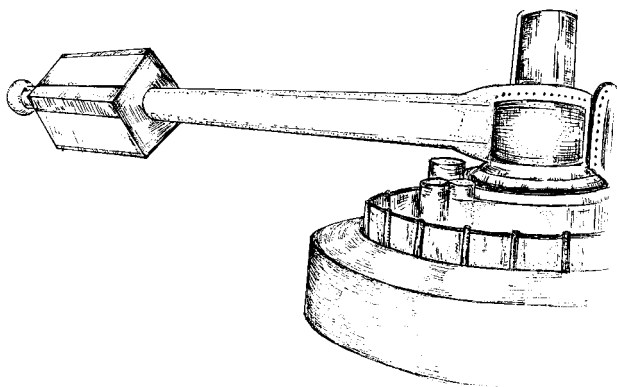


图 1 - 12 波兰空军的载人离心机

20 世纪 60 年代,在波法罗的纽约州立大学内筹建了一台载人离心机,这台机器 1990 年—1993 年间用于航空航天承包商们研制先进概念抗荷服。它单万向接头、惯性矢量设计、低增长率,但能按比例长时间作 G 水平运行。

1961 年,德克萨斯州布鲁克斯空军基地的美国空军航空航天医学院购置了一台罗克设计的载人离心机。这台载人离心机实际上是罗克为人体试验而设计,后来又为试验工程设备进行了改装。1984 年改装完毕,但不能令人满意,至今仍在运行(详见第二章图 2-3)。

1961 年,位于加州沙太摩尼卡的道格拉斯飞机公司购买了一台实际上与美国空军航空航天医学院未改装过的那台一样的载人离心机,目前这台机器的使用情况不明。

1964 年,苏联向瑞典 ASEA 公司购置了一台非常先进的多方向接头载人离心机。传闻这台机器是安装在星城发射综合设施内^[5,6]。

这一时期历时 61 年,经历了两次世界大战,战争对航空医学和载人离心机的发展起着巨大的推动作用。但是自第二次世界大战后,各国空军大量压缩,军费大量减少,曾使军事航空医学研究工作濒临凋零,二次大战以前建造的载人离心机几乎全部被毁坏殆尽。但 20 世纪 50 年代以后,由于冷战加剧,军备竞赛又死灰复燃,军事航空医学又得到发展的机遇,各国新的载人离心机又像雨后春笋般地出现。为了适应第一代战斗机飞行员抗荷装备研制的需要,载人离心机的性能有了很大改进,但它的特点仍是单自由度、慢增长率、被动操纵吊舱。

三、发展时期(1964—1984)

载人离心机的发展时期虽然时间不长,仅仅 20 年,但经历了一场长达 7 年的越南战争,战斗机已由第一代发展为第二代,因此载人离心机的性能也有了明显改进。主要表现在由单自由度发展为多自由度(一般为 2 自由度),有些载人离心机则使用了万向接头和视景系统。

1966 年,罗夫·锡洛特脱博士与德国西门子公司合作,至少设计和建造了 6 台载人离心机:

① 一台安装在波恩的德国航空航天研究所。

② 一台安装在福斯特弗尔多勃洛克的德国空军航空医学研究所内。此离心机现已退役,退役前曾改装过新的旋臂和俯仰滚转万向接头系统。德国统一后,研究工作移至德莱斯頓附近的可尼格斯泊洛克的载人离心机上进行。

③ 一台安装在南非的泊里多里亚,现仍在使用。

④ 安装在印度班加罗尔和印尼雅加达的载人离心机现仍在运行。

⑤ 安装在日本达切卡瓦的一台载人离心机现已退役并移至别处。

⑥ 南斯拉夫空军的一台载人离心机臂长 6m,有一个流线型筴状小吊篮,可模拟高空低压环境,苏联解体时仍在使用。它安装在贝尔格莱德附近的南斯拉夫空军航空医学研究机构内。

1966 年,NASA 在加州摩非特基地的阿姆斯研究中心建造了一台载人离心机,可对政府机构提供有偿服务。增长率为 $1G/s$,可持续作用 $12.5G$,补偿率很低。主臂两端各有一吊篮,半径约 7m,用 400kW 直流电驱动,目前这台机器还在使用。

20 世纪 60 年代,NASA 在德州休斯顿的约翰逊航天中心花费巨资建造了一台极为先进的载人离心机,可惜这台机器建在不稳固的地基上,现已废弃不用了。

1969 年,俄亥俄州的赖特·帕特森空军基地的动态环境模拟器于 12 月开始启用。这台模拟器的臂长约 6m,臂端装有计算机控制的翻滚和俯仰万向接头,增长率 $10G/s$,最大 G 值为 $20G$ 。吊舱内的温度和压力可以调节,由 3 台电动马达驱动。除了最大 G 值,其他技术指标以往未曾有人实现过。此模拟器由宾夕法尼亚州福兰克林研究与发展研究所的克拉斯·卡普尔设计。如图 1 - 13 所示。

我国空军航空医学研究所 1970 年启用了一台载人离心机 (1965 年建造),臂长 5m,最大 G 值 $15G$,增长率 $3G/s$ 。如图 1 - 14 所示。

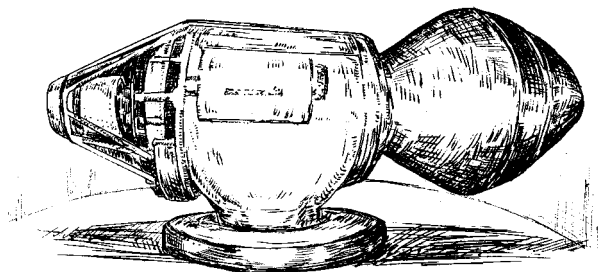


图 1 - 13 美国空军的动态环境模拟器

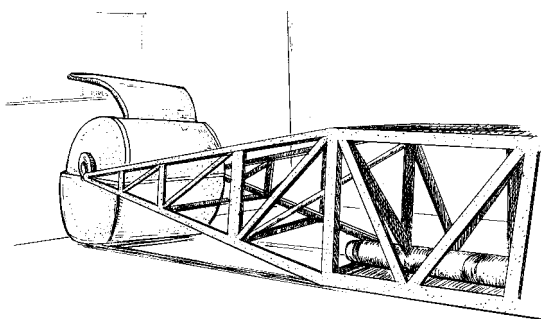


图 1 - 14 我国空军航空医学研究所的载人离心机

1979 年,荷兰皇家空军在索斯特堡的荷兰航空航天中心安装了一台单万向接头惯性矢量的载人离心机,由荷兰航空航天实验室的霍莱克组织设计。半径约 4m,增长率可达 3.5G/s,持续最大 G 值 23.5G。用 170kW 直流电动机驱动,吊舱用惯性矢量控制,近年来一直用于北约国家空军战斗机飞行员的加速度训练和开展加速度生理学研究^[5,6]。

1980 年,德国空军在福斯特弗尔林泊拉克又建成一台载人离心机并投入使用,一直使用到上个世纪 90 年代初东西德合并后被东德的离心机所替代。

四、成熟时期 (1984—1998)

这一时期仅为 14 年,经历了海湾战争,大批的第三代战斗机装备了西方国家的空军。载人离心机为适应第三代战斗机飞行员

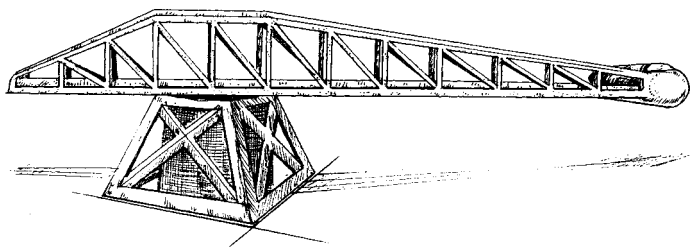


图 1 - 15 德国空军在 Fursty 的载人离心机

高 G 训练的需要,新建的载人离心机的增长率达到 6G/s 。有些可以进行空战动作模拟,均有万向接头、主动操纵吊舱。有些过去建造的载人离心机也进行了改造,以满足第三代战斗机飞行员高 G 训练的需要。

1986 年,民主德国空军在德累斯顿附近的柯尼格斯帕洛克安装了一台大型载人离心机。它是由奥地利金属系统技术公司建造的,东西德合并后仍在使⽤。动力系统用 900kW 马达驱动,峰值可达 2.5MW ,增长率 5G/s ,最大值为 12G ,吊舱可用计算机控制的液压系统实现滚转和俯仰。

1988 年,加拿大多伦多的国防和民用环境医学研究所的载人离心机由爱姆洛公司改装后开始启用。改装工作是在原福兰克斯早期用于抗荷服研制的那台离心机上进行的。改装后增长率可达 1.5G/s ,最大 G 值为 15G ,臂长约 6m ,吊舱采用惯性矢量控制。

20 世纪 80 年代,巴西空军向法国的 Latécoère 公司购买了一台载人离心机(据说已交货),但由于巴西政府和 Latecoere 公司争吵不休,至今尚未安装和调试。

20 世纪 80 年代,传言苏联空军为战斗机部队联队一级的训练配备了 50 台载人离心机(此传说未经官方证实)。

1987 年,美国空军为霍洛曼空军基地购置了一台惯性矢量载人离心机,主要目的是为了飞行人员的选拔和训练。用电驱动,臂长约 6m ,全部用计算机控制、数字显示和数字处理,由美国 ETC 公司安装、维修,并由 G 实验室设计。启用后已有成千上万名飞

行员在此离心机上接受过训练。

1989 年,土耳其空军从美国 ETC 公司购买了一台类似于美国空军霍洛曼基地那样的载人离心机。这台离心机安装在土耳其伊斯克塞里尔附近的柯海尼医学科学院内。

20 世纪 80 年代后期,法国空军向 Accutronic 公司购买了一台载人离心机,并于 1992 年安装在法国空军的医学生理学研究所内,如图 1 - 16。这台载人离心机旋臂的外面有一个外壳。试验时因发现有严重的机械故障,至今仍未投入使用。

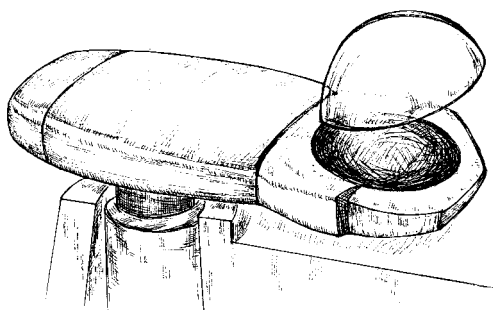


图 1 - 16 法国空军的 Accutronic 载人离心机

五、优化时期 (1998 年至今)

这个时期建造的新载人离心机更加适合新战斗机飞行员的高 G 训练,其中有 3 台载人离心机是典型的代表。

① 1999 年,法国空军在巴黎南郊勃莱梯格的航空航天医学实验室 (LAMAS) 建造了一台新载人离心机,设计建造单位是法国的 Latécoère 公司。这台载人离心机旋臂长 8m,增长率和下降率为 10G/s,有万向接头 (主动控制吊舱),还将安装飞行和视景模拟系统,准备替换已用了 40 余年的原载人离心机。适用于阵风战斗机飞行员的高 G 训练 (见图 3 - 7)。

② 2000 年,瑞典空军在林柯宾近郊建造了一台新的载人离心机,设计及建造者是美国的 Wyle 实验室。这台离心机的臂长 9.14m,增长率为 10G/s,有万向接头,有显示器的综合飞行和视景模拟系统,可用于鹰狮战斗机飞行员的高 G 训练和加速度研究,见图 1 - 17。这台载人离心机可以分担部分位于斯德哥尔摩的卡罗林卡研究所离心机的任务,那台载人离心机已使用了 40 余年。

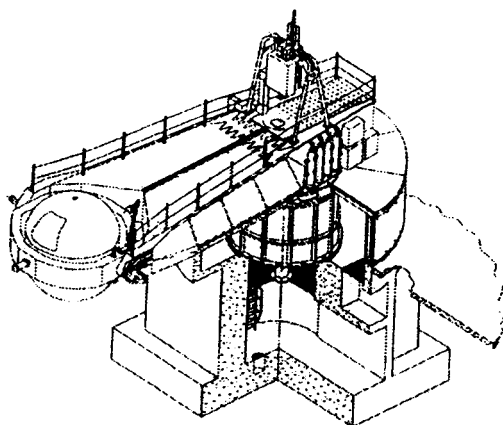


图 1 - 17 瑞典空军在林柯宾的载人离心机

③ 1999 年,英国空军在汉洛 (Henlow) 新建造了一台载人离心机,设计及建造者是美国的 ETC 公司。这台离心机的臂长 7.62m,有万向接头,增长率和下降率为 15G/s,如图 1 - 18。有动态飞行模拟能力,准备用于欧洲战斗机飞行员的高 G 训练和加速度研究。准备替代凡登堡已使用了 40 余年的载人离心机^[7]。据说,这台离心机因未能按合同建造,又送回美国 ETC 公司重新制造。

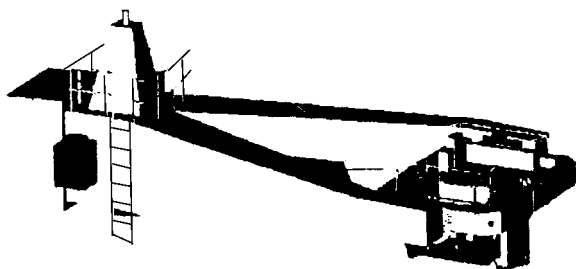


图 1 - 18 英国空军新的载人离心机

以上这 3 台载人离心机均有万向接头、主动控制吊舱,增长率 (10 ~ 15) G/s 和飞行模拟系统。

此外,建于 1964 年的美国海军的动态飞行模拟器经改装以后也具有万向接头、主动控制吊舱、10G/s 增长率及飞行与视景模拟系统^[8]。后因经费问题这台动态飞行模拟器已于 1999 年停止使用。

这一时期,美国 ETC 公司为新加坡、日本和美国海军 Lemoore 航空站建造的 G - Fet 载人离心机也都有万向接头,增长率接近 8G/s,有的也有视景模拟系统 (新加坡和美国海军 Lemoore 航空站)。

德国空军 1998 年在柯宁斯勃洛克 (Koningsbruck) 改建的一台载人离心机也有万向接头,增长率达 10G/s,有飞行和视景模拟系统。

目前,俄罗斯的 7 台载人离心机有 6 台是 1980 年以前建造的。2000 年由奥地利 AMST 公司建造的一台载人离心机臂长

8m,总重 360t,增长率为 $7G/s^{[7,9,10]}$,见图 1 - 19。

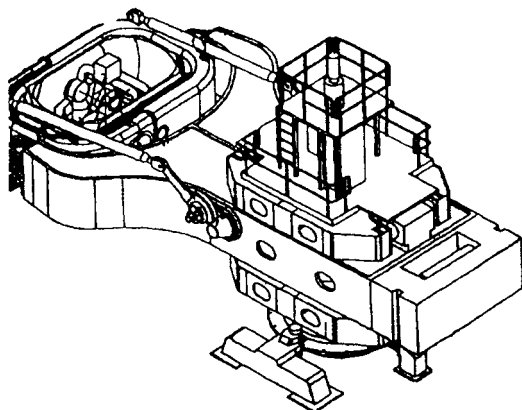


图 1 - 19 俄罗斯的载人离心机

1994 年,美国空军阿姆斯特朗研究所和一家小型的企业创新机构提出了综合加速度模拟器的概念,缩写简称为 CAFS (Combined Acceleration Flight Simulator)。这种“载人离心机”实际上是一种环状的磁浮列车,半径为 300 英尺 (1 英尺 = 30.48cm),既可以作冲击性(弹射)加速度试验,也可以做高增长率持续加速度试验。应建造在无地震、岩石稳固的地方,如图 1 - 20。

200 多年载人离心机的发展史告诉我们：

① 像其他任何事物的发展一样,社会需求推动着载人离心机的发展。从开始时的疾病治疗、娱乐游戏到后来的加速度生理学研究、飞行人员抗荷装备的研制以及高性能战斗机飞行员的高 G 训练,都是载人离心机发展的动力。尤其是战斗机的不断改进和换代更是载人离心机发展的直接推动力,使载人离心机的结构越来越复杂,性能越来越先进,造价越来越昂贵。

② 载人离心机融合了多种学科的先进技术,这些先进技术的更新和发展也间接地推动着载人离心机的发展。例如工程设计、材料力学、系统安全、动力系统、计算机控制技术,等等,它们使载

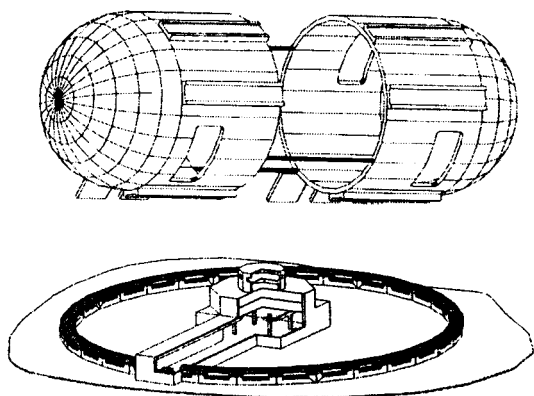


图 1 - 20 综合加速度模拟器

人离心机的性能越来越完美。

③ 载人离心机是可以产生持续性高加速度、高增长率的飞行模拟器,这是其他飞行模拟器所做不到的。因此,它不仅是通过训练提高飞行人员加速度耐力的工具,也可以根据空战动作需要编排具有高加速度高增长率的空战动作训练,这对提高部队战斗力、保证飞行安全、节约训练经费有十分重要的意义,是载人离心机今后发展的一个重要方向。

参 考 文 献

- 1 White J. A History of the Centrifuge in Aerospace Medicine printed by Douglas Aircraft Co. 1964
- 2 High G Physiological Protection Training AGARD-AG-322 1990, 3-8
- 3 陆惠良. 世界上的载人离心机, 航空航天医学信息. 1999.5 1~12
- 4 Willian BA Human Centrifuges : The Old and the New 36th Annual SAFE Association Symposium 1998.9 434 ~ 445
- 5 Van Patten RE A History of Developments in Aircrew Life Support Equipment Wright-Patterson AFB, OH 1996
- 6 陆惠良. 载人离心机发展史, 航空航天医学信息. 2001.11-2002.3
- 7 Willian BA Current and Future Trends in Human Centrifuge Development SAFE journal Vol. 29 (2) Summer/Fall 1999 107 ~ 111

- 8 Glaister D. Physiological Principles and Operational Consequences of the High Sustained G Environment AGARD short course and Royal Air Force Institute of Aviation Medicine 1992. 12
- 9 Jacob E, Peggy LH Recent Improvement on the Dynamic Flight Simulator SAFE journal Vol. 23 (2) 10 ~ 22
- 10 Development of a Human Centrifuge
<http://www.ipct.pucrs.br/microg/projetos/proj37ing.html>



图 2 - 1 世界各国现役载人离心机分布图

第二章 各国现役载人离心机

一、概 况

目前,世界上凡是空军规模稍大一点的国家,大部分都有载人离心机。据粗略统计,现在世界各国至少有 50 台载人离心机在运行,而且还在不断地建造,几乎每年都有 1 台新的载人离心机问世。

美国现有载人离心机 13 台 美国空军属下有 3 台,其中美国空军研究院航空航天医学研究所(原阿姆斯特朗航空航天医学研究所)1 台 美国空军航空航天医学院 1 台 新墨西哥州霍洛曼空军基地 1 台 美国海军 2 台,1 台在海军航空发展中心,另 1 台在加利福尼亚州美国海军里莫利(Lemore)航空站 美国航空航天局阿迈斯(Ames)研究中心 1 台。其余 7 台分属于迈阿密大学、纽约州立大学、南加州加利福尼亚大学、Mayo 临床医院、Wyle 实验室、ETC 公司、道格拉斯飞机公司^[1]。

俄罗斯有载人离心机 7 台,大部分都是 20 世纪 60 年代至 70 年代建造的。其中星城航天中心建造的一台载人离心机臂长 18m,是目前世界上载人离心机中臂长最长的。2000 年,奥地利金属结构公司建造的一台载人离心机竟重达 360t^[2]。

中国有 4 台,其中一台在台湾冈山,属国防医学院航空航天医学中心,1996 年由法国的 Latécoère 公司建造。我国台湾引进法国公司的载人离心机与台湾购买法国幻影 2000 战斗机有关。20 世纪 80 年代,法国向台湾出售了 60 架幻影 2000 战斗机,这是属于第三代战斗机,机动性能好,飞行员受到的 G 负荷也

大^[3]。

日本有 3 台,英、法、德各有 2 台,下列国家各 1 台 韩国、新加坡、印度、印度尼西亚、澳大利亚、土耳其、荷兰、波兰、南非、埃及、尼日利亚、瑞典、保加利亚、南联盟、加拿大、巴西。

从世界各国现役载人离心机分布图中可以看出,50 台载人离心机大部分都集中在北美和欧洲,即发达国家和地区,其中美国就占了大约 1/4,如图 2 - 1。因此载人离心机也成了经济发展、空军强大、航空航天医学研究工作兴旺的象征。

二、37 台载人离心机的主要性能

目前,世界各国所拥有的 37 台载人离心机的主要性能指标如下页表所示。

我们可以从下页表中看出：

① 这些载人离心机都建造于 20 世纪 50 年代以后。其中建于 50 年代的有 4 台,60 年代的有 8 台,70 年代的有 3 台,80 年代的有 8 台,90 年代的有 12 台,建于 2000 年以后的有 4 台。由此可见,20 世纪 60 年代是个建造载人离心机的高峰期,70 年代低迷,80 年代和 90 年代又是个高峰期,2000 年以后仍然保持着发展的势头。

② 从载人离心机的最大 G 值看,15G 以下的仅 4 台,15G 的占 16 台,20G 以上的占 16 台(其中 30G 的占 7 台)。因此,多数载人离心机最大 G 值为 15G,30G 的也占相当数量,主要用于仪器设备的离心机试验。

③ 从世界现役载人离心机的最大增长率来看,最低的为 1G/s,最高的为 15G/s。其中 5G/s 以下的占 14 台,6G/s 的占 10 台,7G/s 以上的占 13 台(其中 10G/s 的 4 台,15G/s 的 3 台),以 6G/s 最大增长率所占比例为最大,这说明 6G/s 增长率可以说是第三代战斗机飞行员高 G 训练所必须具备的。

④ 从现役载人离心机的臂长看,最短的为 5m(还有 1 台臂长

37 台载人离心机的主要性能指标

所属单位	地 点	启用时间	最大 G 值 /G	增长率 / (G/s)	臂长 /m	最大载重 /kg	建造单位
美国空军研究院 航空航天研究所	赖特·帕特森 空军基地	1969 年 1998 年升级	20 30	1 6	6.1 6.1	1000 1000	费城 Franklin 研究所
美国空军航空 航天医学院	布鲁克斯 空军基地	1962 年 1984 年升级	30 30	1.4 6	6.1 6.1	320 320	国际圣安东尼奥 KRUG 公司
美国空军霍洛曼 空军基地	霍洛曼 空军基地	1988 年	15	6	6.1	320	ETC 公司
美国海军航空 发展中心	沃明斯特	1952 年 1964 年升级	40	10	15.24	1500	Veridian 公司
美国海军里莫利 航空站	里莫利	1996 年	15	8.5	7.62	320	ETC 公司
美国航空航天局 阿迈斯研究中心	加 州 莫菲特基地	1966 年	20	1	7.62	610	
美国道格拉斯 飞机公司	加 州 沙太摩尼卡	1961 年	30	6	6.1	3200	国际圣安东尼奥 KRUG 公司
ETC 航空生理 训练研究所			25	15			ETC 公司
俄罗斯新星公司	莫斯科多米里那城	1960 年	30	7	8	300	民主德国

俄罗斯航空航天医学研究所	莫斯科迪纳莫	1962 年	15	5	7. 25	300	
俄罗斯飞行试验研究所	莫 斯 科 茹科夫斯基	1965 年	15	4	8	150	
IBIDEM	莫 斯 科	1973 年	20	7	7	300	
俄罗斯生物医学问题研究所	莫 斯 科	1973 年	20	4	7. 25	300	
俄罗斯航天中心	莫斯科区星城	1984 年	30	5	18	300	瑞典 ASEA 公司
IBIDEM	莫 斯 科	2000 年	15	7	8	300	奥地利 AMST 公司
中国航空医学研究所	北 京	1970 年	15	3	5	120	上海重型机械厂
中国航天医学工程研究中心	北 京	1998 年	15	6	8		中国景德镇 602 厂
中国航空医学研究所	北 京	2004 年	15	10	8	500	奥地利 AMST 公司

(续)

所属单位	地 点	启用时间	最大 G 值 /G	增长率 / (G/s)	臂长 /m	最大载重 /kg	建造单位
台湾航空航天 医学中心	台湾冈山	1996 年	15	6	7.5		法国拉托可公司
日本航空自卫队	东 京	1982 年	10	2.5			西马朱公司
日 本 航空自卫队	伊鲁马 空军基地	1996 年	15	8.5	7.62	320	ETC 公司
日 本 航空自卫队	伊鲁马 空军基地	1999 年	12	6	7.62		ETC 公司
瑞典卡罗林斯卡 研究所	斯德哥尔摩	1958 年	15	5	7.25		
瑞典空军	林 柯 宾	2000 年	15	15	9.14	454	美国怀爱里实验室
德国空军航空航天 医学研究所	福斯特弗尔林 泊拉克	1980 年	10	3	10	200	西德米塞西米特帕 尔可和勃济姆公司
德国空军航空航天 医学研究所	柯尼格斯帕洛克	1986 年 1998 年升级	12	5 10	10	500	奥地利 AMST 公司
法国航空航天 医学实验室	勃莱梯格	1956 年	15	1	6	550	法国拉托可公司

法国航空航天 医学实验室	勃莱梯格	1999 年	30	10	8	300	法国拉托可公司
英国皇家空军 航空医学研究所	凡 登 堡	1955 年	30	2	9. 14	550	GEC 有限公司
英国皇家空军 航空医学研究所	汉 洛	1999 年	25	15	7. 62	500	ETC 公司
加拿大国防 研究开发中心	多 伦 多	1988 年	15	1. 5	6. 1	320	EMROZ 工程公司
荷兰国家航空 航天医学中心	索斯特伯格	1983 年	23. 5	3. 5	8	175	HOLEC 公司
土 耳 其 航空医学中心	伊斯刻思黑	1990 年	15	6	6. 1	320	ETC 公司
新 加 坡 航空医学中心	吉 隆 坡	1994 年	15	8	7. 62	320	ETC 公司
波兰航空研究所	华 沙	2002 年	- 2 ~ +25	6		100	波兰航空研究所
韩国空军	汉 城	1990 年	15	10	6. 1	320	ETC 公司
埃及空军	开 罗	1992 年		6	8		KRUG 公司

更短的离心机因其他性能数据不明未列入此表内),最长的为 18m。其中 6.1m 的有 9 台,(7 ~ 7.62) m 的占 11 台,8m 的占 8 台,9m 以上的占 6 台,(6 ~ 8) m 的占了 28 台。

⑤ 从现役载人离心机吊舱的载重量来看,载重量最小的为 100kg,最大的为 3200kg。200kg 以下的仅为 5 台(其中 1 台 100kg,1 台 120kg,1 台 150kg,1 台 175kg,1 台 200kg), (300 ~ 320) kg 的占 16 台, (500 ~ 550) kg 的占 5 台,610kg 的 1 台,1000kg 以上的是 4 台。

⑥ 世界上能设计和生产载人离心机的公司很多,专业化程度较高,生产较多的公司有 4 家:即美国的 ETC (环境技术) 公司、奥地利的 AMST (金属结构) 公司、法国的 Latécoère 公司和美国的 Wyle 实验室。20 世纪 90 年代 ETC 公司就生产了 8 台^[4,5,6]。

三、11 台离心机介绍

1. 美国空军的动态环境模拟器 (DES)

美国空军的动态环境模拟器实际上是一台 3 轴向的载人离心机,建在美国俄亥俄州的赖特·帕特森空军基地,如图 2 - 2。原

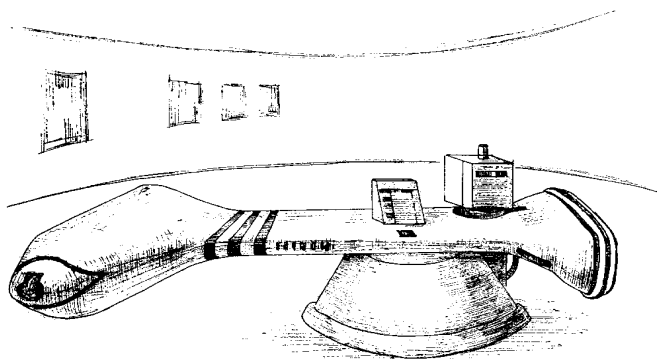


图 2 - 2 美国空军的动态环境模拟器

使用单位是阿姆斯特朗航空航天医学研究所生物动力学和生物工程研究室的加速度作用研究组,现已更名为空军研究院航空航天

医学研究所。这台装备是在 20 世纪 60 年代由宾夕法尼亚州费城的富兰克林研究所设计建造,1969 年开始启用。它主要用于持续加速度作用下工作能力、生理学、空间定向障碍的研究以及飞行人员的训练。

这台载人离心机的最大持续加速度为 20G,平均增长率为 1G/s。由于它有 3 个轴向,因而可以产生复合加速度,包括 $\pm G_x$ 、 $\pm G_y$ 、 $\pm G_z$ 。除了主臂可以旋转外,还有一个外万向接头(分叉舱)和内万向接头(座舱或吊篮)。吊篮地板在 12G 时最大载荷为 227kg,别的载荷还可以装在主支持结构上的吊篮内。向后安装的实验平台可以做动物和装备的试验。向后安装的实验平台最大载荷为 181kg。

这台载人离心机的臂长为 5.8m(从旋转中心至吊舱旋转轴的中心)。从臂的旋转中心至向后安装的实验平台中心长 6.3m,这个平台可以锁定在任何想要的角度上或者以一定的速度自由摆动。旋转结构重达 162t,并可支持分叉舱和吊篮。臂是由流压静力轴承系统支撑的,该系统具有旋转结构的低摩擦力悬液。主臂由 3 台 82kW 的直流电发动机驱动,一个小齿轮连接在普通的大传动装置上。3 台发动机在短时间可以加速至 300% 的过荷。臂的最大速度为 56r/min,即 6.12 弧度。外万向接头或分叉舱绕水平轴转动的速度为 $\pm 30\text{r/min}$,即 3.14 弧度/s,并有最大加速度 2.5 弧度/s²。分叉舱直接由一台伺服控制系统控制的 67kW 直流电发动机驱动。内万向接头绕与外万向接头垂直轴转动,旋转速度可达 $\pm 30\text{r/min}$,即 3.14 弧度/s,最大的加速度为 5.0 弧度/s²。吊篮是由 4 台固定位移的液压发动机驱动并由伺服控制系统控制,吊篮的内部直径为 3m,吊篮内可以安装多种飞机的座椅。座椅安装的方向可与旋转中心相一致,也可以与臂的旋转方向成正切方向,这取决于试验的要求。座椅的种类是可以换的,范围从美国空军的标准弹射座椅 ACESII 到客户自己设计的各种倾斜座椅。座舱内还有一些设备,如播放录像带的显示器、方向舵踏板、力或位移驾驶杆、仪表板实物模型、电视录像机、照相机、声音通信系

统、仪器放大器以及灯光杆。³² 对有屏蔽的卷曲的信号电线、24 对 16 号 AWG 电线、4 根同轴电缆。电源为 115V 交流电, 60Hz; 220V 交流电, 60Hz; 115V 交流电, 400Hz 和 28V 直流电。吊舱内的电信号通过这些高质量滑环的设施(吊舱、交叉舱和臂) 通到医学监护室。而从向后安装平台的信号只通过一个滑环设施(臂)。类似的电源设备、信号和同轴线在向后安装平台上均有。

为运转动态环境模拟器, 有几种控制模式结合在一起。3 种万向接头均可控制位置、速度、自动闭环或外部模式。为了使臂、交叉舱或吊篮达到理想的位置和速度, 也可以用手控。在自动控制模式时, 使用预先确定的计算机生成的 G/时间模式驱动离心机, 也可由被试者使用驾驶杆、方向舵踏板或别的装置使用闭环操纵。离心机运转最常见的模式是为臂提供速度信号, 由臂的速度确定吊篮的合成矢量, 由臂的加速度确定分叉舱的矢量。模拟计算机的离心机外部控制经常用于使工作任务、负荷环境和数据采集的同步化。所有离心机的外部控制信号均由控制计算机处理, 以确保进行特殊试验时不破坏极限设置。整个离心机的控制由一台 PDPII/40 小型计算机来实施。控制计算机还对全部装备系统、大系统的压力和温度、电力供应、进入门以及其他系统参数进行安全监测。如有一个装备系统或别的系统参数超值, 控制计算机可立即使离心机停止。出现大的故障, 如停电时, 故障安全机械系统会对所有系统制动, 离心机会停止运转。液压蓄力器可对液压静力轴承提供备用的液压液供给, 以防损坏该系统。

有几个用于控制、监测和试验保障的操纵台。机器操作人员的操纵台通常用于驱动系统的控制和监测。试验主持人的操纵台上有电视监护仪和监测离心机运转、观察被试者状况以及整个试验协调的仪器设备。试验主持人的操纵台还有对模拟计算机进行遥控的功能, 还可以为离心机选择外部控制信号源。医务监督人员的操纵台上有电视监护仪、心电监护仪、记录器以及其他被试者医学监护用的生理学仪器。研究人员的操纵台上有电视监护仪、录像机、纸笔曲线图记录仪和别的试验专用设备。所有的操纵台

都配备有与被试者及其他操纵台通信联络的装置。

在吊舱和医务监督室内均可进行信号的调整 and 记录。生理信号放大器则安装在吊舱内。在医务监督室内还有纸笔曲线图记录仪、模拟磁带记录器、录像机、声音磁带记录仪和其他仪器。用模拟计算机系统信号可以数字化并记录在磁带上。为了作进一步分析，数据可打印输出和存于磁带上。

一台 SEL32/77 数字计算机和一台 EA1680 模拟计算机用来产生加速度模式和数据采集。一台 PDPII/34 - A 小型计算机和 E&S 多图像系统用于生成录像带显示模拟器并对被试者进行任务追踪。

2. 美国空军霍洛曼空军基地的训练离心机

这是北约较新的一台载人离心机，于 20 世纪 80 年代后期投入使用，使用单位是美国空军在新墨西哥州霍洛曼空军基地的战术空军司令部，如图 2 - 3。这台载人离心机位于生理训练中心，由第 833 医学组生理训练队管辖。离心机由宾夕法尼亚州南安普顿的环境技术公司 (ETC) 设计建造，是北约组织内首次为训练飞行人员进行严格采购和制造的。首批飞行人员开始训练是在 1988 年 9 月 27 日。

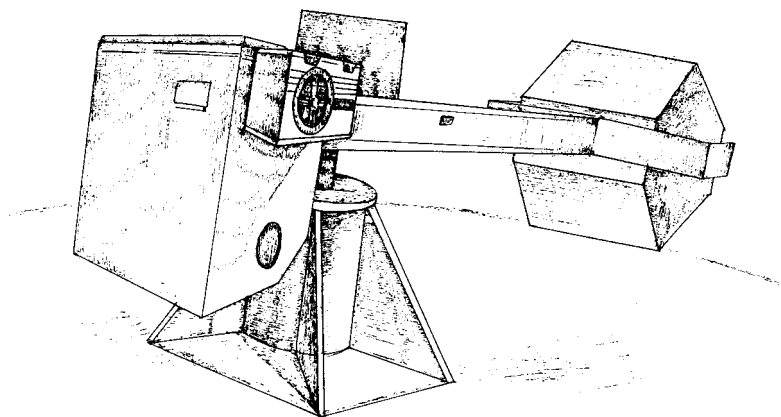


图 2 - 3 美国空军霍洛曼空军基地的训练离心机

这台载人离心机的最大加速度可以达到 15G,从基础 1.2G 升至 9.0G 时平均增长率为 6G/s。吊舱内的最大载荷为 320kg。

离心机臂长 6.1m (从旋转中心至吊舱旋转轴),臂为硬壳式纵梁设计,全部用高强度的不锈钢制作。臂的横截面为长方形(宽 1.066m,高 0.457m),臂重约 1350kg,电线和管道均在臂内穿过。

吊舱也是硬壳结构设计,呈多边形。它的尺寸为长 3m,宽 2m,高 2.5m,重约 400kg。吊舱与 G_z 矢量成正偶合。吊舱要么安装在耳轴轴承,要么在绕长轴的中心点上。由一个液压旋转作动器提供限制超标和过度摆动的旋转阻尼,这个旋转作动器用阀门连接在闭环液压回路上,使其调节阻尼力。吊舱内部安装有一个模拟的弹射座椅,座椅的高度可用电动装置进行调节。座椅的背角是可调的,可以是 30° 或者 13° 。对于这 2 种座椅角度均有相应的方向舵踏板,并可由被试者自行调整。灯光杆安装在固定位置上,有一个中心灯和二组绿灯。内侧的绿色灯用于 13° 的座椅,而外侧的绿色灯则用于 30° 的座椅。Alar 大流量抗荷阀安装在靠近座椅的基座上,大约在人的心脏水平。试验期间,被试者用装在吊舱里的录像机监视。发光二极管显示器安装在被试者的左后方,显示器上的数字可以从控制室改变。这种显示器用于试验者头转向“检查 6 点钟”位置时的训练。这台离心机在座椅 13° 位置时用中央操纵杆可从吊舱内进行控制(闭环控制),在 30° 位置座椅时则用侧驾驶杆控制。一个大监护仪安装在被试者的前面,并用闭环控制图像显示与 G 值和目标飞机跟踪任务成比例的水平线。吊舱内部可以加热和进行空调。

吊舱臂的另一端有一约 3000kg 的配重和一个设备箱。设备箱内装有电源、放大器和用于抗荷服加压的小型空气压缩机。压缩机和风扇用于吊舱内的空调。

基座支撑着旋转系统。离心机纺锤体轴由上部自我调整旋转轴承和安装在基座上的下部球形旋转推力轴承支撑的。

应急机械刹车由 0.9m 直径的转子和制动系统组成,在停电时用液压启动或在应急时可选择操纵台停车。

离心机的驱动功率为 300kW,由一台气冷直流电发动机和 90°伞形齿轮盒 (bevelhelical gear box) 组成。驱动齿轮组的耦合通过专用的可弯曲的联结器和压缩环完成。压缩环上的扭力矩是可以调整的,这样离心机在正常运转时不会发生滑动,但在发动机或变速箱锁住时,这些环可能滑动,并限制离心机的补偿率达到可以接受的程度。

传向离心机或从离心机上传出的电信号均通过一组 70 个滑动环。从控制室通往吊舱的电阻少于 4Ω ,信号与噪声比小于 $1\mu\text{W}/\text{W}$ 。有 60 条屏蔽电线和 10 条同轴电线连接。

离心机的控制是由计算机完成的。系统的速度由发动机上的转速计感知,将信号传送到计算机。系统状态、G 模式的选择和显示、连接状况、系统参数以及实时运转数据均呈现在一组菜单和显示图上。这个系统与 IBM PC 机是兼容的。控制室有 5 个操纵台用于系统的运转和训练。

操作人员的操纵台上装有一台系统显示的监测仪,一个作为计算机界面的键盘,数字读出 G 值,正常和应急情况下的停机按钮,一个启动按钮和一个当离心机 G 值超过 9G 时连续闪光的指示仪。这些操纵台还有与吊舱或其他操纵台之间进行通信联络的设备。

对训练主持人来说有 3 个操纵台可以使用,第一个操纵台有一台训练人员电视监护仪,有一个开关可开启和关闭训练人员的抗荷服的充气以及放出多余气体(操作人员操纵台),关、停按钮和超 9G 显示。这个操纵台还可控制录像机的盖头、倾斜角度和变焦距镜头。第二个操纵台装有一台与操作人员一模一样的监护仪。这个操纵台还有一套被试者的录像设备。第三个操纵台安装的监护仪可显示被试者的状况,有正常时和应急时的停车按钮,G 数字显示器和可弯曲的送话器。这个操纵台还有可显示 G 值和抗荷服压力的 4 频道纸笔曲线图记录器。如需要的话,还可显示

心电图和脉搏数据。有一个监测仪装在主持人操纵台的头顶可显示跟踪任务影像,如被试者看到的一样。

3. 美国空军航空航天医学院的载人离心机

位于美国德克萨斯州布鲁克斯空军基地美国空军航空航天医学院的载人离心机于 1962 年启用。1984 年这台离心机由德克萨斯州圣·安东尼奥的 KRUG 国际公司对计算机控制和电驱动系统进行升级。同时也更换了控制室和仪表系统。使用单位是机组技术部,既可用于飞行人员的训练,也可用于研究,如图 2-4。

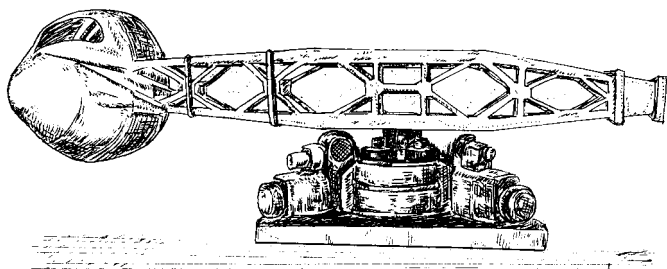


图 2-4 美国空军航空航天医学院的载人离心机

这台载人离心机的最大持续 G 值为 $30G$,从基值 ($1.4G \sim 13G$) 平均增长率为 $6G/s$,吊舱内最大载重为 $320kg$ 。

离心机的臂长从旋转中心至吊舱中心线(旋转轴)为 $6.1m$ 。吊舱臂的另一端有一试验设备,可用于设备试验和动物研究。这个试验设备中心离旋转中心大约为 $3.9m$,臂、吊舱和试验设备主要用钢制成,旋转时的总质量约为 $14500kg$ 。吊舱为圆柱形,直径 $1.83m$,高 $1.83m$,重 $1750 kg$ 。为了空气动力学和外观审美的目的,吊舱的每端为不能旋转的圆锥形整流罩。吊舱与安装在离心机两端耳轴上的枢轴和 G_z 矢量相匹配。吊舱旋转的阻尼是由液压旋转作动器提供的。吊舱内装有典型的弹射座椅 (ACESII),座椅背角可根据需要在 $0^\circ \sim 30^\circ$ 范围内进行调节。吊舱内被试者眼水平上中间有一红灯,外侧有 2 个绿灯,灯的距离可以调节,调至离被试者标准的距离。吊舱内还安装有一块可固定任何种类抗荷

阀的板,阀的位置大约在被试者心脏水平。载人离心机运转时,被试者由安装在吊舱里的电视录像机监护。在被试者的左后方装有一个发光二极管的显示器,显示器上的数字可以从控制室进行改变。这台显示器用于训练时被试者头转向“检查 6 点钟”位置。这台载人离心机还可以由吊舱里的被试者进行控制(闭环控制),座椅 13° 角时用中央操纵杆控制,而座椅 30° 角时则使用侧驾驶杆控制。被试者的前面有一台大型监护仪用于闭环控制,可呈现与 G_z 成比例的图像显示水平线和目标飞机跟踪任务。吊舱内的空气可以加温,也可以对气温进行调节。吊舱还安装有可固定仪器和试验设备的装备架,有 20 对电线经滑环至控制室提供连接和放大设备。吊舱有 115V、6Hz,115V、400Hz 交流电源和直流电源。

应急机械制动装置由一大型调节制动系统构成,在停电时可气动刹车,在应急情况下可从操纵台上选择停车。

离心机的驱动装置由 4 台 190kW 气冷直流电发动机组成,这些发动机在短时间内可加速 200%,这允许将 1500kW 的动力用于旋转系统。这些发动机位于主离心机房下的地下坑内,此坑还安装有滑轮组件和滑润系统。离心机纺锤轴上下由装在圆锥形整流罩上的上下转子轴承支撑。发动机借助 4 个小齿轮传动装置将力传至臂部,小齿轮传动装置与装在臂上的大环齿轮形成界面。离心机转动时充分流动的滑油滑润每个齿轮的界面。所有齿轮驱动和滑油喷嘴均位于整流罩内。

进出离心机的电信号通过一组 200 个滑环。从控制室到吊舱的电阻小于 4Ω ,信号与噪声比小于 $1\mu\text{V}/\text{V}$ 。对电视和低水平信号有 6 个同轴连接。

离心机的控制可以用手动,也可以用计算机控制。系统状态、G 模式选择和显示、连接状况、系统参数以及实时运行数据均可呈现在控制室操纵台的显示器上。

控制室由用于系统操作、研究和医务监护的 8 个操纵台组成。操作操纵台安装 1 台系统显示的监视器、用于计算机界面的键盘、数字读出 G 值、臂的每分钟转速、描绘 G 对时间的 x - y 描绘器、

一组连接系统状态的发光二极管,以及要求的系统控制和监护显示器。中央观察人员的操纵台有一台用于训练人员录像显示的监护仪和一个离心机刹车开关。这个操纵台上还有一个可以控制录像机盖头、倾斜角度和变焦距镜头的操纵器。科学家们有 3 个操纵台 第一个操纵台有多种时间显示器、数据记录设备的遥控装置 第二个操纵台有一台获取和显示研究数据的 8 道纸记录器 第三个操纵台有一台监护仪和用作 PDP 11/34 数据计算机界面的键盘终端。医务监护操纵台有 1 个 8 通道的纸记录器,用于显示心电、脉搏数据。这个操纵台上还有 1 个电视监视器。正如被试者可以看到的,显示跟踪任务影像的监护仪也安装在这个操纵台上。

信号调节与记录是在数据室里完成的。数据记录既有模拟的也有模拟向数字转换的数字格式以及在 PDP 11/34 实验室计算机上完成的实时分析。模拟信号记录在 2 个 8 道纸曲线图记录仪和 2 个 16 道磁带记录仪上。记录离心机被试者状况的盒式磁带录像机也在这个数据室里。

4. 美国海军动态飞行模拟器

美国宾夕法尼亚州伏明斯特海军航空发展中心的离心机设施实际上由 2 个系统组成,即载人离心机和动态飞行模拟器 (DFS)。载人离心机于 1952 年投入使用,1964 年对它的结构和控制系统进行了很大的改进。目前该系统用于飞行人员的训练、研究、程序开发和装备试验。该设施是以工业公债形式投资的,可以为私人工业和政府机构提供有偿服务。

这台离心机的最大加速度为 40G,从 1.5G 基值至 15G 平均增长率为 10G/s,满载荷运行时最大载荷量可达 18000kg,如图 2-5 和图 2-6 所示。

旋转中心至吊舱旋转轴的中心线臂长为 15.24m,旋臂为管状的钢构架结构。这台载人离心机/动态飞行模拟器是个有 135t 旋转总重量的庞大机器。动态飞行模拟器上安装的吊舱呈球形,直径约 3m。吊舱用两套万向接头系统连接在旋臂上,一个是外面的

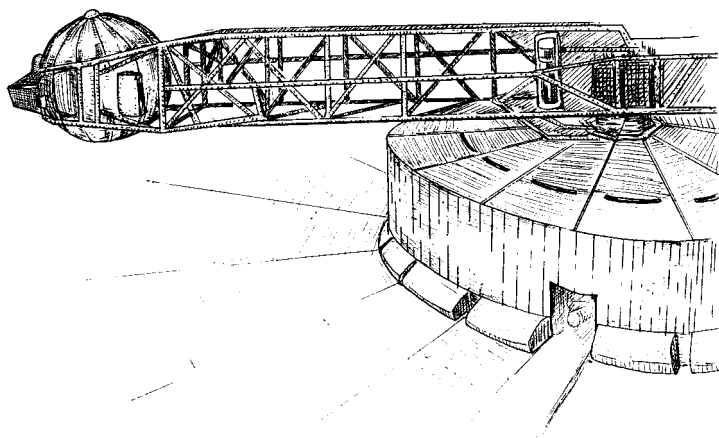


图 2 - 5 美国海军的动态飞行模拟器

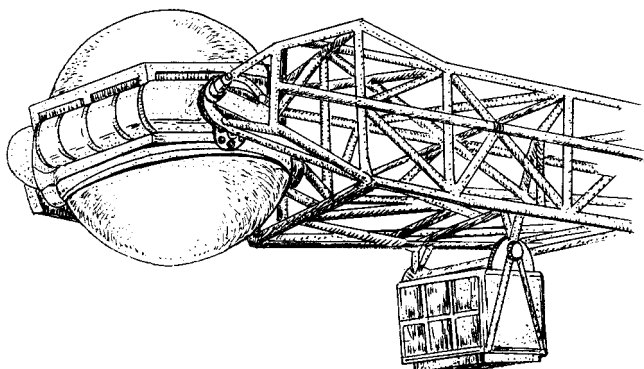


图 2 - 6 美国海军的动态飞行模拟器

转动万向接头,另一个是内部的俯仰万向接头。每个万向接头由衬套附近旋臂上的电 - 液压系统驱动。吊舱有上下 2 个可以装卸的半球形帽,可从吊舱内部插入。装在动态飞行模拟器上的吊舱可以重新布局,有现用仪表的多用途座舱、飞行控制系统、计算机生成可编程序及包括平显在内的全彩色显示器。吊舱的环境控制包括高度(最高达到 30500m)加热和空调。

这台载人离心机主要由一台 12000kW 的直流电动机驱动。

进出离心机的电力和仪表信号均通过 124 个滑环。这是由 15 条屏蔽线路、74 对屏蔽仪表和控制线路、16 条可输送 15A 的电力线和 19 条用于显示的同轴线组成。

载人离心机的控制由 3 台电气联合公司制造的 PACE231R 模拟计算机完成。吊舱的姿态由复杂的算法控制,不仅解决加速增长和下降时校正 G_z 的矢量,而且为了模拟更加真实的飞行环境可补偿被试者受到的角速度运动和角速度变化率。系统状态、G 模式选择和显示、联锁状态、系统参数以及实时运转数据均可呈现在控制室操纵台的显示器上。

计算机数据监护与记录设施则由实验控制站和控制室提供。

5. 美国航空航天局的载人离心机

美国航空航天局的载人离心机位于美国加利福尼亚州墨非特基地的阿马斯研究中心 (Ames Research Center),建于 1966 年,主要用于航天实验研究,包括生物卫星的发射和回收的加速度模式。目前这台载人离心机用于美国航天计划的相关研究项目,其他单位如果想用,可以提供有偿服务。

这台载人离心机最大 G 值可达 20G,载重量达 550kg,在旋臂的另一头为 7300kg。载人时 G 值为 12.5G,增长率从 1G ~ 12G 时为 1G/s,12G ~ 16G 时为 0.5G/s,从 20G 电刹车时间为 25s。由操纵系统自动停机后的刹车(因超速、超电压/超安培,超 G 增长率等等)是一种动态的刹车,取决于电动机的扭力矩,加上驱动和齿轮系统内的惯性和摩擦力。20G 停车时间此时需花费 3min。

旋臂是一个开放式的矩形构架结构,臂长 17.68m,中心有一垂直轴支撑。吊舱高 2.1m,宽 1.8m,长 2.3m,2 个吊舱安装在旋臂的两端,到每个吊舱中心的半径距离为 7.62m。

一个吊舱是用于动物试验和仪器设备试验的,在吊舱内摆动篮内安装有固定动物和仪器的设备,而另一个吊舱则专门用于人体试验。安装有改装过的飞机弹射座椅,该座椅可自由旋转并可提供正常的加速度矢量(从头到足,被试者面向外)用于人体加速

度耐力的研究。在航空航天局阿马斯离心机设施的设计中,还可以为其他人体、动物和仪器的实验研究提供方便。其中正在筹划的一个项目就是安装一台跑步机,以便在重力改变的条件下鉴定体育锻炼的效果。

驱动扭矩通过齿轮箱用一台 400kW 直流电动机施加于中心轴上。电动机的直流电则由 533kW,400V,3 相直流电机驱动的 250kW,600V 直流发动机提供的。直流电动机的控制系统包括手控和程序控制加速度模式 2 套设备。直流发动机既可以通过从控制台上手控的伺服放大器来操纵,也可以通过一台数据跟踪控制器的编程模式来操纵。

总共有 47 个控制滑环和 56 个仪表滑环供实验用,这些滑环可以安装在离心机旋臂的一端或二端。

离心机运转控制器、仪表显示器和数据采集设备均安装在离心机旋臂附近的控制室内。

6. 加拿大的载人离心机

加拿大的载人离心机建在渥太华·多伦多国防和民用环境医学研究所(现更名为加拿大国防研究与发展研究所),1988 年正式启用。这台离心机是由 EMRO 工程公司 1982 年开始重建的,设计和建造了新的底座、旋臂和吊舱。发动机、变速箱、驱动轴、计算机控制系统、仪表和吊舱内部的设备均由国防和民用环境医学研究所提供。其中有一些部件是从早期的载人离心机上转留下来的。该离心机用于研究和飞行员训练,如图 2-7。

这台离心机最大持续性 G 值为 15G,从 1.4G 基础 G 值开始平均增长率为 1.5G/s,最大的载重量为 320kg。

从旋转轴心至吊舱的转动轴臂长为 6.1m。吊舱成矩形,顶部为圆形,用铝合金构成。空载质量为 180kg。吊舱为半硬壳结构设计和铆结构,吊舱长 1.83m,宽 0.9m,舱内整个容积大约为 3.25m^3 。吊舱被动地与 G_z 矢量和在自我匹配耳轴轴承上的支轴配合。吊舱内安装有战斗机弹射座椅。一个弯曲的灯杆安装在被试者前面眼水平,与被试者之间可以调节使之保持标准

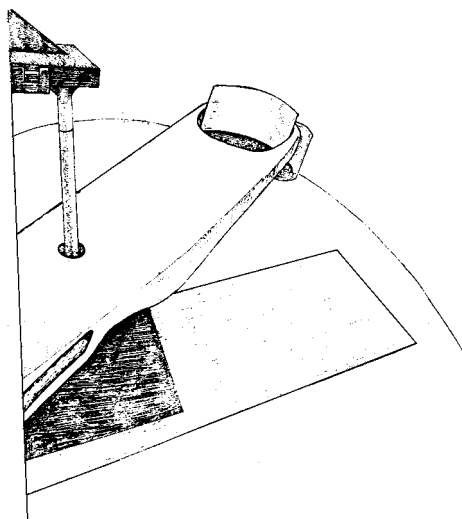


图 2 - 7 加拿大的载人离心机

距离。为安装抗 G 阀,舱内有一块专用的固定板。在离心机运转时,舱内有闭路电视摄像头可对被试者进行监护。舱内还为安装放大器、仪表和实验保障设备设置了各种设备架。连接和放大设施由专门设计和生产的滑环提供,这些滑环由达特墨士(Dartmouth)的 Nova Scotia 研究基金会为国防和民用环境医学研究所成套设计的。这套滑环包括 150 种仪表滑环、一个光纤旋转接头、3 个氧气兼容液态旋转接头、75 个电力和控制滑环、5 个用于闭路电视的共轴滑环以及一个 10 比特分辨力的自动控制编码器。

应急机械刹车系统由手刹系统组成,这个系统为液压传动并由轴承顶住位于发动机和变速箱之间驱动轴上的刹车鼓。一旦正常的电刹车失灵时,控制台就可以选择手刹车系统刹车。

载人离心机的驱动设备是一台 150kW 气冷直流电发动机。这台发动机装在离心机主机房的地下坑内,坑内还有主驱动轴、变速箱、安全离合器和液压刹车系统。

离心机加速度模式的控制是由一台 DEC 11 - 23 型计算机完

成的。系统状态、G 模式选择和显示、连接状态、系统参数以及实时运转数据在控制室操纵台显示器上一目了然。所有的运转均在计算机控制下进行,设有闭环控制。

控制室位于离心机地坑上方的地面层,室内有用于系统操作、研究数据采集、记录和显示以及医务监督所需的设备。被试者可通过闭路电视向医务监护人员和研究人员提供 G_z 峰值、心率以及数据,3 通道的心电图也为医学监护人员随时使用。研究数据显示在 8 通道的 Gould 记录器上,这种记录器可显示计算机从数字数据转换为模拟数据。气体控制板也在控制室内,通过一组气体滑环,控制 3 种流向吊舱内气体的流量。其中之一通常是为抗 G 服充气的压缩空气 (690kPa 压力)。

7. 法国的载人离心机

法国空军的载人离心机位于法国布莱汀格 (Brétigny) 的航空航天医学研究所内。这台离心机由 Latécoère 公司设计和建造,1956 年投入使用。它用于医务鉴定、生理学和医学研究以及装备试验及鉴定,如图 2 - 8。

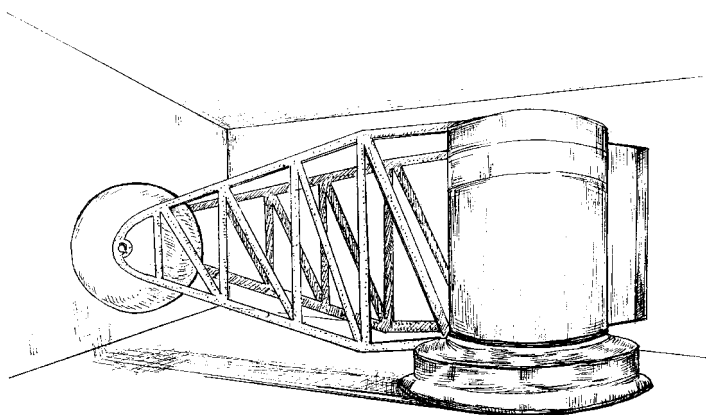


图 2 - 8 法国空军的载人离心机

这台离心机有 3 种吊舱,它们的性能规格各不相同,其中 2 种吊舱是用于人体研究的,最大持续性加速度可以达到 15G,平均增

长率达到 1G/s 。而另外用于装备试验和鉴定的吊舱最大 G 值可以达到 40G ，而增长率可达 7G/s 。

从旋转轴中心至吊舱旋转轴的臂长为 6m ，配重块安放在旋臂的另一端，旋臂和吊舱均为钢结构。用于设备吊舱的旋转总重量为 8700kg ，用于人体研究吊舱的旋转总重量则为 10500kg 。旋臂和轭为半硬式设计。载人吊舱成圆柱状，直径 3m 。吊舱与 G_z 矢量和装在两端中心线上耳轴轴承上的支轴匹配或为可以以任何所需的角度固定用于 G_y 的研究。吊舱旋转阻尼由液压作动器提供。有一个吊舱的内部安装有 1 台 MK - 10 型马丁贝克弹射座椅，背角可以按需任意设置。装有二极管小灯的弯曲光杆两边各 10° 。为精确测定周围视觉丧失，光杆可由被试者用操纵杆进行控制。有一块可装任何类型抗荷阀的板大约位于心脏水平，并有一个压力高达 2000kPa 的氧气作为压力源。载人离心机转动时，被试者的状况用闭路电视摄像机进行监护。吊舱内无空调，但装有安装仪表和实验保障设备的架子。大约有 100 个滑环用于电力和仪器设备的连接。

机械刹车由 2 个分开的、可以调整压力阀的气动系统组成，可以控制离心机的下降率。

离心机的驱动装置由一台 56kW 直流电机构成，可以使离心机持续保持 G 值或者使之加速，增长率最大可达 0.3G/s 。为了高增长率运转，使用一个气动活塞，而这个气动活塞又与主离心机驱动轴上缠在卷筒上的电缆相连接。增长率则由作用在活塞上调节的压力来控制。人体离心机实验时最大增长率限于 1G/s ，做仪器设备试验时则增长率可以达到 7G/s 。

离心机由 2 名操作人员实施人工控制，其中 1 人控制电动机，另外 1 人则控制位于离心机上面墙壁控制板的启动系统 (catapult system)。被试者可从医务观察区的闭路电视显示器上加以监护，一台 12 道 Gould 笔式记录仪记录医学和生理学信号。

数据记录可用模拟和数字两种形式，模拟数据可转换成数字数据，有些可实时分析。这些工作均由一台 PDP 11/70 型实验室

计算机来完成。模拟信号则被记录在一台 12 道纸表记录器上 (12 Channel paper chart recorder)。

8. 德国的载人离心机

德国空军的载人离心机建在德国西部福斯坦弗尔特勃洛克 (Fürstenfeldbruck) 的航空航天医学研究所内。这台离心机是 1980 年由 Messerschmitt、BMk 和 Blohm 西德公司利用原先的发动机和驱动装置改建而成的,用于生理学和医学研究,也用于飞行人员训练,如图 2-9 所示。

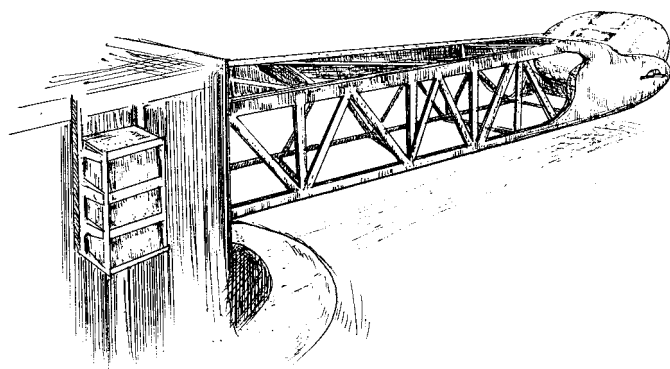


图 2-9 德国空军的载人离心机

这台离心机的最大 G 值为 $10G$,最大增长率为 $3G/s$ 。吊舱内可载重 $200kg$ 进行各种试验。吊舱的俯仰和滚转均有计算机控制,使两排与所得的加速度矢量完全匹配。

从吊舱万向接头中心连接处到旋转中心,臂长 $10m$ 。旋臂为长方形构架设计,均用钢管构成。

吊舱很小,也十分轻便,位于有滚轴的 2 个万向接头系统之间。吊舱的位置由 2 个电动机控制,一个轴一个电动机。出于安全考虑,通过离合器驱动。旋转的位置和速率可由计算机控制,可使与 G_z 矢量精确匹配或控制或固定任意所需的角上(用于“离轴”操作)。吊舱底部有个升降孔,弹射座椅正好安装在那里,只要升降孔一打开,弹射座椅便可以降下来,可以让被试者迅速而方

便地进出。这种结构的另一个好处是,被试者可以向后倾斜,升降孔打开时以便使头部低于足部,这样很容易使血液循环回到头部。吊舱内的基本设备有弹射座椅、可操纵吊舱为飞行模拟作俯仰运动的驾驶杆、被试者用于刹车的开关、目标跟踪和信息显示用的监护仪和操纵杆、闭路电视摄像机、声音通信系统、氧气系统以及抗荷服充气用的压缩气体气源。吊舱可以很容易地卸下,再装上用于试验材料和设备的试验平台。

这台离心机由一台 265kW 电动机通过 90° 变速箱驱动。

这台离心机不管是 G 模式生成还是吊舱的定位均由程序控制的计算机控制。不管离心机是否由操作人员操纵还是被试者操纵或者由程序自动控制,计算机系统都在发挥作用。

控制室里安装有一系列用于离心机操纵和被试者医务监督的操纵台。操作人员的操纵台有一台计算机用于与控制计算机的通信和监护系统性能的必要显示。被试者的闭路电视录像和医学纸笔记录仪可提供有关被试者状况、医学监护和实验数据的信息。

数据采集和传送系统安装在吊舱内,与另一端离心机使用人员处理终端相连接。对于数字系列数据转换器来说,这个系统可以是多路传输的,对于复杂的数据传输,这个系统也可以是组态的。

以上是联邦德国空军航空航天医学研究所的载人离心机。东西德统一后,民主德国的一台载人离心机由奥地利的金属公司 (Austria Metall) 设计和生产,1986 年安装完毕,这是当今更为现代化的离心机。离心机的旋臂是一个钢管焊接而成的敞开的承重结构,携有可以调节的配重。旋臂直接由一台 $900\text{kW} (\text{r/m} \cdot \text{s}^{-1})$ 电动机驱动,最大输出 2.5MW ,电耗 2.5kVA 。从 1.4G 基础值开始,最大增长率为 5G/s 。

吊舱是铆接的金属板结构,吊舱上有一个窗可根据需要关盖或打开。载重量 500kg ,双万向接头可控制俯仰和滚转。液压作动器可使俯仰时达到 1.0rad/s ,滚转时达到 1.2rad/s ,电源装在旋臂的中心,电力通过紧挨着主发动机下方的滑环供给。

运转吊舱的一端自动与悬吊在俯仰控制万向接头上的液压下降平台并列在一起。吊舱上部有一扇像海鸥翅膀一样的门,向上打开这扇门约占吊舱外壁的 $1/3$ 、吊舱顶部的 $2/3$ 。吊舱的底部也可以移动,便于安装仪器设备,在应急情况下也便于被试者出入。

离心机由运转模式的软件编序计算机控制。

9. 荷兰的载人离心机

荷兰的载人离心机建在荷兰梭斯特伯格 (Soesterberg) 的国家航空航天医学中心。这台载人离心机是 1979 年由 HOLEC 公司和荷兰航空航天研究所两家单位合作设计和重建的,于 1983 年正式启用。它用于飞行人员训练、生理学医学研究以及装备试验和鉴定。

这台离心机最大持续性加速度可达 $23.5G$,从基值 $1.04G$ 开始平均增长率为 $3.5G/s$ 。吊舱内载重量 $175kg$ 。

从旋转中心至吊舱转动轴旋臂长 $4m$ 。吊舱的另一端装配重。旋臂由不锈钢制成。吊舱的框架为钢制,外层则为铝皮,整个吊舱自重 $250kg$ 。吊舱外形呈长方形,比较小,长 $2m$,宽 $0.5m$ 。它被动地与 G_z 矢量和装在每端中心线上耳轴轴承上的支轴匹配。吊舱旋转的阻尼由液压作动器提供。吊舱内安装有一台复制的 AC-ESII 弹射座椅,座椅背角可调,最大到 30° ,前后上下位置均可用电调节。中间是红灯,外周是绿灯的光杆安装在被试者的前方眼水平上,光杆离被试者的距离可以调节,保持在标准距离上。计算机生成的“外景显示”有天地线、天空、地景,可以直接投射在被试者前面的大型监视器上。有瞄准十字线和目标指示符号的平显仪给飞行员信息,跟踪计算机生成的靶机图形,受训者通过 F-16 战斗机侧杆完成闭环控制,这种侧杆有配平和激发器按钮。开关位于模拟推力扇形支架器的驾驶杆上。目标控制、离心机控制以及显示生成均有 2 台互联的计算机完成,一台是 Silicon Graphics“IRIS”型计算机,另一台是 VME 总线微机。使用的 Alar 大流量抗荷阀和气源压力是由装在旋臂上高压瓶提供的。离心机运转时,被试者的状况由一个低光度的自动聚焦的闭路电视监视、记录系

统完成。与被试者的通话联络则使用了一种“机内直接通话器”系统。吊舱内有 2 个电扇,在离心机运转时可保持吊舱内的通风。吊舱内装有设备架可安装仪表和实验保障设备。用于实验仪表连接使用的有 48 个金滑环和 24 个银滑环。

这台载人离心机的驱动装置由一台 170kW 直流电动机和变速箱系统组成。

应急机械刹车由液压传动的手刹车系统和位于电动机和变速箱之间驱动轴上的刹车鼓构成,在无法正常使用电刹车的应急事件中可以采用手刹车。

整个离心机的操纵由 4 人组成的团队实施:1 名总负责人,对训练、安全和指导负全责;1 名医务监护人员,负责医学指导;1 名监护系统操作人员,负责受训者和吊舱的准备;1 名安全设备操纵员,负责确保安全和受训者个人装备和仪表的准备。有 3 种离心机的控制模式:吊舱内的闭环控制、计算机控制和手工操作人员的控制。

医学和生理学的信号可储存在计算机内,也可以选择频道记录在纸笔记录仪上供即时分析。录像信号可以记录并供训练后讲评和分析使用。

10. 英国的载人离心机

英国皇家空军的载人离心机建在英国汉姆泊谢欧(Hampshire)的范堡罗(Farnborough),归属皇家空军航空医学研究所,建于 1951 年与 1954 年间,主承包商为 GEC 有限公司,1955 年正式投入使用。主要用于飞行人员训练和加速度生理学研究,如图 2-10。

这台载人离心机的最大 G 值可达 $30G$,最大增长率为 $2G/s$ 。旋臂两端各有一个吊舱,从旋转中心至吊舱旋转轴臂长为 $9.14m$ 。一种称为“终端拦阻装置”的材料或设备的固定夹具可以安装在吊舱的位置上。旋臂则由 $7.6cm$ 直径的钢管构成。铝合金的吊舱安装在前后耳轴的旋臂上,并与 G_z 矢量惯性耦合。吊舱的顶部有个透明的舱盖,可以从旋臂中心观察吊舱内被试者的

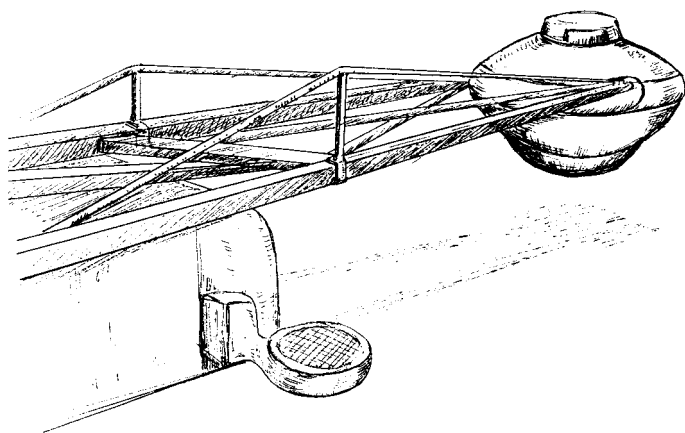


图 2 - 10 英国皇家空军的载人离心机

状况,其外部尺寸为长 224cm,高 224cm,宽 122cm。每个吊舱在 5G 时可最大载重 132kg,在 10G 时最大载重 45kg。每个吊舱均装有液压阻尼系统,目的是在快增长率时限制振荡。2 个吊舱都可用作人体试验,或者其中一个作为配重。整个旋转质量 (45714kg) 由驱动电发动机轴承承受,系统的平衡是标准化的。每次大型试验时,为保证合适的平衡,吊舱从旋臂上卸下来并进行称重。从旋臂的一侧进入吊舱内,旋臂安装在 12218kg 飞轮的中心,飞轮也可作为液压传动刹车系统的刹车鼓使用。这个飞轮是直接扣紧在垂直安装的 1000kW 直流电机上的。时间、G 值、加速度增长率和下降率均由可根据选择位于控制室内凸轮驱动模式发生器上不同的凸轮来控制。使用正反馈和机械刹车 (液压) 2 种方式停车。与吊舱内被试者通话,一是与旋臂中心上的中心观察人员联络,二是通过操纵和记录室的观察人员对话,从这些地方也同样可用闭路电视观察被试者的状况。位于电机下方的一套滑环可将电流传入吊舱。另外,装在隔离屏蔽室内用于医学监护的有一组 60 个滑环,在操纵室内有一组 128 个无屏蔽的滑环则用于信号传输和数据采集。一组气滑环可向吊舱内提供呼吸气体、真空和抗荷服气体,可用呼吸质谱仪不断地进行分析。

有各种用于研究的医学和生理学监护设备和仪器,数据可从控制室和医学监护室取得^[7]。

11. 波兰航空研究所的载人离心机

近年来,波兰航空研究所建成一台目前惟一可用于飞行员推拉力训练的载人离心机,如图 2 - 11。所谓推拉力动作,是指飞行员在空中机动飞行时先受到小于 1G 加速度作用后紧接着又受到 1G 以上加速度的作用,这种动作称为推拉力动作,它可以使飞行员的加速度耐力降低 40%。这台载人离心机的主要技术性能如下^[8] :

- 吊舱旋转范围 : $\pm 180^\circ$;
- 旋转 180° 最短时间 $1s$ (从 $-G_z$ 到 $+G_z$) ;
- 最大 $-G_z$ 值 : $-2G$;
- 座椅位置改变 前后倾斜 90° ;
- 最大 $+G_z$ $25G$;
- 平均最大加速度增长率 $5G/s$;
- 最大吊舱载重 $100kg$ 。

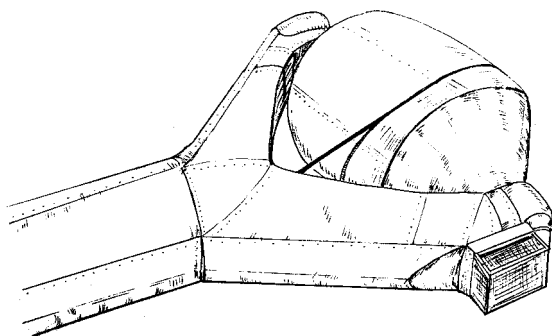


图 2 - 11 波兰航空研究所的载人离心机

由于现代战斗机在高 G 环境中,飞行人员不仅能够耐受,而且仍需保持很好的工作能力,因此载人离心机的“G 训练”应运而生。为了适应这种训练的需要,许多载人离心机在老离心机的基础上作了很大改进,而有的则购置了新的载人离心机。为了提供

一个合适的训练环境,载人离心机需要具备许多性能,训练用的载人离心机起码应达到 $9G$,平均加速度增长率 $3.5G/s$ 以上。在设计载人离心机时,系统安全应是一个重要问题,所有转动的或负荷轴承结构应规定至少安全系数为 1.5 。吊舱与 G_z 矢量必须匹配,但训练离心机并不需要灵敏的计算机控制或俯仰万向接头。多数离心机的臂长至少 $6m$,但在 $4m$ 臂长的离心机上训练任务也能很好完成。

20 世纪 80 年代后期以来,美国 ETC 公司为美国空军、海军和世界各国空军至少生产了 8 台载人离心机,这些离心机主要用于战斗机飞行员的高 G 训练。其中装备美国空军霍洛曼空军基地、土耳其空军、韩国空军、尼日利亚空军的 $G-LAB$ 载人离心机主要用于 $F-16$ 战斗机飞行员训练。装备美国海军 Lemore 航空站的 $C-FET$ 载人离心机主要训练 $F-14$ 和 $F-18$ 战斗机飞行员。ETC 公司还为新加坡空军和日本航空自卫队建造了 $GFET$ 和 $JFET$ 载人离心机,如图 2-12、图 2-13、图 2-14、图 2-15、图 2-16。这几年还建造了 $GFETIII$ 载人离心机(最大 G 值 $25G$,最大加速度增长率 $15G/s$)^[9,10]。

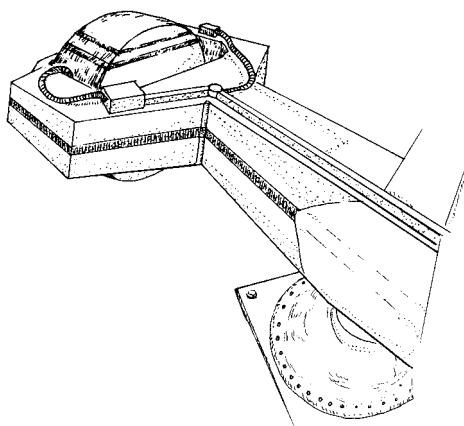


图 2-12 ETC 公司建造的日本 JFET 载人离心机

除美国的 ETC 公司外,奥地利的 AMST 公司和法国的 Latécoère

公司也设计、建造了几台载人离心机,如图 2 - 17、图 2 - 18。

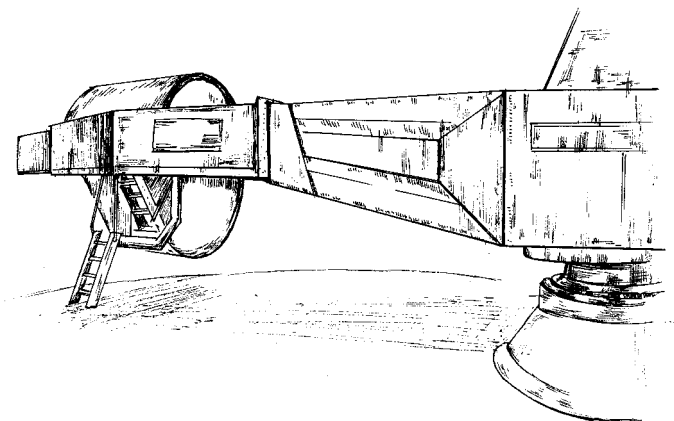


图 2 - 13 美国海军 Lemoire 航空站的载人离心机 (ETC 公司建造)

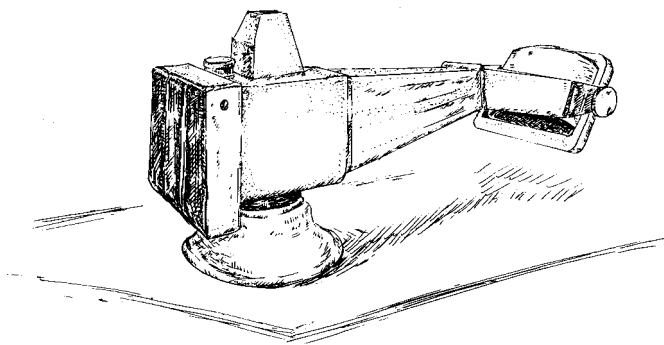


图 2 - 14 新加坡空军的 GFET 载人离心机 (ETC 公司建造)

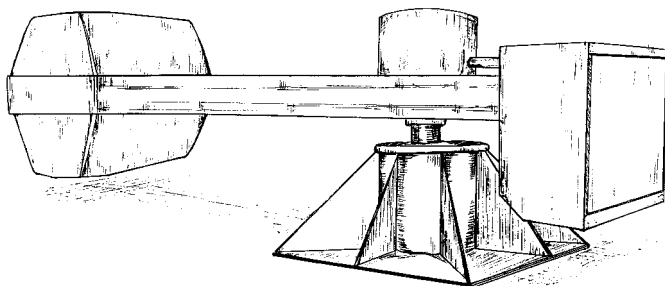


图 2 - 15 尼日利亚空军的 G - LAB 载人离心机 (ETC 公司建造)

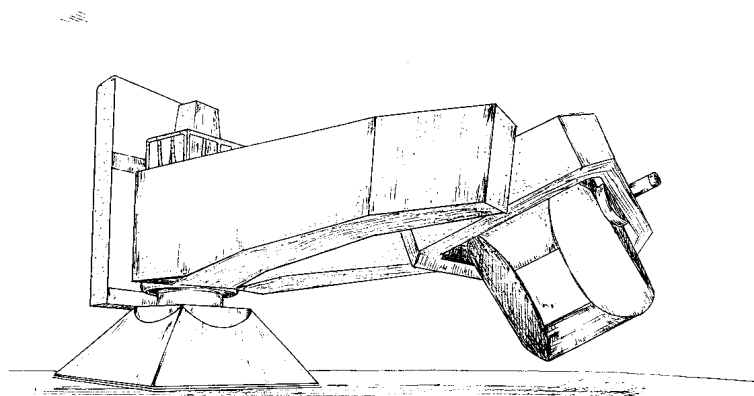


图 2 - 16 美国 ETC 公司的 GFETH 载人离心机

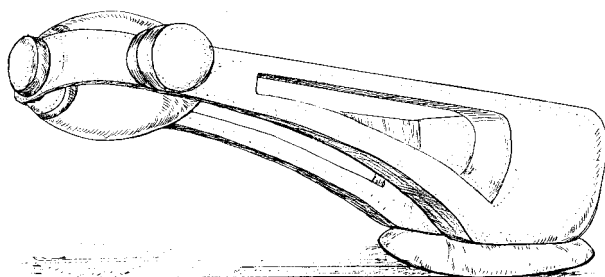


图 2 - 17 奥地利 AMST 公司设计的新型载人离心机

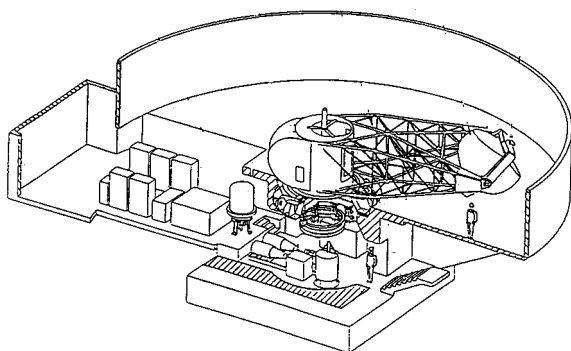


图 2 - 18 法国 Latécoère 公司为我国台湾建造的载人离心机

参 考 文 献

- 1 陆惠良. 世界上的载人离心机, 航空医学信息. 1999, 5 :P1 ~ 12
- 2 Willian BA Current and Future Trends in Human Centrifuge Development SAFE journal 1999, 29 (2) :107 ~ 111
- 3 温德生. 航空医学会会刊 (台湾). 1996, 10 (1) :5 ~ 16
- 4 Willian BA Human Centrifuges :The Old and the New 36th Annual SAFE Association Symposium 1989, 9 :434 ~ 445
- 5 Larry JM Human Centrifuges in Research and Training 1991 AD-A236267
- 6 White J A History of the Centrifuge in Aerospace Medicine printed by Douglas Aircraft Co. 1964
- 7 High Physiological Protection Training AGARD-AG-322 1990, P41 ~ 58
- 8 [http ://www. ilot. edu. pl/STRANG/Designs/centri. htm](http://www.ilot.edu.pl/STRANG/Designs/centri.htm)
- 9 [http ://www. etcaircrewtraining. com/ats-gallery. htm](http://www.etcaircrewtraining.com/ats-gallery.htm)
- 10 [http ://www. etcusa. com/corp/pressreleases/NR032003. htm](http://www.etcusa.com/corp/pressreleases/NR032003.htm)

第三章 载人离心机的 基本性能与结构

一、载人离心机的基本性能要求

离心机基本参数要求是使用者根据应用任务对离心机性能提出的基本要求,离心机设计者要在这个基本要求的基础上开展进一步设计。本章除了介绍离心机基本性能参数外,还对参数选择的有关考虑做了简要的介绍,目的是为更好地利用载人离心机性能提供理论帮助。

根据载人离心机应用要求的不同,在离心机基本参数要求上都会有一些变化,但基本性能主要包括以下几个方面。

(一) 主臂半径

主臂半径是指离心机旋转中心到吊篮滚转轴中心的距离,因为它直接反映了离心机的规模,而成为“最明显”的一个基本参数。历史上离心机半径从 3.3m 到 16.5m 都采用过,但现代离心机半径设计主要考虑、平衡以下几方面的因素。

① Coriolis 加速度对离心机飞行员的影响要小。模拟加速度,特别是模拟复合加速度时,离心机不可避免地产生旋转运动,而这些转动是实际飞行中所没有的。所以为之产生的 Coriolis 加速度影响常常困扰飞行员,甚至不被他们所接受,在进行高 G 增长的模拟时问题尤其突出。延长主臂半径是减少 Coriolis 加速度影响的有效办法之一。

② 作用在飞行员身上的加速度相对变化梯度要小。这对计量作用在飞行员身上的加速度值有实际意义。延长离心机主臂半

径有利于减少飞行员身上的加速度相对变化梯度。

③ 得到的性能和投入能耗 (所需的电机功率) 以及造价的比例合理。延长离心机主臂半径会直接导致系统的转动惯量增加,从而增加了系统投入的能耗,机械结构也要做相应的增强,造价也会随之增加。有粗略的计算表明,离心机悬臂半径增加 1 倍,造价将增加 8 倍。

图 3 - 1 表示的是 (6 ~ 10) m 的离心机主臂半径情况下,各参数变化的趋势情况。其中转动惯量、驱动扭矩的变化代表了离心机能耗的变化。

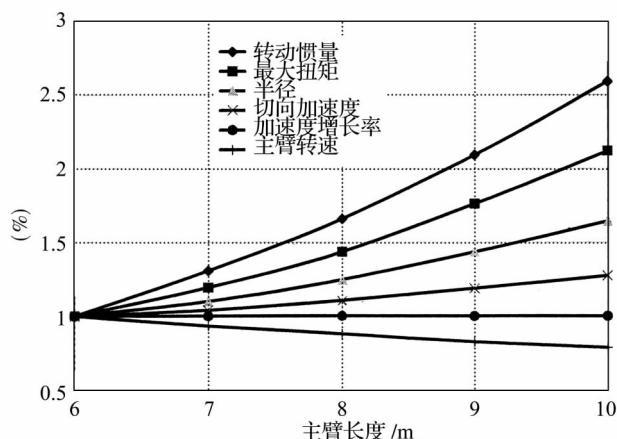


图 3 - 1 离心机主臂半径对性能参数的影响

优化以上几方面考虑的设计,现代载人离心机半径多采用 (8 ~ 9.14) m^[1]。

(二) 最大 G 值要求

离心机最大 G 值要求也决定着离心机的“规模”。一方面 G 值大小直接决定所需提供动力的大小,另一方面 G 值的大小还决定离心机的结构强度,进而间接影响离心机结构和动力需求。

1. 离心机加速度定义

a_t 离心机切向加速度

a_r 离心机径向加速度

G_x :作用于离心机飞行员胸 - 背向的加速度。

G_y :作用于离心机飞行员左 - 右向的加速度。

G_z :作用于离心机飞行员头 - 足向的加速度。

2. 离心机 G 值要求

① 最大 G 值范围 一个方向上所要求的最大 G 值是确定离心机结构静强度和动力需求的因素之一。作为应用者,需要规定作用在飞行员身体上各个方向 G 值范围,如:

G_x : - 10G ~ +10G G_y : - 6G ~ +6G G_z : - 5G ~ +15G

具体最大 G 值要求应该紧紧围绕将要开展的任务,但对离心机所具备的能力和实际应用要求应该有一个全面、均衡的考虑,如: +9 G_z ~ +10 G_z 用于人员使用等。

② 基础 G 值水平 (Base G Level) 因为现代载人离心机大多具有较高的加速度增长率,如果以高加速度增长率从离心机静止上升到一定的 G 值水平,不仅对瞬时动力需求非常大,也容易因为在短时间内产生较大角运动刺激,使飞行员感到不适甚至不能接受。

解决的方法是,在离心机开始进入任务之前,先以较低的加速度增长率将离心机运行提升到一个低 G 水平——基础 G 水平,等到飞行员习惯了在这一 G 水平后,再正式启动任务。

使用者可以根据任务定义基础 G 水平,或基础 G 水平的可调节范围,如 1.1G ~ 1.6G。通常使用较多的是采用 1.4G 作为基础 G 水平,其时吊篮的滚转角为 45°。若目标 G 水平是 9G,吊篮的滚转角约为 84°,则从基础 G 水平上升到 9G 吊篮的滚转角变化为 39°,所发生的角运动刺激明显小于吊篮起始滚转角为 0°的情况^[2]。

使用基础 G 水平对改善动力需求的效果也是明显的。图 3 - 2 表示的是不同基础 G 水平对主驱动输出力矩的影响。从图中可以看出,随着基础 G 水平的提高,同一个离心机主驱动对完成同样加速度增长率所需提供的扭矩峰值越来越小,从离心机启动到主驱动能够提供最大力矩之间的时间也越来越短^[3]。

规定基础 G 水平的另一个意义是,在离心机飞行模拟的应用

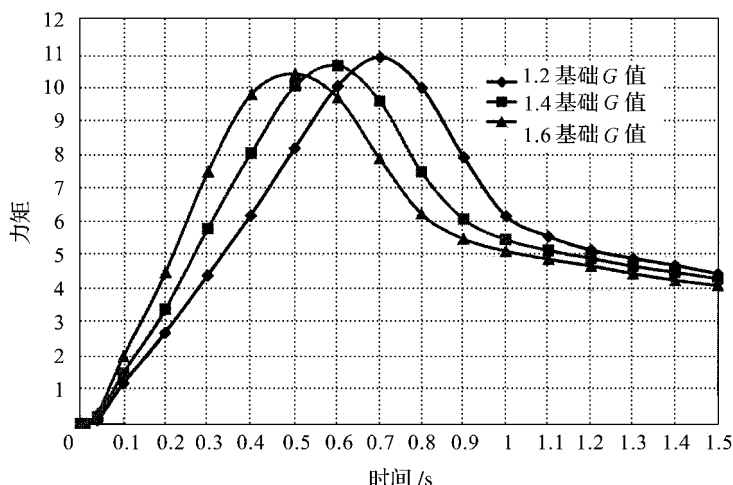


图 3-2 不同基础 G 水平对主驱动输出力矩的影响

中,用选定的基础 G 水平代替实际飞行中的平飞 G 水平 (1G)。其优点是飞行员有运动感觉,而且在向其他 G 水平转换时更容易被接受。

③ 离心机 G 值精度要求 在规定 G 值要求的时候,还需要对离心机运行 G 值的精度做进一步的规定。其依据来源于将来对 G 值的判别标准,意义是为控制系统的控制精度提供依据。

- 平台段 G 值精度要求。在使用平台型加速度曲线时,如果对离心机运行 G 值判别的最小单位为 $0.25G$,G 值精度要求可以规定为 $\pm 0.05G$,这是目前实际应用中可以接受的标准。当然,使用者也可以定义更高的要求,但必须是结合使用的判别标准,而且要综合考虑因之而带来的对软件、硬件要求的提高。

另外,规定 G 值精度的同时,还应该规定达到这个精度的时间范围。例如,在达到目标 G 值 (3~5)s 后,G 值的波动应该符合规定的精度要求。

在以前离心机应用中,也有用相对精度来规定 G 值精度的。

如对较低的 G 水平 ($<4G$), G 值精度要求为 $\pm 1\%$, 对较高 G 水平, G 值精度要求为 $\pm 2\% \sim 3\%$ 。总之, 使用时的判别标准决定 G 值精度要求。

- 纯粹 G_z 模拟的精度要求。因为目前高性能战斗机加速度防护, 主要是针对 G_z 加速度的防护, 所以模拟纯粹 G_z 加速度始终是离心机的主要模拟内容之一。对于单自由度吊篮系统的离心机来说, 不可能在产生 G_z 的同时, 消除或有效控制其他方向线性加速度的产生。但对于复合万向架系统的载人离心机来说, 可以通过吊篮的滚转和俯仰运动来削弱其他方向加速度的影响, 或者使之限制在一个很低的水平。所以, 在规定这类离心机 G_z 精度要求的时候, 也应该同时规定在其他方向、可允许出现的加速度值。例如, 在产生 G_z 时, 允许寄生的 G_x 和 G_y 要小于 $(0.3 \sim 0.6) G_0$ 。

以上要求还要综合考虑加速度增长率的影响, 因为增长率越高, 寄生的 G_x 和 G_y 就越难控制。

需要特别注意的是 这种减少寄生 G_x 和 G_y 的滚转和俯仰运动是发生在加速度的增长期。如果加速度增长率很高, 则作用在飞行员身上的旋转运动刺激会是很大的。保护飞行员前庭系统不受损伤, 是规定这一指标时需要慎重考虑的内容^[4]。

另外, 提高对寄生 G_x 和 G_y 的限制, 还会增加对驱动吊篮运动硬件设备的品质要求, 带来吊篮万向架系统质量的增加, 进而导致对系统动力需求的增加。所以, 要考虑纯粹 G_z 模拟精度的要求, 还要综合平衡因此而发生的影响结果^[5]。

(三) 加速度增长率要求

载人离心机要体现现代战斗机的过载特点, 具备高 G 增长率是一个关键技术指标。对设计者来说, 需要的最大 G 增长率还是计算离心机功率需求和机械结构动态强度的重要依据。适应现代战斗机加速度耐力鉴定、训练要求离心机具备 $(6 \sim 10) G/s$ 增长率要求。对以研究目的应用而言, 有时也要求规定最低的加速度增

长率要求,如美国应用的慢加速度增长率为 0.067G/s 。这种对低的加速度增长率要求的规定,除了对生理鉴定的意义之外,也是对离心机控制系统性能提出要求。而对有飞行模拟功能的载人离心机,还要规定瞬时加速度增长率要求。

载人离心机 G 增长率性能要求是以单位时间内加速度的变化来计量的。但根据使用离心机类型的不同,着眼的加速度变化也不同。对单自由度运动吊篮的载人离心机来说, G 增长率性能要求通常定义为单位时间内 G 的变化,这是因为单自由度运动吊篮离心机主要用于 G 环境的模拟。但对于吊篮使用复合万向架系统的离心机来说,由于发生在飞行员身上的加速度变化,还要受吊篮运动驱动系统性能影响,即实际发生在飞行员身上的加速度变化会因吊篮运动要求的不同而不同。因此,在提出此类离心机 G 增长率要求时一般是以单位时间内 a_r 的变化作为离心机 G 增长率的要求。

规定最大 G 增长率的范围,需要规定应用这个最大 G 增长率的起始和目标 G 水平。在任何 2 个 G 水平之间都能够应用最大 G 增长率,在设备实现上是不现实的,这往往被使用者所忽略。确定最大 G 增长率的原则是要结合任务的需要,比如在人体试验中使用 10G/s 的 G 增长率,则可以定义应用最大 G 增长率的加速度范围为 $1.4\text{G} \sim 9\text{G}$ 或 10G 。

在设计上,通常要求定义以下加速度增长率。

1. 线性加速度增长率

线性加速度增长率一般应用在研究中有重复性要求的“梯形”加速度曲线中。对线性加速度增长率的计算,没有一个严格、统一的定义,但公认应用较多的方法是所谓“80%”段计算方法。

图 3-3 是加速度增长率的定义方法,这个方法同样应用于非线性加速度增长率^[5]。

线性加速度增长率的计算是 $\text{增长率} = dG/dt = \text{常量}$

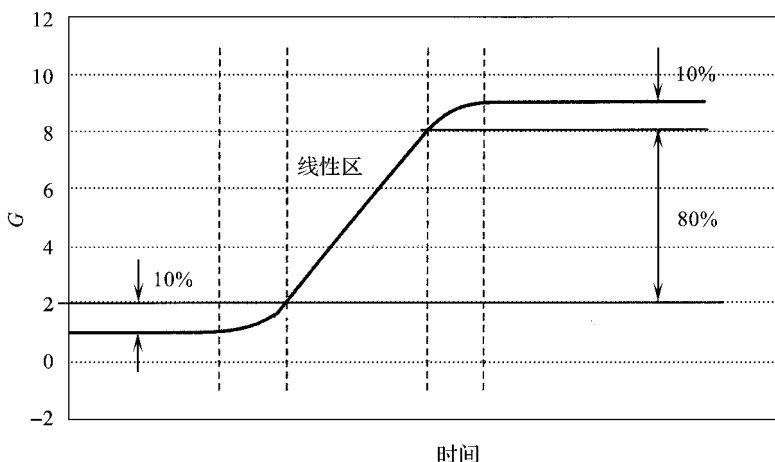


图 3-3 线性加速度增长率的定义

2. 平均加速度增长率

在不要求加速度线性增长的情况下,离心机控制系统可以用“优化”的控制方式控制离心机运行。从能量分配到控制算法,都可以只考虑用最优的方式在一定的时间内将加速度值从一个水平提高到另一个水平,而无需考虑线性度要求,这就是使用平均 G 增长率的意义。因为离心机控制采用的是优化方式,所以在驱动能力一定的情况下,所能达到的平均 G 增长率一般比同时要求的线性 G 增长率大^[5]。

$$\text{平均增长率} = \Delta G / \Delta t$$

根据现代高性能战斗机过载变化的特点,载人离心机的平均加速度增长率一般定义在 $10G/s$ 或者更高。

平均 G 增长率的计算仍然可以延用线性加速度增长率的计算方法。为了对加速过程进行控制,避免瞬间过大的加速度作用对人员和设备造成损害,还应该规定所能允许的最大瞬时加速度增长率。

线性增长率和平均增长率可以根据要求分别定义,计算功率需求和结构动态强度时,选取对系统要求高的作为计算依据。

3. 加速度增长率精度

加速度增长率精度仅对控制线性加速度有意义。对于线性加速度增长率从 $0.1\text{G/s} \sim 6\text{G/s}$ 甚至更高的加速度增长率,用一个固定的绝对或相对误差来规定增长率的精度显然是不合适的,不是对低增长率的精度要求过低,就是对高增长率的控制要求过高。按照不同的 G 增长率分别定义一个绝对或相对(如 2%)的精度误差,是个可行的解决办法。

不能不提的是加速度下降率问题,这对于离心机预编程曲线控制和安全停机模式控制、结构强度计算和飞行员防护都有实际意义。通常用最大的瞬时 G 增长率数值作为最大 G 下降率要求。

在离心机应用中,要求越来越高的加速度增长率成为一种趋势,而且多数是由使用者选择提出的。分析起来,可能的原因包括:

① 高性能战斗机的实际加速度增长率已经有了较大幅度的提高,载人离心机作为有效的研究和训练设备,其性能应该超过飞机现有的性能要求。

② 载人离心机是一种使用寿命较长的研究和训练设备,在今后的使用中再提高加速度增长率方面的性能不仅困难而且不经济。所以,在现有离心机建设中尽可能多地要求加速度增长率性能,为将来有可能发生的需求,如应用于超机动能力的飞机留下了足够的发展空间。

③ 新型材料应用技术、工艺和运动控制技术的发展使得实现对更高的过载,更高的过载增长率要求成为可能^[5]。

(四) 吊篮运动要求

1. 吊篮运动自由度和运动范围

载人离心机吊篮分为单自由度——只能进行滚转运动和 2 自由度——既能进行滚转运动,也可以进行俯仰运动。单自由度吊篮运动多为不可控过程,即所谓“自由甩”吊篮运动,虽然也曾设计过滚转可控的单自由度离心机,但因不能解决产生附加线性加

速度问题而未能推广使用。

现代载人离心机普遍使用 2 自由度运动吊篮,它通过吊篮的滚转和俯仰运动来控制作用在飞行员身上加速度的方向。因其运动原理类似陀螺,故也称为万向架(gimbal)系统。最近 10 多年以来建造的载人离心机全部采用 2 自由度运动吊篮,这也说明了使用者对这种运动平台的普遍认同。

在模拟纯粹 G_z 时,因离心机加速产生离心加速度和切向加速度,造成飞行员左-右向和胸-背向受力。控制系统通过调整滚转运动将飞行员左右向力转换成头向脚方向的力,通过调整俯仰运动将胸背向力也换成头向脚方向的力。与滚转运动不同的是,补偿胸-背向力的运动是先俯后仰,而且是在加速度上升期完成的。离心机控制系统通过控制万向架的滚转和俯仰运动来调节作用在人体上 G_x 和 G_y 的大小,从而模拟复合加速度。

曾经有离心机设计采用 3 自由度吊篮——增加吊篮的偏航运动,使吊篮增加了一种模拟角运动感受的能力,目的是能模拟一部分错觉。但因控制复杂,增加质量(转动惯量)和应用不实际而在以后的离心机设计中很少使用。

对现代载人离心机上加速度应用研究而言,360°滚转和俯仰运动无疑会给各个方向加速度的模拟留下最大的空间,所以多以为研究为目的的载人离心机所采用。20 世纪 90 年代后新建的离心机大都具备这样的运动范围。但对于以离心机动态飞行模拟为主要目的的离心机,在做持续性的转动模拟时,不一定要采用连续的 360°滚转和俯仰运动。实际上,多是采用“感觉上的连续运动”来代替实际的连续运动,这已经成为飞行模拟控制算法的一个很重要的内容。

2. 吊篮的滚转和俯仰运动参数

在确定吊篮滚转和俯仰运动的范围以后,离心机设计者要根据运动要求设计能满足性能的滚转和俯仰运动的角速度和角加速度,从而以此为依据选择驱动吊篮运动的驱动设备。主要考虑的因素是:

① 在做高 G 增长率运动、纯粹 G_z 模拟时,保证足够小的寄生加速度精度要求。

② 不同 G 值之间转换时的过渡时间要尽可能短。

③ 在由飞行员控制的飞行模拟运行中,保证足够高的控制响应。

④ 与驱动的性能要相适应。

确定滚转和俯仰运动的角加速度,需要结合加速度曲线的要求来考虑。在预编程控制模式,即离心机按照事先规定好的曲线运行的模式,离心机可以进行 3 种形式的运行:

- 纯粹线性增长 G_z 模拟, G_x 、 G_y 都控制在一个很小的范围内,如 $\pm 0.3G_0$ 。

- 对有 $10G/s$ 加速度增长率、纯粹 G_z 模拟时寄生 G_x 和 G_y 控制在 $\pm 0.3G$ 范围以内的控制来说,滚转和俯仰的角运动参数为:滚转运动角加速度: $(8 \sim 10) \text{ rad/s}^2$ 。俯仰运动角加速度: $(15 \sim 20) \text{ rad/s}^2$ 。

- 使用者还可以根据实际应用要求,直接提出角运动参数要求。但必须要注意这样的角运动能对人体产生的影响^[5,6]。

3. 吊篮滚转和俯仰运动轴的位置影响

在离心机设计中,吊篮的滚转和俯仰轴要么通过飞行员的眼水平(前庭水平),要么通过飞行员的心水平。不管哪种吊篮悬挂方式,飞行员的眼水平和心水平直接都存在一定的加速度变化梯度。如果假设飞行员心 - 眼之间的垂直距离为 35mm ,则在对于 25 英尺 (7.6m) 半径悬臂的离心机上,飞行员心 - 眼间的加速度梯度值占整个作用加速度矢量值的 5%。如果离心机悬臂半径增加到 50 英尺 (15m),这个梯度值所占的比例为 2.5%^[7]。

研究表明,两种悬挂方式的加速度梯度影响都能够通过设计加速度曲线使飞行员得以适应,但采用“心水平”吊篮,在吊篮做俯仰和滚转的旋转运动时,飞行员因前庭器官到旋转轴的距离较大而受到更大的 Colioris 加速度的影响,容易产生定向障碍感觉,如跌倒感和刺激迷走神经使飞行员感觉恶心,而且加速度增长率

越高,这种影响也就越严重,这也是现代离心机设计较多采用“眼水平”吊篮的一个主要原因。图 3 - 4 是“心水平”吊篮离心机示意图^[3]。

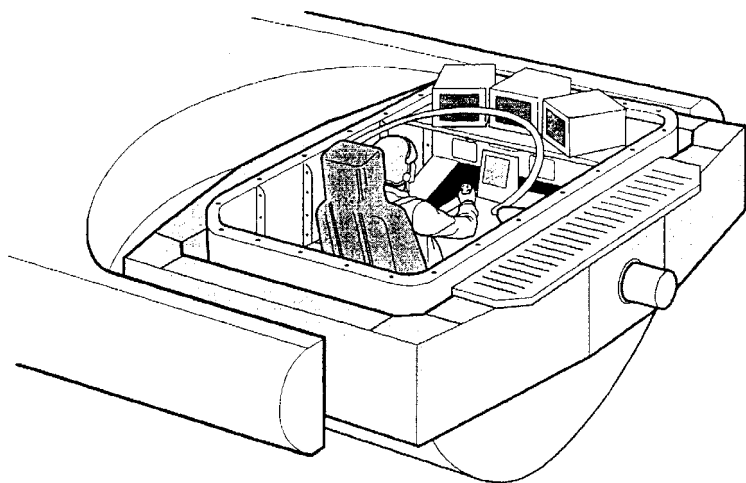


图 3 - 4 “心水平”吊篮离心机示意图

增加离心机主臂半径也是减少 Colioris 加速度影响的一个方法。例如,将离心机主臂半径由 6.1m 提高到 15m,Colioris 加速度影响会减少 29%,但离心机的造价会增加 8 倍!所以,在提出离心机性能要求时,还要合理考虑性能和造价比^[7]。

(五) 吊篮空间和承重要求

1. 有效空间

飞行员在吊篮中的位置直接决定了吊篮空间的大小,目前应用最普遍的是采用滚转和俯仰轴都经过飞行员眼水平的定位方法。这样做的主要是考虑吊篮角运动产生的 Coriolis 加速度对人体的影响最小,但这种选择要求吊篮内的空间较大。

影响吊篮有效空间的另一个因素是飞行员座椅椅背角的调节范围(使用者根据应用提出要求的椅背角的调节范围和调节步

长),因为要保证吊篮角运动的转动轴通过飞行员的飞行员的眼水平,所以调整座椅椅背角就不能像在飞机上那样调节,而是对座舱的前下方要求空间。如图 3-5 所示。

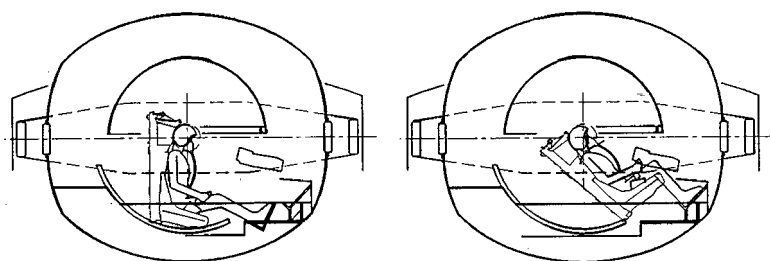


图 3-5 离心机“眼水平”吊篮内座椅椅背角的调节

如果吊篮内有安装视景投影屏的要求,视景投影的最佳成像距离是决定吊篮长度的重要参考数据,而水平视野要求往往决定了吊篮的宽度。

2. 承重要求

离心机设计者需要根据离心机动态性能和吊篮承重要求,确定吊篮的结构强度以及相应的驱动器性能等。

吊篮承重包括了所有安装在吊篮内的物体及其紧固机构的质量:座椅及其辅助机构;仪表板,包括配套的计算机、视景系统;生理、物理信号测量、记录和传输设备;操纵控制装置(杆、舵、油门、开关等);音频、视频通信设备;环境控制设备(通风、照明等);配重等。

作为使用者需要明确的使用质量是:飞行员体重;飞行员个人装备(头盔、面罩、头盔)质量;抗荷装备质量;供氧装备质量;不可预见质量(如将来应用测量、记录的设备等)。

有些载人离心机还考虑了仪器设备测试应用,此时承重的内容仅为设备本身、紧固机构和测量传输设备的质量。使用者可以自行规定这个承重值,也可以根据人员测试承重需要,要求设计者提供计算的设备测试承重值。

有些离心机设计还采用了可更换吊篮平台的方案,分别用于

研究、训练或设备测试等不同目的。每个吊篮平台都可以有各自的结构承重要求,但对动力的需求是一致的。

(六) 离心机控制响应参数要求

控制响应要求是离心机高加速度增长率和动态飞行模拟功能要求的产物,从某种程度上讲是现代载人离心机所要求的。

1. 延迟时间

是体现响应性能最直接的参数,包括了传输延迟,即自控制杆动作以后信号的处理和传输时间以及离心机系统响应的迟后时间。目前世界上还没有专门针对离心机所提出的响应性能标准。美国 FAA 推荐过作动筒式模拟器延迟时间标准,下表被部分离心机生产商采纳作为规定运动延迟时间的参考^[8] :

模拟器类型	响应类型	延迟时间
A,B	运动	$\leq 300\text{ms}$
	视觉	$\leq 300\text{ms}$ > 运动感觉延迟
C,D	运动	$\leq 150\text{ms}$
	视觉	< 150ms > 运动感觉延迟

离心机动态飞行模拟应用更接近 C 或 D 类模拟器。与一般模拟器比较,离心机最大的特征是产生加速度。有研究表明,当飞行员处于 3G 以下时,对运动延迟或保真都比较敏感;在 3G 以上运行中,飞行员对延迟或保真的敏感程度呈下降趋势^[9]。

2. 系统的自然频率

机械结构系统的自然频率间接反映了离心机本系统的响应品质。系统自然频率 $> 10\text{Hz}$ 是很多离心机要求的技术参数。虽然有许多因素的影响,但动态响应是达到高性能要求最重要的原因。

缩短延迟时间的措施包括 增加电机的功率 ;减少离心机转动惯量 ;增加结构硬度 ;减少传输延迟,提高软、硬件的运算速度

等。

系统自然频率的要求,实际上是系统动态特性的要求,而动态特性是建立在机械结构设计、离心机基础结构设计、驱动设计和控制设计之上的。但就确定系统自然频率而言,机械结构和离心机基础结构应该是结合考虑的,而基础结构除了决定于受载荷情况以外,还取决于地基土壤的性质。所以,从某种意义上讲,调整离心机的动态特性是调整基础——设备——系统的过程。

系统自然频率的要求另一个意义是,吊篮内发生的振动对人体的影响。这在 ISO 2631/1 标准《人体振动影响评价》第一部分“总体要求”中有相应的规定,离心机设计可以参考这些标准^[10]。确定系统自然频率的同时,还应该规定检验的方法和途径。

对离心机控制响应特性要求是现代高性能离心机系统要求中的新课题。除了缺乏统一的标准规范以外还没有统一的检验方法和标准,也使得这一特性要求看起来没有其他参数要求显得那么成熟。在延迟时间、自然频率这些要求被证明满足以后,在高 G 环境下对运动保真度的评价,很大程度上要仍然取决于飞行员的主观感觉。

(七) 其他特殊应用要求

这里的特殊应用要求是指在一般离心机要求以外,针对特定任务所提出的要求。

1. 飞机座舱模拟要求

这是根据飞行模拟任务对座舱提出的具体要求。因为每一个飞行模拟都是对应一个特定的机型开展的,所以要根据这个特定的机型数据来调整吊篮内的模拟座舱要求。如 座舱布局要求,即座舱各种设施的位置关系 运动控制部件(杆、舵、油门和开关等)的功能和安装要求 模拟任务需要的仪表位置和功能要求 音效环境模拟要求(如引擎声音等) 特定评价系统所需设备和记录方面

的要求等。

2. 视景模拟要求

因为离心机应用范围的拓宽,飞行员需要通过视觉获得更多的信息。除了仪表信息以外,配备飞机窗外视景(OTW)模拟也是现代离心机的一大特征。规定视景模拟的要求包括:视景产生的形式(投影或 CRT 显示,成实像还是虚像);视景所需的水平和垂直视野要求;视景显示的品质要求如,分辨率、刷新率、亮度;视景对不同气象条件的要求;视景对地貌显示的要求,如地貌数据库覆盖的面积、地貌特征及视景显示中对靶机的显示要求等^[11]。

二、载人离心机的基本结构

(一) 离心机动力/驱动系统

要求 结构简单,方便维修,效率高,运行和维修费用低,运行平稳,安全、可靠性好,能支撑高加速度增长率的需求。

1. 主驱动配电设备

① 高压配电柜 配电设备的作用是提供离心机供电和当地电网连接的界面,其作用是保护当地电网不受负载的冲击,对用电消耗进行计量,并按照负载要求提供相应路数的供电输出,且变压器相连。

配电设备多是在工厂组装的、标准室内开关柜。配电设备的技术参数和规范除了要满足离心机设备使用要求以外,还要满足当地电网供电要求。因为离心机负载运行的特殊性,即在离心机加速期,供电需要在短时间内提供大电流给主驱动,而且这种表现在电流上的冲击是周期性的。所以在选择配电设备时,需要注意离心机负载的运行方式对电网的影响,如谐波、闪变、压降、过流保护等供电参数的保证。

② 变压器 将当地供电电压转换成主驱动运行所需的工作电压。通常使用标准的变压器设备,但在选择技术参数时,要注意负

载电流冲击对变压器本身的影响。

2. 储能装置

离心机负载运行的特征是在加速期间需要提供较大的能量。当离心机恒速运行时,系统维持一个很小的能量需求用来维持摩擦消耗。在减速期间,则需要消耗掉离心机运行所具有的动能,或是用摩擦消耗的方式,或是回吐一部分能量回电网。也就是说,离心机运行虽然在短时间内对能量的需求很高,但总体平均的能量消耗并不是很大。

针对这样负载特征,有设计者设计在供电和负载直接加装储能系统。在离心机运行之前往储能系统中存储一定的能量,在离心机加速运行,需要吸取大的能量时,从储能系统得到足够的能量,而在运行减速时,将一部分能量反馈回储能系统,而不是直接反馈给电网,避免了对电网的冲击。

储能系统可以有不同的形式,如飞轮储能、压力储能等。总之,选用的储能系统要和主驱动的形式相匹配,储能系统所具有的能力也要和离心机减速性能相匹配。图 3 - 6 表示的是配有储能装置的离心机驱动系统。

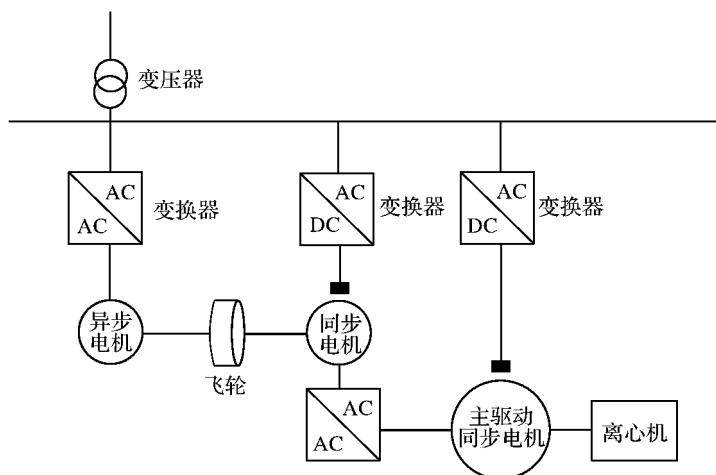


图 3 - 6 有储能装置的离心机驱动系统

储能系统的最大特点是,能将对当地电网的能量需求维持在一个较低的水平,而且对电网的冲击也很小,适合在用电需求紧张的地区采用。但采用储能系统既增加了设备消耗和维修要求,又增加了安装和以后运行的成本,所以在用电允许的情况下,用户更愿意采用直接连接电网的供电方案^[12]。

3. 主驱动

主驱动的功能是为离心机主臂旋转提供动力,从而满足关键性能指标,如加速度值和加速度增长率性能的重要保证。

高性能离心机,特别是动态飞行模拟要求离心机具有高增长率和对控制命令的快速响应,这 2 项要求需要离心机主驱动在加速和减速期都能提供很高的扭矩,而且要在最短的延迟时间内提供。从控制上,主驱动的运行参数需要在很短的时间间隔内监测并调整控制。从现今的技术发展来看,交流、直流和液压电机都可以满足这个要求。

主驱动的安装连接形式分直接驱动和间接驱动。图 3 - 7 是离心机间接驱动设计示意图。

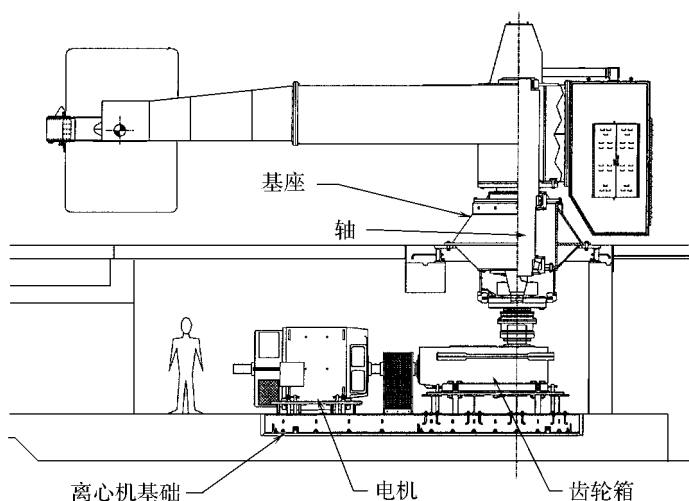


图 3 - 7 离心机间接驱动设计示意图

① **直接驱动** 指驱动转子的主轴直接或通过联轴器等机械形式,直接和离心机主臂轴相连,驱动的转速即为离心机的转速。这种驱动形式的特点是,驱动沿轴提供力矩输出的延迟时间短,有利于建立较高的加速度增长率,但对离心机基础的要求高。既需要配合驱动安装,又要保证整个离心机系统的安装精度。所以,这种驱动形式的基础都会因采用驱动类型的不同而不同。但总体来说,这种驱动形式因适宜提供较高的加速度增长率和较大的力矩输出而在现代离心机上较多应用。

② **间接驱动** 指驱动通过减速箱后再与离心机的主臂轴相连。这种驱动形式的特点是,形式简单,采用功率相当的高速标准电机即可。对离心机基础要求也相对简单,不必因为电机的不同而对基础做大调整。但因要经过齿轮箱减速,如果是采用卧式电机的话,不仅要变速还要换向,存在的齿轮齿隙不利于离心机加速度的快速增长和下降,而且对齿轮箱的生产要求也比较高。

③ **主驱动控制器** 与主驱动适配的控制器。它接收来自控制系统的运行命令转换成电机运行所需的信号,并根据传感器反馈的信息调整运行。

④ **主驱动制动** 主驱动制动无非是采用两种方式来消耗离心机的动能,使离心机能够按照规定的下降曲线停下来:一是采用摩擦耗能的形式,一是将动能转变成电能后回吐给电网。后一种方式会对当地电网产生更多的影响,所以供电方一般不接受用户负载的这种特性。在这种情况下,能耗制动方案是普遍采用的制动方式。

能耗制动是通过用刹车片摩擦与主轴紧固的刹车盘来完成的。制动安装在基座下部,刹车盘通常是钢制的。在这个摩擦运动中,刹车片是要逐渐消耗的。系统包括若干个提升机构,在离心机运行时,使用一定形式的动力,如液压,将刹车片提升起来,使之和刹车盘脱离接触,在需要制动时释放提升(液压)机构,刹车片靠弹簧力作用与刹车盘接触,产生摩擦力使离心机停

下来。通过调整施加在刹车片上的弹簧力来控制制动所需要的下降速率。

实施的制动,可根据停机要求采用正常停机或紧急停机的顺序。正常停机,一般以飞行员不感不适为原则。有些设计还要求施加的制动力能使离心机停靠在一个指定的位置上,如飞行员登机的位置。而紧急停机要求,如主驱动故障时,则更多从保护设备出发,要求离心机尽快停下来,一般没有特定停机位置的要求。当然,保护飞行员安全是紧急停机必须考虑的问题。如规定因制动而产生的切向加速度不能超过 $(10 \sim 15) G$,在这样要求的前提下应尽快实施紧急停机。

制动提供制动扭矩,它使离心机在 $0.1s$ 内的下降速率可以大于 $10G/s$ 峰值加速度(座舱坐标系),而 $15G$ 水平制动的的时间约为 $30s$ 。

4. 主驱动辅助驱动

辅助驱动的作用是在维修状态或主驱动断电情况下,将主臂停靠在一个需要的位置上,从而方便维修和特殊操纵。辅助驱动是标准的驱动设备,通过手动控制来转动离心机主臂使之停靠在所需的位置。辅助驱动使用 UPS 供电,使在主驱动供电出现故障时仍能工作。制动盘可作为传动装置和辅助驱动相连。在离心机正常运行时,辅助驱动和制动盘之间是脱开开的。

5. 离心机吊篮驱动电机

在离心机高增长运行中,为了在吊篮内快速准确地建立所要求的加速度值,除了主驱动性能的影响之外,对吊篮驱动电机也有很高的要求。比如,对加速度增长率要求在 $10G/s$ 以上的要求,需要吊篮驱动电机具有提供 $(3 \sim 5) \text{ rad/s}$ 角速度及 $(15 \sim 20) \text{ rad/s}^2$ 角加速度的能力,这对驱动的响应品质要求非常高。另外,由于离心机训练、研究任务的需求,吊篮内安装的视景、模拟座舱环境,以及相应增加的显示、测量设备都增加了整个吊篮的重量,这些都需要吊篮驱动能提供更大的力矩来驱动吊篮运动。吊篮定位精度的要求,以及对驱动本身的体积和重量要求(避免增加太多的系统

转动惯量而造成总体功率消耗增加) 都使得对吊篮驱动的性能要求大幅度提高。目前,世界上也仅有为数不多的几家厂商有能力提供这类高响应、大扭矩、定位精确、体积重量适当的直接驱动电机。

间接驱动也是吊篮驱动电机能够采用的方案。但和主驱动的情况一样,要受到齿轮箱品质的限制而导致电机制动结构复杂。

为了减少安装在主臂末端的重量,达到减少系统转动惯量的目的,有的设计将电机安装在主臂的根部,通过沿主臂的刚性连接(钢臂)来驱动吊篮的滚转运动。

液压电机本身的性能也适合吊篮驱动使用,但油泵供油需要经过万向架的液体滑环才能将液压传输到末端的液压电机,而且有时需要经过几个液压滑环来传输,而且力矩要求越大,油压也越高,这些都不利于液压的传输。

在吊篮的转子上安装角度测量装置和速度测量装置(编码器),将吊篮的角位置和速度信息反馈给控制系统。

吊篮驱动的技术特性是根据吊篮围绕旋转轴的转动惯量和最大角加速度来确定需要的驱动扭矩,吊篮驱动的最大角速度则取决于需要的离心机运行曲线。

滚转驱动是根据滚转运动转动惯量和最大角加速度来确定的。为了能得到更大的扭矩,通常采用 2 台滚转驱动。在数字技术普遍应用的今天,2 台驱动角位置的驱动控制是通过计算机控制的数字控制器来同步协调的。

俯仰驱动需要根据吊篮系统的转动惯量和最大角加速度来确定。因为吊篮的俯仰运动需要较滚转更高的角加速度,所以合理调整吊篮的重心位置是除提高驱动性能品质之外又一个需要重点考虑的因素。

① 制动和冷却 吊篮驱动的制动是和采用的驱动形式相对应的。如液压驱动是以调整驱动液压的压力来达到制动目的的,电驱动可采用电机本身消耗或刹车片的方式来实施制动。需要提及的是,制动系统中需要有类似汽车“防抱死”的装置来预防

因紧急制动而突然产生的加速度力对飞行员造成伤害。另外,吊篮驱动的制动顺序也需要结合控制系统中的停机程序来综合考虑。

如果驱动是在双侧安装的,制动则要分别安装在两侧的驱动轴上。若只在一侧安装驱动,也可在另一侧安装轴制动。所有制动动力是通过不间断电源提供的,从而保证了在掉电情况下的制动安全。在电机发生故障或断电等紧急停机的情况下,电机会被立即制动(机械),离心机会停止运行。在离心机停机后,用 UPS 系统(电池)为滚转俯仰驱动定位供电。使之脱离制动后,吊篮回到初始位置。在掉电的情况下,滚转俯仰驱动会使用机械制动。

吊篮驱动产生的热量需要通过冷却系统,如空气冷却系统来散发。冷却媒介要通过滑环送达驱动需冷却的部位,如电机的线圈。

② 吊篮驱动的控制 吊篮电机是由主控计算机进行控制。主控计算机计算出的设定值再根据编码器反馈的信息,如有关电机/变流器的所有信息和信号(角度,旋转速度,状态信息)等,都会反馈给主控计算机对控制进行修正。现今主控计算机和受控的吊篮电机之间的连接是通过总线系统实现的。

在进行预编程控制模式时,为了减少运行预编程曲线段在 x 轴向的分量,在离开曲线基础值之前俯仰角度会被预先设定一个值,这个角度可以根据特定曲线进行优化。

吊篮驱动的控制是结合主驱动的控制方式综合考虑的,在调试应用中也可以设定计算机控制万向架单独运动,而主臂不运动。

6. 离心机低压配电

离心机低压配电设备主要为离心机控制系统、安全检测系统、信号采集处理等系统提供电力。从配电功能上分为以下 3 个模块。

① 进线/出线连接 低压进线短路器和低压变压器相连接,通过电压表和电流表对供电进行监控,利用熔断器对负载进线保护。低压配电的出线连接为需要强电驱动的离心机子系统供

电。这些系统包括 滚转和俯仰驱动系统、吊篮环境控制系统、主动力冷却系统及主动力辅助系统设备等。

② 配电连接 经过变压器按照负载电压和功率需求为其他分系统配电。如提供 230V AC 和 24V DC 供电给离心机子系统。这些系统包括 不间断电源系统 (UPS)、机械制动系统及压缩空气供给系统等。

③ 不间断电源供电 安装的不间断电源 (UPS) 系统为线 UPS 系统。比如,在出现供电故障的情况下,UPS 系统会立即代替电源供电,以至于控制系统觉察不到主电力故障,电池由内置的充电设备连续充电。为了安全起见,UPS 系统有故障时不能开动离心机。通过 UPS 供电的系统或设备包括 :各子系统监视器、视频系统、音频系统、控制计算机和主控制器、各个控制台 (工程保障、医学监护、记录、训练等)、吊篮内设备及安全监测子系统等。

(二) 离心机的机械结构

1. 传动链

传动链是指主驱动通过一系列装置将主驱动的扭矩传输给主臂系统,并在机械结构上保护主臂系统不受过大应力的损害。图 3 - 8 表示的是驱动传动链上的部件构成。

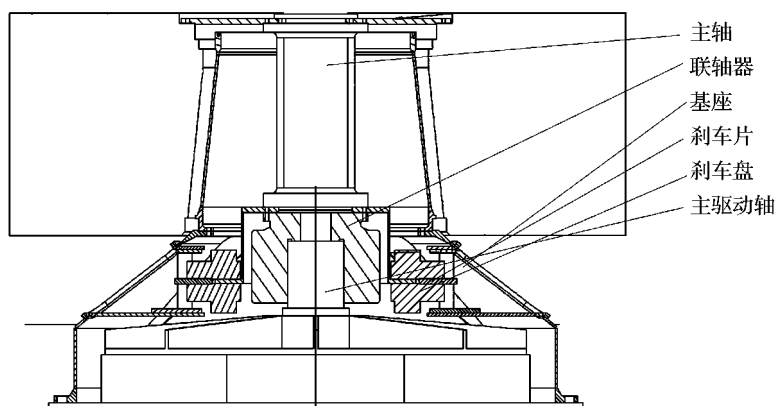


图 3 - 8 驱动传动链 (直接驱动) 上的部件构成

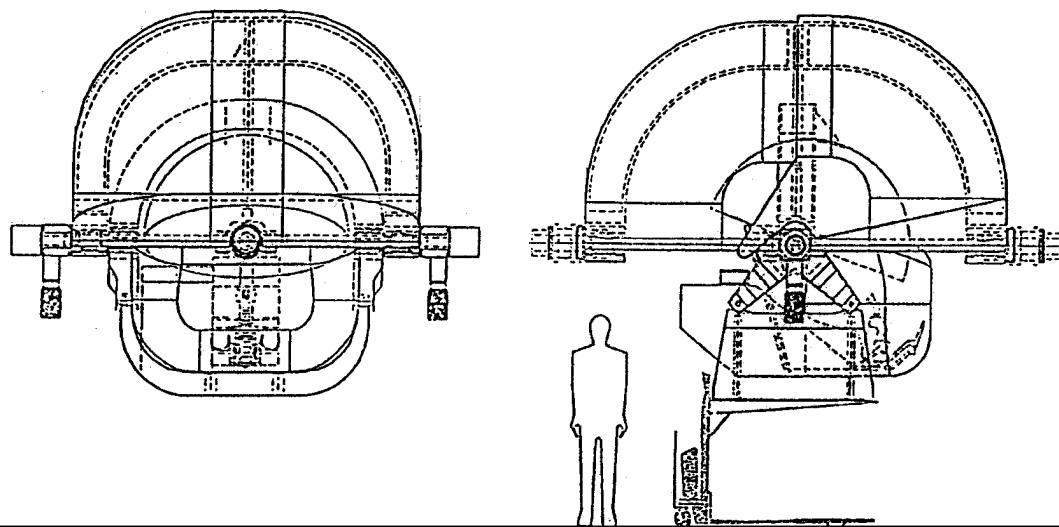


图 3 - 9 吊篮平台更换工作示意图

① 基座 基座的下部和离心机基础相联,上部则连接离心机的旋转部分,它起到支撑主臂系统、传输离心机静态和运转产生的周期性动态力的作用。基座的基础通过螺栓连接在主动力电机的外壳上。这种设计为电机轴和离心机轴之间提供了准确的直线校准。

基座具有很高的强度要求,一般为焊接钢结构,系统承受的最大静载荷和动载的载荷周期决定了基座的设计强度。

② 轴承 基座通过主轴承支撑离心机旋转主轴。通常需要安装2套主轴承(分别采用滚柱轴承和球轴承)承担离心机重力向的力和沿主臂径向的力。轴承使用的油润滑是由安装在基座内的小油泵提供的,安全监测系统要检查轴承的润滑和振动情况,以此来确定轴承的工作状态。

③ 联轴器 联轴器是连接主驱动轴和主轴的装置,它起着两方面意义上的作用:一是将主驱动输出的扭矩传递给主轴,一是起力矩限制作用。在主驱动因故障,如短路等原因产生巨大力矩时,脱开和主轴的连接,保护主臂及其以后的系统不因受力矩过大而损坏。

不同的离心机设计采用的力矩限制装置不尽相同,但使用机械扭矩限制装置是多种保证中最基本的安全措施。联轴器还可以设计成“叠片”的结构形式来调整主轴的安装精度。

④ 主轴 主轴将主驱动输出的扭矩传递给主臂,从而带动主臂旋转,所以主轴需要具备很高的强度要求和承受扭向力的特性,这是设计主轴要考虑的主要特性。

主轴采用空心结构,中空部分可以用来放置液压、气路管道和动力电缆。

⑤ 主轴制动 主轴制动提供制动扭矩,它使离心机能以设计的下降率减速和停机。

对以能耗制动的结构来讲,是通过和刹车片和刹车盘之间的摩擦来消耗掉离心机的动能。刹车盘与主轴紧密连接,刹车片则固定在基座上。刹车片通过弹簧力作用和刹车盘接触,在

需要离心机旋转运行时通过液压机构将刹车片提升脱离与刹车盘的接触。在制动时,释放液压提升机构,刹车片重新靠弹簧力作用与刹车盘接触而产生制动。在维修操纵时,允许手动提升液压机构。

离心机的下降速率是通过调整刹车片和刹车盘之间的摩擦力来实现的。从控制角度来看,制动大致可分为正常制动和紧急制动两种情况,其中紧急制动需要在刹车片和刹车盘之间产生更大的摩擦力。确定制动要求要考虑的另一个因素是,由于制动产生的 x 向峰值加速度(座舱坐标系统)不对飞行员造成不适或损伤,如规定制动时产生的峰值 G_x 要小于 $10G_0$ 。

制动系统使用的是安全制动,也就是说,如果出现意外失掉电力,制动将自动执行。刹车盘上还包括一个齿轮传动装置和小电机的组合,由 UPS 供电。这种结构设计使得在维修情况下,离心机悬臂移动而不需使用主动力。另外一个作用是,在失去电力的情况下小电机能把离心机停到原始位置。

在驱动链上还安装了传输动力和信号的滑环,传输离心机主臂和吊篮用电以及收集系统信息的信号,系统所需要的液压油和压缩空气也通过类似滑环的旋转接头传输到主臂上。滑环或旋转接头的通道数量按照具体使用的要求确定。

2. 主臂系统

① 主臂 主臂是离心机围绕主轴旋转的结构部件。它一端通过滚转系统适配连接器连接吊篮万向架系统,另一端安装了配重。当主驱动推动主臂旋转时,主臂上承受了因此产生的径向、切向和重力加速度的共同作用,再加上滚转和俯仰运动产生的惯量构成了作用在主臂上的主要负荷。

设计主臂的主要原则是,按照安全系数要求获得足够的强度(包括精强度和疲劳强度)来支持要求承重的吊篮系统运动,并且系统的转动惯量要小,刚度要大。

离心机悬臂大多是焊接钢梁结构,使用高强度钢制成,设计考虑了质量优化和硬度。在悬臂的前端,吊篮系统(滚转、俯仰)经

过防故障自动锁定机构与之相连。主臂结构达到的静强度由材料的屈服强度确定(加一定的安全系数)。主臂还根据所要经受的周期性载荷作用来确定结构的疲劳强度。

另外,除了考虑安全因素以外,综合平衡强度、惯性和频率特性也是考虑的重要内容。如离心机产生高过载要求主臂强度要高,系统高响应的性能要求主臂结构要硬,而能量消耗要求主臂的转动惯量要小等,设计者要按照这些原则来选择主臂的机械结构形式。在以往的离心机设计中采用的典型结构形式如下表所示。

表 3 - 2 离心机在设计中采用的典型结构形式

结构形式	特 点
钢桁架结构(加蒙皮)	质量轻、动态响应性能稍差
钢型材结构	强度高、工艺简单
肋板加蒙板结构	质量轻、强度高、焊接工艺要求高
复合材料	质量轻、强度高、造价高

在主臂靠近末端的地方,安装加速度计来测量离心机旋转产生的径向和切向加速度,这些都是控制离心机运行的重要参数。

为了监测离心机主臂在运行中的受力情况,在几个关键部位都安装了应力计来监测这些部位的应力变化。监测系统会将这些应力变化和设计设定的应力耐限进行比较,当超过耐限时,监测系统会向控制系统发出信息。在主臂受到机械损伤或疲劳时,结构上的应力会反映出异常。所以,应力监测是保证主臂机械结构安全的重要手段。来自监测系统的信息,还可用来与设计已经使用初期的系统状态数据进行比较,估算机械结构的剩余寿命,为养护、维修提供依据。

在离心机悬臂顶端安装了仪器平台,平台上安装了用于传输和控制信号的信号滑环,以及为滚转和俯仰制动提供动力的油泵站(如果需要)。

在主臂的另一端安装了主臂配重。有些设计将主臂和吊篮的配电设备舱也安装在主臂的这一端,既利用了空间又起到了部分配重的作用。

② 配重 配重是一组质量很大的钢块,安装在主臂与吊篮相反的一端。其作用是平衡吊篮重量,特别是平衡离心机运行产生的径向力。配重的质量要根据主臂和吊篮系统的重量来确定。在主臂上安装配重,必然增加了系统的转动惯量,也就增加了系统的动力需求。

采用非平衡系统或部分平衡系统的目的是减少系统的转动惯量,进而减少驱动的功率要求,或在功率需求一定的情况下得到更高的加速度增长率。有研究表明,与 100% 平衡系统比较,60% 平衡系统和非平衡系统能分别减少系统功率要求 23% 和 38%^[13]。但因此产生的侧向力需要增加主轴的强度(加粗),这也就增加了主轴承的尺寸规格以及受力,即增加了设计要求。另外,采用非平衡系统产生的侧向力还影响到离心机基础的受力情况,相当于侧向载荷以一定频率(频率范围取决于采用的运行曲线)不断作用在基础上,而且载荷作用的方向是不断变化的。这些都大大增加了对离心机基础的设计要求。

反观 100% 平衡系统,虽然其旋转部分重量较 60% 平衡和非平衡系统分别增加了 100% 和 167%,继而带来了驱动扭矩即功率增加,但离心机基础的设计会赢得更多的余地。特别是在地质条件不好的地区,离心机基础安全对保证离心机寿命有特别重要的意义^[13]。

由于吊篮内的使用重量是随任务的不同而变化的,所以用固定重量的配重不可能完全平衡掉运转产生的侧向力,因而有些设计采用可调节配重来尽可能地使系统达到完全平衡。但合理的设计都在采用全平衡系统的设计中,使轴、轴承、基础等受力部分保有一定程度的抗侧向力的能力。

离心机安全监测系统要对平衡系统的平衡情况进行监测,当监测到的平衡情况超出预先设定的限制时,通知控制系统停机。

3. 万向架系统

万向架系统是支撑吊篮进行滚转和俯仰运动的系统,包括滚转和俯仰两部分结构。

滚转系统结构包括:滚转环、滚转轴、滚转轴承、滚转驱动和制动、滑环等。

① 滚转环 滚转环是进行滚转运动的环状结构,它承载俯仰系统,是通过两个滚转驱动和主臂连接的万向架系统的外环。它通过滚转轴和滚转轴承,由滚转电机驱动。

滚转环需要强度承受剪切应力,而且因为是安装在靠近主臂末端远离旋转中心的地方,减轻质量对减少主臂旋转系统转动惯量和围绕滚转轴转动惯量都很有帮助。所以,滚转的材料一般都选择质量较轻的材料,如铝合金或复合材料。

同航空工业的发展一样,越来越多的离心机部件采用复合材料。与钢材料比较,复合材料的质量约是钢的 $1/4$,而强度约是钢的 1.5 倍。为了进一步减轻质量,有的设计在滚转环的内部填充了质量轻的内心材料,如发泡或蜂窝状材料,形成的结构具有质量轻、耐磨损、强度高的特点。这种结构对于疲劳设计不是很关键,而且材料本身就具有安全防故障的特性。

复合材料的特点:质量轻、强度高、设计灵活、防腐蚀、寿命长、疲劳蔓延时间长、出现损伤时能保持相当的性能特性及需要装配的零部件少。

滚转环在承载滚转轴和俯仰轴的局部地方加强了强度,复合材料的滚转环则采用钢制轴衬做连接界面和滚转、俯仰轴连接。

和其他机械结构一样,滚转环是通过有限元分析来确认最大静态载荷的。耐力鉴定是针对相应材料的应变标准进行的,采用飞机制造行业的通用标准作为参考。滚转环作为一个安全寿命设计的部件,要保证在典型的载荷下不会被损坏^[1]。

② 俯仰系统结构 俯仰结构承载着吊篮平台及其内部设备,它是滚转系统内的框架,并通过俯仰轴和轴承与滚转环连接在一起。同滚转环的设计标准一样,俯仰结构的设计标准也是要求

安全性好和惯量最小,而且结构耐磨损、易修复、易维护,尽可能地延长离心机的寿命。

俯仰结构在功能上又可分为两部分:第一部分是承载所有负荷的结构部分构成了吊篮的主框架,用钢结构或质量更轻的铝合金结构来构成。第二部分是自支撑结构,用来支撑吊篮内设备。因为这些设备是多种多样的,所以支撑结构也可能形状各异,随安装设备的变化改变固定方式和安装位置。

为了使俯仰系统的转动惯量最小,需要对结构质量进行优化,并进行有限元分析和稳定性验证。考虑结构强度时,局部应力乘以一定的安全系数,这样才能使整个受力结构上的应力较其极限保持在一个较低的水平。受力结构为安全无差错设计,也就是当一个零件出现故障,相邻的零件会自动承载其负荷,这就在最大限度上保证了安全。

对同时担负研究和训练任务的载人离心机来说,因为任务的不同,常常需要对吊篮内的设备安排进行调整。拥有两个不同使用目的的吊篮平台,在需要时进行更换会节省更多的工作时间。在这种设计思想指导下,俯仰系统的受力结构被划分为上下两部分,之间用螺钉连接,需要时在很短的时间内就可以更换吊篮平台。图 3 - 9 是进行吊篮平台更换的工作示意图。

一般来讲,研究平台主要安装研究任务需要的设备和装置,如座椅、生理监护设备、检查视野设备、人机工效检查设备等。而训练平台最突出的特点是,根据训练的要求增加了模拟座舱的环境,控制机构也可能是多元的。图 3 - 10 是一个训练平台构成的例子。

在训练平台上安装设备的详细内容将在吊篮设备一章中介绍。

在离心机吊篮平台应用中,有时还应该考虑材料测试运行时的应用。因为不需要安装其他保障设备和主动控制设备,所以吊篮内可使用的质量范围很大,也许就会带来对机构设计更高的要求^[1]。

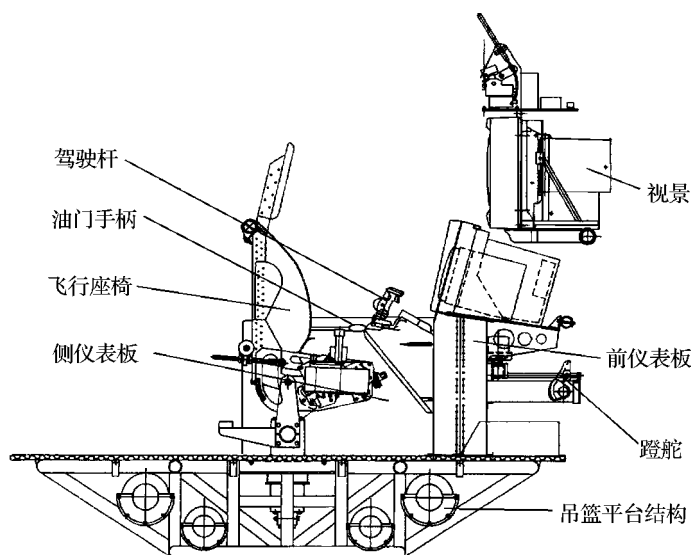


图 3 - 10 训练平台的构成

4. 吊篮内的机械结构

吊篮内的机械结构主要是自支撑结构。因为离心机是在高 G 负荷下运行,所以合理设计支撑结构对保证飞行员和舱内设备安全都非常重要。现代离心机设计要求安全监测系统对吊篮内重要机械支撑和固定的情况进行监测,如对座椅、仪表板等。如果支撑不当,离心机是不允许运行的。

前面提到过,吊篮内由于支撑设备的机械结构要根据设备的使用要求来定,但有些结构设计是离心机吊篮所特有的。

① 座舱通道及其结构 座舱通道结构决定于通道的形式,而通道的形式又取决于吊篮旋转轴悬挂的位置。一般来说,滚转与俯仰轴交汇通过飞行员心水平的座舱,多采用从吊篮上部进出座舱的形式,座舱门也多采用“鸥翅型 (gull wing)”结构。由于这种通道形式更接近飞机上飞行员进出座舱的形式,所以比较容易被接受,见图 3 - 11。这种通道形式需要离心机停靠在固定位置的平台以便使飞行员进出座舱,但这在紧急情况时却不利于飞行

员被救护出舱。所以,这种形式的通道还应配备有紧急通道,在离心机不停靠到平台的情况下,从座舱下部的应急门进入座舱救护飞行员。应急舱门旁设有紧急释放手柄,可将飞行员座椅降下,方便救护和搬运飞行员出舱。

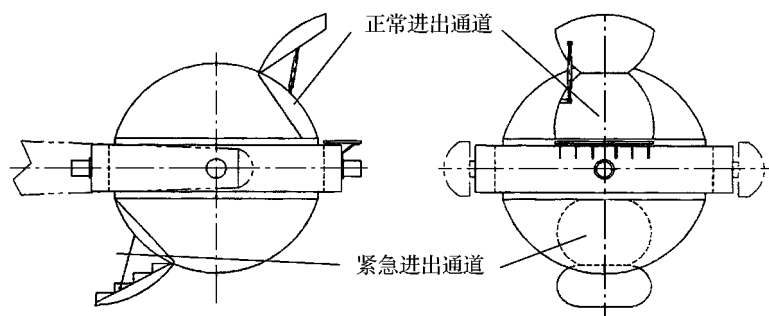


图 3 - 11 “心水平”座舱通道

从吊篮的下方进出座舱是滚转与俯仰轴交汇通过飞行员眼水平吊篮经常采用的方式,飞行员可以从地面直接进出座舱。因为吊篮的前半部要安装前仪表板和视景系统,所以舱门多安放在吊篮的后下方。这种通道形式不需要离心机停靠在指定的停机位置,飞行员可以在离心机厅中的任何位置上下。在紧急情况下,飞行员座椅可放躺倒,救护人员可以很方便地实施就地抢救和搬运飞行员出舱。

座舱通道中的舱门设计,应该能从舱内外都可以很容易地锁定和打开。舱门的开启能力和通道能力是紧急情况下救护必须要考虑的问题。另外,离心机系统的监测系统监测舱门的关闭状态,舱门不锁紧不能开机。如果离心机运行中舱门开启,控制系统也要使离心机立即停机。

② 座椅结构 在进行离心机训练任务时,吊篮内使用实际飞机座椅无疑会对提高模拟的真实程度有帮助。当然,实际飞行座椅即使拆除了无关机构之后重量也还是很大,而且离心机应用要根据任务需求和人员身材对座椅进行调整。所以,多数应用,特

别是研究类应用采用的是模拟飞行座椅。模拟座椅配置的机构主要做以下一些调节：

- 座高调节。使之适用于不同坐高身材的飞行员。使用相应的机构水平升降椅盆的高度，并在每个高度都能锁紧。

- 椅背角调节。适用于不同椅背角座椅在离心机上的应用，这对研究应用任务尤其有意义。对吊篮旋转轴通过眼水平的结构来说，要保证椅背角调整后吊篮旋转轴仍通过眼水平，就只能通过移动椅盆部分方式来调整椅背角。设计模拟座椅时要确定椅背角调节的范围和步长，这不仅对座椅本身的设计有意义，也是确定吊篮尺寸的因素之一。

- 应急情况下的座椅调节。指在紧急情况下为救护飞行员对座椅进行的调节，调节的概念包括快速释放和调节定位两层含义。紧急救护时，通过快速释放手柄将座椅释放到紧急救护位置；而调节定位，则要根据座舱通道的形式选择释放到和固定的位置，如使座椅滑到应急舱门的位置，或是躺倒座椅。应急释放机构还包括在应急救护完成后将座椅复位的机构。

③ 吊篮平衡调整 吊篮重心，特别是旋转轴通过眼水平的吊篮重心，因为舱内的人员和设备大多集中在吊篮的下部即位于旋转轴以下，如果重心的位置偏离旋转轴太多，势必增加吊篮电机的负荷，所以吊篮内要配备相应的结构来调整重心的位置。

吊篮平衡调整结构是吊篮内的特殊结构，之所以特殊并不是指结构本身的复杂程度，而是指确定平衡结构的位置和调整方法已经超出了机械结构设计的范围。

5. 离心机机械结构计算

离心机机械结构计算可能是属于纯粹的结构设计范畴，但了解这个计算和验证的过程有助于理解结构要求和结构调整的关系，更全面、合理地提出离心机结构设计要求。进行离心机机械结构计算的基本步骤是：

① 用户提供要求最严格的载荷曲线，包括研究应用、使用闭

环控制方式的训练应用和检测维修应用的载荷分布曲线和使用频度,如每天的工作时间,以及每年的工作天数等。设计者将根据这些信息计算出系统运行的载荷周期数,一次载荷上升和一次下降计为一个载荷周期。

② 在规定所有结构设计以后,对所有机械结构进行有限元分析。

③ 根据载荷周期数和线性损伤积累进行疲劳计算。

④ 根据计算分析结果,提供出机械结构的耐限。

⑤ 针对静态载荷提出安全系数。

⑥ 分析累积的载荷谱。

⑦ 根据材料的 S - N 曲线选择机械结构使用的材料。

⑧ 审核。

计算是不断细化和逼近结果的过程,每一次要求的调整都会或多或少影响到计算的结果,而设计是以计算为依据的。所以,在合理地满足要求和设计的裕度之间也是一个不断优化的过程。优化过程还应该延伸到结构设计和加工工艺、检验方法、安装程序、使用便利性及可维修性等诸多方面。现代模拟技术的发展,使在生产前就可以观察到设计的结果。例如,借助计算模拟技术可以在模型中观察到特定机械结构在某一个方向上的受力情况,观察不同边界条件对机械结构的影响等,这些都使得在设计阶段就能够对将来的应用有更直观、更具体的认识。

(三) 离心机吊篮环境和设备

1. 不同任务与离心机吊篮环境

载人离心机吊篮内的配置也是由不同目的任务决定的,研究和训练任务是载人离心机应用最经常使用的功能,要求对在吊篮内结构平台上有不同形式的布局。

① 离心机吊篮研究平台环境 研究平台是以加速度研究为目的布局平台,它不一定采用某种实际飞机的座舱布局要求,而便于监测才是研究平台布局的主要特点。研究平台布局的主要

要求：

- 飞行员座椅的椅背角、座面高度可以在一定范围内按规定的步长进行调节，座椅要装有快速释放机构，以便在紧急情况下以合理的姿态方便对飞行员实施救护。

- 用视频设备监护飞行员在研究任务中的状态，为了更好地观察，设计、配备了多台摄像机以不同角度、不同焦距监控飞行员的外部状态。彩色摄像机能反映更多的飞行员状态信息，但在同等分辨率性能要求下，需要更高照度的照明要求。

- 灵活装备不同的医学监护设备，使用模块化的设备固定方式，有助于设备更换以适应不同任务要求。

- 安装连接各种信号及电源供给的连接面板。为了使测量的信号抗干扰性更好，安装将信号数字化的转换设备。

- 安装连接不同飞行员个人装备的连接界面，包括头盔、面罩、服装/裤子、抗 G 阀、氧调器等。

- 安装连接空气、氧气源的连接面板，构成了座舱和平台之间的联接界面。

- 安装测量飞行员视野的光靶。

- 适应不同任务的中心或侧控制杆，杆上安装有相应的应答装置。对闭环控制模式下的研究任务来说，要装备“能动开关”来控制任务的启动和停止。

- 脚蹬支撑。

- 视景系统设备要按照研究目的要求显示视景。

- 其他反映控制能力的测试设备，如工效研究中的检测和控制设备。

- 通信、照明、通风等其他要求。

总之，研究平台布局要求虽不很复杂，但要具备较好的变通灵活性，兼顾到不同研究任务的各种需求。

② 离心机吊篮训练平台环境 与研究平台不同的是，训练平台是根据特定的飞行任务布置座舱环境的。所以，要求吊篮内座舱环境的模拟从相对尺寸到座舱设备的样式和操纵感觉以及功

能效果上,都要在离心机应用许可的前提下尽可能真实地模拟特定任务的实际飞机。训练平台布局的主要要求:

- 参照实际飞机座舱布局尺寸的离心机座舱布局。
- 实际飞行座椅有助于体会真实飞行的感觉,但会较模拟座椅更重。另外,座椅的调整方式和飞机上的不同,要保证滚转、俯仰运动转轴通过眼水平或心水平。
- 控制部件,如驾驶杆、蹬舵、油门的外形尺寸、安装位置和力度感觉模拟实际飞机。
- 仪表板布局,包括平显、下显、侧仪表板模拟实际飞机仪表板布局。
- 仪表板上要求有功能的按钮也要模拟实际飞机。
- 模拟飞机座舱风挡框(视模拟的飞机和任务要求而定)。

以上组合成一个完整的模拟飞机座舱环境要求。图 3 - 12 是一种训练平台的组合,它和下面的离心机平台结构灵活的配合,可以模拟多种飞机的座舱布局。

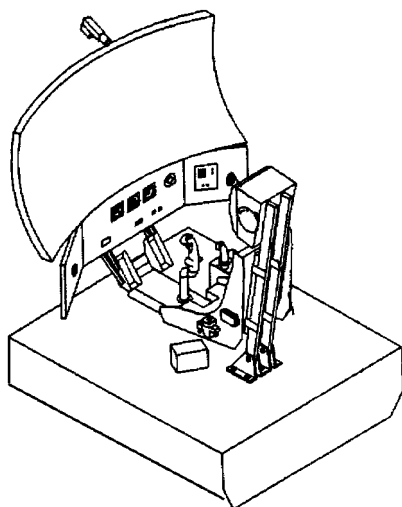


图 3 - 12 离心机吊篮训练平台的布局

除此之外,其他配置和研究平台的要求相似,只是不需要安装光靶。视景按照飞行模拟需要显示空中视景,监测飞行员重要生理状态为主的医学监护系统也只是少量的配备。

③ 设备和材料测试应用 根据任务要求,有时会需要用离心机做飞机装备和材料在高负荷加速度环境下的测试。因为设备可以直接固定在吊篮结构平台上,所以这类测试可以使用吊篮的最大承重和最大的加速度及其增长率参数。因此,安全固定、调整座舱平衡状态和保证信号传输是设备和材料测试应用需要注意的主要环节。

在介绍离心机俯仰结构时介绍过不同吊篮平台的更换,其便利性和可靠性对从事多种任务需求的离心机运行很重要。使用更换吊篮平台结构的办法具有更换迅速,同时又可以装备、调试多个座舱平台环境的优点,但对于平台结构和连接强度要求较高。只更换吊篮内部平台结构布局的方法保证了结构的相对完整,但更换和调整需要的时间较长,只适合应用目的相对稳定的离心机运行任务。

2. 离心机吊篮环境设备

① 座椅 在介绍结构和吊篮平台时,都曾经介绍过座椅。在保证强度的前提下,选用轻材料以减轻座椅质量是离心机座椅设计的基本原则。研究应用更强调了座椅的可调节性,而训练应用则更强调座椅的仿真性。

设计座椅的固定原则是强调固定的可靠性,以保证高 G 负荷下的安全。在有的设计中,还将座椅固定的情况纳入系统监测的条目之中。座椅具体的固定形式,要结合吊篮平台结构的形式,这样才能既保证安全,又考虑了更换的便利。无论哪种固定方式,对座椅都要设计相应的快速释放结构,即能在紧急情况下将飞行员释放到一个安全、适于救护的位置上。这是实际飞行座椅上没有的附加机构,只针对离心机应用特殊设计的。

座椅设计的尺寸参考了飞行员人体相关尺寸,并为不同身材飞行员设计了调节机构,用于调节椅面高度和椅背角度。而这些

调节机构的设计,要始终保证飞行员的头部处于滚转轴和俯仰轴的交汇处(眼水平座舱)。为保证安全,每一个调节位置都设计有安全锁紧装置,以保证高 G 负荷下的安全。

座椅的设计还应该方便飞行员在紧急情况下的抢救,相关的释放装置能将座椅释放到便于抢救的位置。图 3 - 13 是在紧急情况下利用座椅躺倒救护飞行员时的座椅姿态。

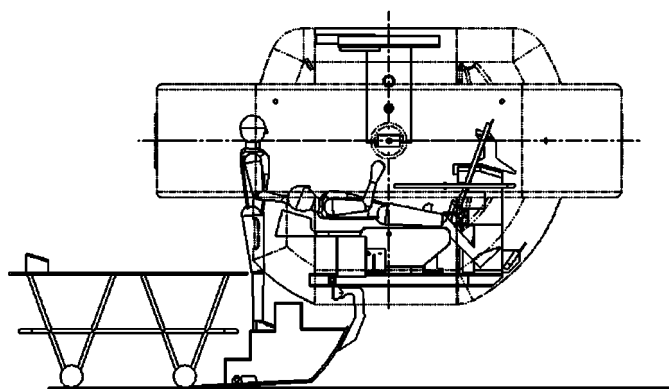


图 3 - 13 紧急情况下抢救飞行员时的座椅姿态

由于飞行员的头部要放置在滚转轴和俯仰轴交汇处,所以一般将用于测量 G_x 、 G_y 和 G_z 的三轴加速计安装在座椅背上的头靠中。

② 控制单元 现代载人离心机的一个应用特点是广泛使用闭环控制技术,使飞行员感觉是在“飞”离心机,而飞行员是通过控制吊篮内的控制单元(control unit)来实现闭环控制的。

控制单元主要指驾驶杆、蹬舵和油门及其相应的力模拟机构,其中飞行模拟应用对控制单元的要求最高。控制单元的设计包括:

- 安装位置参考实际飞机座舱中的安装位置。
- 操纵的手感,包括外形和操纵中的力度感觉,要模拟实际飞机的操纵,其中与飞行姿态对应的控制感觉模拟需要通过解算飞机方程获得。

- 操纵控制单元的运动效果要和实际飞行对应。

• 控制单元,一般是驾驶杆上要装备有功能按钮,如配平按钮用于确定飞行模拟初始状态,“能动开关”则是决定离心机启动或停止的触发开关。

• 对力模拟机构的设计,常用的简单设计是弹簧加载设计,模拟控制单元特定的一段力学特征。复杂的阻尼力模拟系统增加了反馈环节,作用在控制单元上的阻尼力需要根据飞机本身的操控力学特性和飞行姿态计算得到。所以,选择适当的控制单元力学特征模拟段是优化模拟仿真度和控制品质的重要前提^[16]。

③ 视景系统 视景系统是为飞行员提供视觉刺激的信息源,研究应用对视景的要求相对简单,而飞行模拟应用则会根据任务要求的不同,会导致视景系统品质要求的很大不同。比如,低空飞行模拟要求能显示更多的地貌细节;模拟空中格斗,对靶机的显示和运动协调有更高的要求。可以看出,复杂的视景系统不仅仅是成像系统,还包括了运动计算和运动协调等诸多环节。

视景系统的主要构成包括 视景成像系统 视景显示数据库;协调视景与运动感觉计算机 靶机成像系统 靶机运动协调计算机等。

视景系统的主要性能参数要求包括 成像解析度要求 成像亮度要求 成像刷新率要求 视景显示的视野范围要求 地貌数据库要求等。

视景成像有成实像和成虚像两种形式。

• 成实像的特点是成像清晰,但景深层次感稍差。成实像的方法又包括使用 CRT 显示器和投影两类。CRT 显示器结构简单,但对有宽视野的要求,需要配备多视景通道的视景显示来说,不同视景通道之间有无无法消除的分割感,而投影方式适合产生宽视野、清晰逼真的视景,视景通道之间的连接可用软件来调节和控制,这使用户可以把各通道的视景显示调整到一个特别的形状,而且可

以进行边缘混合,如“拼接”两通道的图像。成实像的投影方式还需要一定的投影成像距离(投影器上的最佳视距参数),这需要较大的投影屏幕,也需要占用较大的座舱空间。

- 成虚像的特点是景深感优于成实像的方式,而且有可能用单通道的视景显示出较宽的视野范围来,但成像不够清晰是它最大的缺点^[1]。

④ 视频监视系统 视频监视系统将吊篮内飞行员的视频图像传送到控制工作站和医学监护工作站,使控制和监护人员掌握飞行员在离心机运行中的表现状况。视频信号通过视频分配器和选择开关分配到各个控制工作站。视频系统也将对建筑,如对离心机间、飞行员准备间等区域的监视信号送往工作站。

图 3 - 14 是视频监视系统的设计框图。

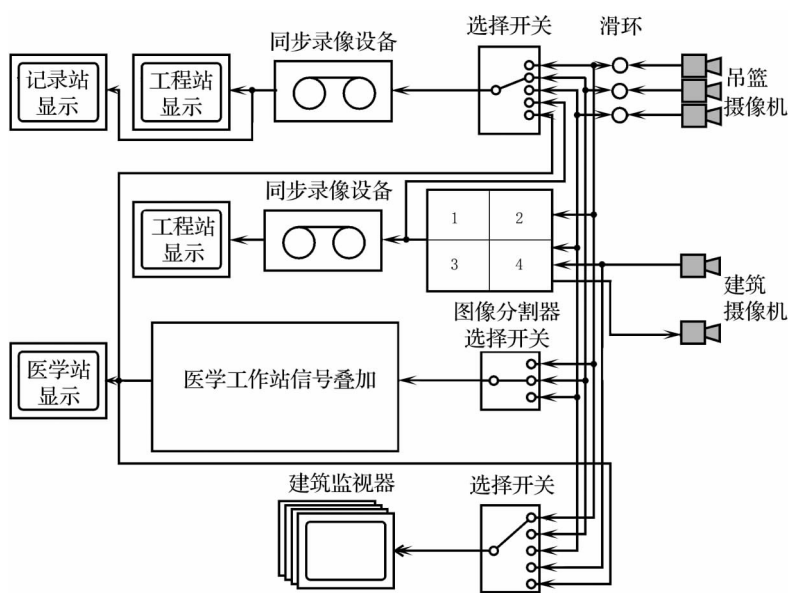


图 3 - 14 离心机视频监视系统框图

为了获取更多的飞行员信息,在吊篮内可安装多台摄像机,从不同角度反映飞行员的状态。每个摄像机都配有可从医学监护工

作站或其他工作站控制、调节镜头变焦。在控制台也可以选择单画面或多画面显示。

使用彩色摄像机也能反映更多的飞行员信息,但一般对吊篮内的照明要求较高,低照度的黑白摄像机由于能在黑暗环境提供清晰的图像,所以仍在视频监护系统中占有一席之地。

对于医学监护人员来讲,有时需要兼顾飞行员状态、离心机运行参数和生理信号多项内容的观察,有些设计使用了在视频信号上叠加显示其他曲线或参数的技术^[1]。

⑤ 音频通信系统 音频通信系统控制飞行员、控制站人员,以及控制站人员之间的语音交流。吊篮里的飞行员能使用耳机、开放式扬声器及麦克风进行双向连续通信。音频信号通过滑环送到安放在控制站的音频信号控制中心,从这里控制、分配给参与音频通信的各方,包括音量的调整。从保护飞行员安全角度上讲,医学监控人员有最高的通话优先权。

为了方便与飞行员头盔耳机和送话器连接,在设计吊篮内音频设备连接时,要考虑设置阻抗调整功能。

⑥ 音频环境模拟系统 在做动态飞行模拟应用时,吊篮内的音频环境模拟系统模拟飞机发动机等设备的音效,它是由独立的音效模拟计算机控制的,通过吊篮内的扬声器传达给飞行员。音频模拟效果需要根据对飞机方程和控制的解算。对有故障模拟要求的任务,音频环境模拟系统依据对故障模块的解算,模拟需要的发动机故障音效。

⑦ 照明系统 使用彩色摄像的视频监视系统需要相对较高照度的照明,所以配备可调节的照明系统,便可以更灵活地适应照明要求,调节可以从控制工作站上进行。

为了安全,离心机吊篮内的照明最好使用不发热的灯泡。若遇到紧急情况,如系统掉电情况,照明系统应可以由 UPS 供电,保证在掉电情况下的一定时间内,提供如 (10 ~ 15) min 的照明供电。

⑧ 仪表板 是飞行员进行飞行模拟任务时安装的配置。前仪表板安装平显、下显、主要和辅助飞行仪表(在对飞行模拟功

能的描述中将详细介绍常用显示的飞行仪表)。

侧仪表板用来安放油门手柄、其他功能按钮和次要仪表显示。

确定仪表板时要明确有功能仪表和无功能仪表显示。在控制系统里有专门的计算机控制仪表显示,需要根据任务要求确定使用计算机的数量。在仪表板上还结合任务要求安放有功能的按钮和开关。

⑨ 医学监护系统 用于监护飞行员在加速度环境作用下的生理状况,以及研究不同生理状态参数在加速度环境影响下的变化。在有人员参与的离心机运行都不同程度地要求配备医学监护设备,其中以研究为目的的任务,对医学监护系统的使用还有更高的要求。

在离心机上应用的人体生理监测指标多种多样,不同程度地反映出飞行员在加速度环境运行下的生理、心理发生的变化。而且不同的任务要求,特别是不同研究,会不断地产生新的监测指标、新的测量方法和新的分析方法。在介绍离心机构成为主的文章中,很难用有限的篇幅介绍生理监测设备的原理和构成,以下主要介绍几种在离心机任务中经常使用的,比较稳定、准确的生理监测指标参数:

- 心电图(ECG) 已经成为离心机运行监测的常规指标。可以观察、分析如早搏、心率不齐等常规心电图的监测指标,以及派生出的其他生理指标,如心输出量的计算等。

- 心率 可以从心电图提取。另外,记录并分析离心机运行中短期心率(HRV)变异,也正在成为HRV研究在离心机运行中应用的新课题。

- 脑电图(EEG) 因为人体在加速度耐力终点,甚至意识丧失状态发生时,从EEG中能观察到明显的变化。所以EEG一直是反映人体受加速度环境影响,生理、心理特征的常用指标。在数字化技术广泛应用后,EEG参数的抗干扰性大大增加,也为分析提供了更多的便利。

- 肌电(EMG) 多用来观察加速度负荷作用下人体肌肉用

力的情况。

- **眼震图 (ENG)** ENG 是监测人体眼球运动的手段之一。在加速度作用影响下,人体的眼球运动能反映出特殊的生理、心理活动。

- **耳脉搏** 迄今反映人体在加速度环境影响下脑供血状态最简单、稳定的方法之一。利用光电原理的传感器,使得测量系统简单且容易被飞行员所接受,对反映脑供血状态的符合率也很高 (84%)^[14],因而是离心机应用中最常见的生理监测指标之一。

- **血压** 也是反映人体受加速度负荷影响发生血液分布变化的一个敏感指标。无创、连续测量血压,特别是测量脑水平血压,能直接反映人体大脑的供血情况,为判别加速度耐力提供重要的生理信息。

- **血氧饱和度** 是反映人体血液中的氧储备情况的生理指标。虽然有研究表明,肢体的血氧饱和度变化对反映加速度耐力终点不很及时,但大脑内的血氧饱和度变化却是监测加速度耐力更直接、敏感的指标。

- **呼吸** 人体呼吸状况间接反映了氧摄取的状况。此外,呼吸参数也能反映飞行员做对抗动作时的情况。呼吸频率或呼吸曲线可以使用热敏或压力传感器原理得到,但对呼吸流率、潮气量值这样的参数测量,使用无阻力型传感器会有助于保持呼吸的原状态,从而保证了测量更准确。

- **体温** 可以同时测量几处的体温。

除此之外,测量脑血流,跨颅多普勒等多种设备也有在离心机上应用的报道,但测量附加机构复杂,测量的重复性也不尽理想。

⑩ **吊篮内信号传输** 吊篮内的各种信号,包括控制信号、技术数据、视频信号和生理信号都需要通过滑环 (滚转、俯仰和主滑环) 传送到控制间。如此多的数据和信号需要占有许多的物理通道来发送。使用数字化技术,使得利用有限的物理通道传输多路数据和信号,而且还大大改善了传输过程中的抗干扰性。

图 3 - 15 为吊篮内各种信号传输系统的原理图。

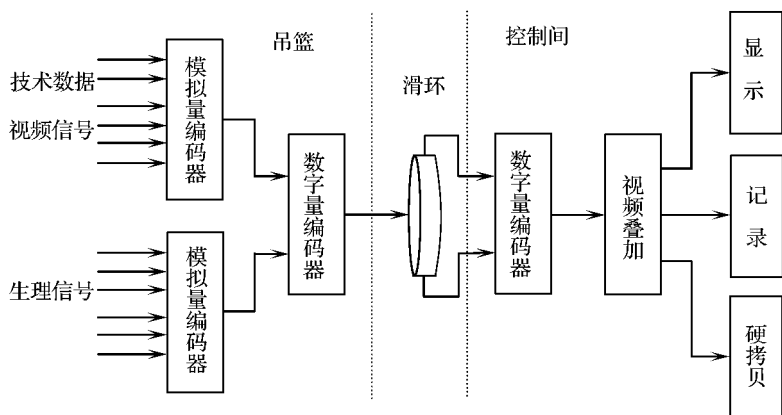


图 3 - 15 吊篮数据传输系统原理图

⑪ 灯靶 灯靶是离心机上测量飞行员视野的测量装置,可以通过灯靶测量,知道飞行员周边视野消失时的角度,从而了解到飞行员的灰视耐力(PLL)、监测学员的心理-生理状态,甚至可以为离心机自动控制提供一种控制输入。灯靶由灯靶体和控制软件两部分组成。

- 灯靶体 安装在飞行员眼部水平的一系列实物灯,其中包括了中心视野灯和周边视野灯(组)。灯靶体本身又分为直条型灯靶和弧型灯靶两种。

直条型灯靶主要用来测量中心视野消失情况和固定角度标准的周边视野消失情况。以前北大西洋公约组织为直条型灯靶专门制定的标准,并将符合此标准的灯靶称为 NATO 靶。图 3 - 16 是 NATO 靶的情况^[4]。

灯靶上安装了直径 2.5cm,亮度分别为 500cd/m² 和 1000cd/m² 的红灯(中心灯)及绿灯(周边灯)。NATO 靶测量的周边视野为 45°。

弧型灯靶也同样设置了红色的中心灯,但它的周边灯是一系列灯泡,灯的数量以及光带的长度和位置都可以具体规定,如每个灯泡之间的夹角为 1°~5°,这样的灯靶就能够测量近乎连续的周

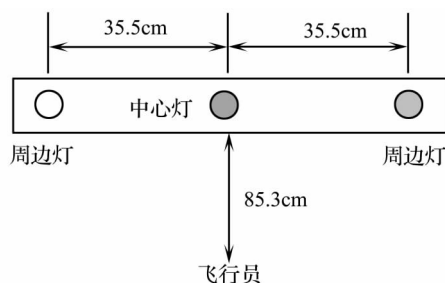


图 3 - 16 NATO 标准灯靶

边视野角度。这种更灵活的设置,结合多种控制模式的灯靶控制软件,使得弧型灯靶为更多的用户(研究性任务)所采用。

• 灯靶控制软件 图 3 - 17 是一种灯靶控制框图。灯靶控制软件使得飞行员能够通过驾驶杆控制发亮的灯泡停留在视野观察得到的角度上,读出此时的发亮灯泡范围的夹角,即为飞行员的周边视野夹角。在医学监护工作站上也安装了模拟灯靶,使监控人员实时地了解飞行员视野变化的情况。

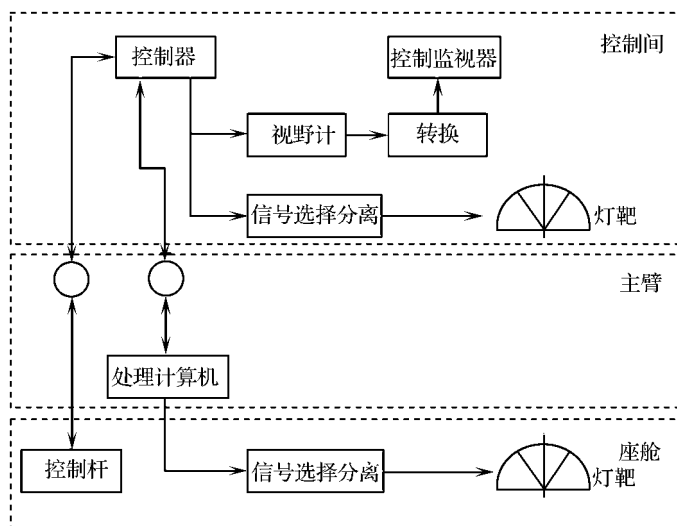


图 3 - 17 离心机灯靶控制原理框图

⑫ **飞行员个人装备** 在吊篮内,座椅侧面安装了连接飞行员个人装备的设备架,用于安装如氧气调节器、抗调器、面罩等装备的连接器。考虑到飞行员个人装备的多样性,设备的形式应该能满足各种适配连接器的安装。

离心机吊篮服务系统中的空气和氧气供给系统为飞行员个人装备提供气源。在飞行员个人装备适配连接器前,安装有压力调节装置,以适应不同压力制度的装备使用。

3. 离心机吊篮服务系统

① **压缩空气供给** 供给系统由压缩机站、缓冲罐、传输管道、气路滑环以及阀门传感器等测控部件组成,主要为以下系统提供压缩空气源:飞行员个人装备;飞行员呼吸;吊篮通风;系统冷却。

图 3 - 18 是向吊篮供气的空气压缩系统工作框图。

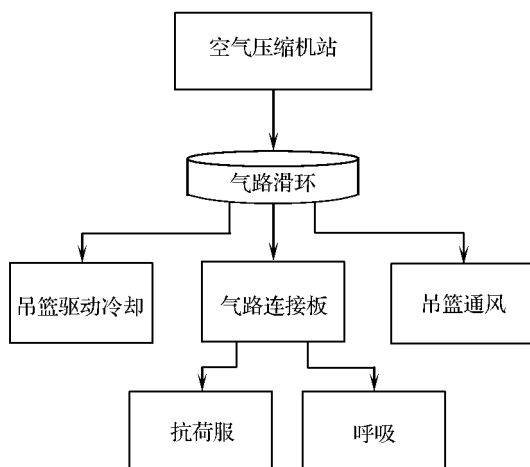


图 3 - 18 向吊篮供气的空气压缩系统工作框图

空气压缩机站的压缩机组向一缓冲气罐供气,以保证供气的流量需求。为了使供气达到一定的清洁度要求,在罐后安装有过滤站,过滤元件包括 过滤器 吸附干燥器 精细过滤器。

经过这些环节的过滤,去除供气中的油充分,达到呼吸空气的

质量要求(按空气中残留水分量和残留油分量的要求)。过滤后的空气再经过活性炭过滤器,将空气中颗粒的大小限制在呼吸空气质量要求以内(如要求在正常压力环境,限制空气中颗粒的大小 $\leq 0.01\mu\text{m}$,且无色无味)。最后,达到要求的供气经过另一个缓冲气罐输送到各个分系统气路。

确定各个分系统气路需要定义以下要求:

- 压力要求——按各个分系统气路的要求各自规定。
- 流量要求——按各个分系统气路的要求各自规定。
- 控制要求——即对供气管理系统的要求,如阀门设置、传感器分布、自动检测和控制要求等。

供气的管理系统可以进入可编程逻辑控制系统管理。在这种设计概念里,整个压缩空气供给系统的状态能够在工程站的工程数据显示器上得到监视和显示。可以通过触摸屏面板对整个系统进行检测、控制和维修。

进入吊篮后的压缩空气通过气路连接分配盘分配,连接盘的主要管道装有减压阀,以控制不同用气连接的要求。主管道的压力、流量等参数可以在记录站上进行监测、测量和数据处理。重要的参数,如主管道压力还可定义进入安全检测系统,压力过低时可发出相应的警告。

② 氧气供给 供氧系统为学员提供呼吸用的氧气。这是独立的供氧系统,系统使用可快速更换氧气瓶,通常安装在配重附近。供氧管路沿着主臂安装,通过一个氧气滑环连接到滚转环上,然后再通过另一个氧气滑环输送到离心机吊篮。与空气供给系统一样,进入吊篮的氧气连接也通过一个连接板,供氧参数也可定义进入安全检测系统,并在记录站上进行监测、测量和数据处理。

供氧系统包括 氧气瓶 减压站 压力传感器 减压阀 开关阀; 氧气调节器等。

在有些离心机设计中,氧气瓶会直接安放进吊篮,省去了管路和氧气滑环的连接,但有限的储氧量限制了氧气使用。使用即时

产氧系统,如分子筛产氧是近年发展起来的供氧系统。在靠近主臂配重的地方设计安放设备的空间,使得能提供更多形式的氧源。

为了保障安全,在氧气系统经过的区域,特别是吊篮内要避免产生电火花。

③ 通风 通风系统用来控制座舱内的温度,并向座舱提供新鲜空气。压缩空气供给系统先将空气输送到吊篮以后,通过两根管引伸到前仪表盘位置的空气喷嘴。飞行员可调节空气喷嘴来控制空气流出的方向和流量。使用吊篮内的环境温度传感器来测量飞行员头部附近的温度。这个信号还用来在控制站监视温度,也可用来控制气流阀的流量和安装在座舱后部的风扇速度,根据温度来调节风扇速度以控制通过座舱的气流量。

④ 信号的采集和传输

- 滑环控制面板 数据、信号传输系统由多路模拟量通道和 32 位数字信号传输通道组成。这些输入按组差动输入,每组分别接地并与其他组隔开。信号传输设备是一个 PCM 系统(脉冲编码调制系统),编码器安装在座舱里,解码器安装在控制间里。

模拟和数字信号在座舱内进行编码。在控制间解码器的输出为信号的原有的格式(模拟量和数字的)。

信号能使用录像机作为文件进行存储和回放(信号存储),作为选择还可以连同飞行员图像一起在屏幕上显示。

PCM 系统是为了放大、采集、传送、存储、记录和在座舱外显示电子数据的多通道测量系统。PCM 系统由两部分构成:一部分用来放大和传输不同的信号,另一部分用于接收和计算数据。

使用 PCM 系统能传输多路不同的参数。对不同的信号,在 PCM 系统内安装了特殊的放大器,这些放大器与信号源匹配(增益、时间常数、AC 放大器、直流放大器等)。数据传输率是在所有通道被使用时的最大值,因此带宽是信道号的函数。

- 编码器 位于吊篮的编码器为传送给控制间编码器的

不同信号装备了特殊的放大器 (AC 信号、DC 信号)。可以更换放大器板和各个放大器以满足不同的信号源。一个主放大器内部最多可以容纳 64 个放大器,分别装在 8 块板上,可以分别进行设定。为了传送到接收器,不同的放大的信号要转换成 PCM 信号。PCM 信号用电滑环传输。有些设计中,还考虑使用光缆设备替代滑环。

• 解码器 解码器是 PCM 系统的接收方,位于控制间内。它接收来自吊篮的数据流,产生模拟量信号。模拟输出缓冲为 5V 或 10V,从模拟输出板分配。

被引导到解码器的模拟输出的信号要通过不同的滤波器(低通、带通、50Hz 噪声等等)。

解码器的操作 解码器和全部 PCM 系统的操作经系统终端完成。系统的很多的参数可在联机操作期间被修改,可以在监视器或在系统终端观察它们的时候对所有参数进行优化。

为了运行 PCM 系统,需要安装了几个工具对“硬件通道”进行监视、记录及计算等,这些工具被叫做“软件通道”,能以和“硬件通道”相同的方法进行处理。

视频存储 所有从座舱记录的数据可以作为文件存储在视频记录器里。在回放模式,可以取同样的数据用于进一步计算。存储的模式和原有的 PCM 模式相同,所以解码器可以按照上述方法使用,可以改变要进行“视频存储”的通道数。通道必须包括“硬件通道”,即数据来自座舱内的 PCM 编码器。所谓“软件通道”是不能存储的(软件通道的特性在以后描述)。在标准状态,可以在 SVHS 视频记录器上存储 4 小时乃至更长时间的数据。

(四) 离心机控制系统

载人离心机运行是靠控制系统来完成的,它不仅操纵所有系统运行,也管理着离心机的所有系统。所有信息汇总到这里,所有命令也由这里发出。所以无论从其承担的任务,还是究其本身的特性、品质,控制系统都是决定离心机整体性能最关键的系统。回

顾几十年载人离心机的发展历史,决定载人离心机性能的最大发展就是在控制系统上,而且在将来的改进发展中也必将成为最主要的发展内容。本节着重从使用者界面介绍控制系统的功能。

1. 离心机运行模式

离心机控制过程大致包括命令生成或输入环节、运算环节和执行环节,见图 3 - 19。而离心机运行模式的选择是在输入环节完成的,输入环节决定运算和执行环节的行为。

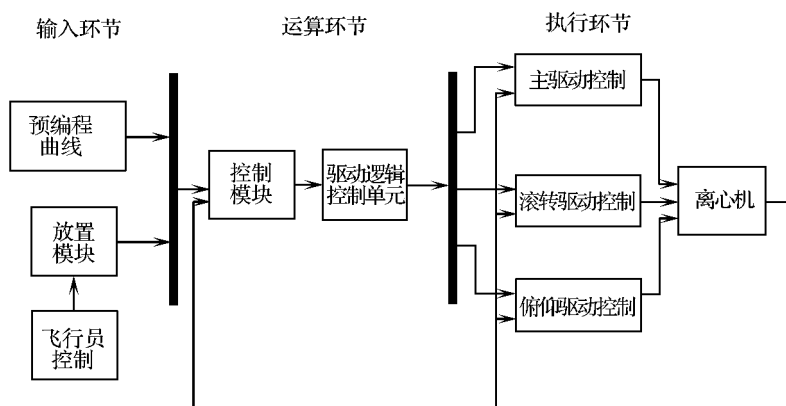


图 3 - 19 离心机控制概念框图

离心机一般是在手动、预编程模式或者在闭环模式下运行。控制系统的基本内容包括一个计算机系统,进行产生、存储、回放、编辑和应用复杂的加速度曲线。编程系统包括一个曲线编辑器、一个彩色显示器和适当的数据输入设备^[1,3,12,15]。

① 手动控制 离心机手动控制是操纵者从控制工作站以手动模式所进行控制。图 3 - 20 是这种控制模式原理图。从图中可以看出,控制回路并没有形成闭环控制。手动控制模式仅用于技术限制之内的维修应用。

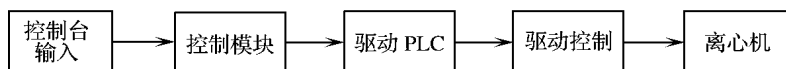


图 3 - 20 离心机手动控制模式原理图

② 预编程控制 预编程控制模式是离心机按照计算机存储的曲线进行的运行模式。图 3 - 21 是这种控制模式原理图。从图中可以看出,控制模块执行的是已经编辑好的曲线,无须再根据离心机的实际运行状态来实时调整控制运行。因为是事先准备好运行模式,所以离心机在这个模式下运行重复性好,易于飞行员鉴定之间的相互比较,多应用于飞行员的耐力检查和其他加速度值及加速度增长率要求相对固定的离心机运行。

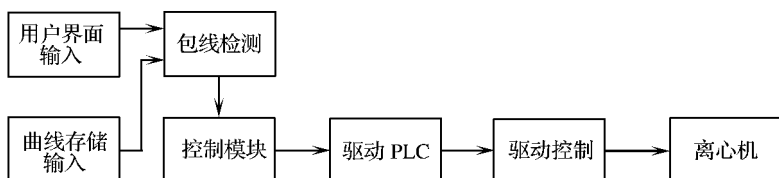


图 3 - 21 离心机预编程控制模式原理图

操纵人员可以从工程工作站或者训练工作站启动预编程性能曲线。用于输入预编程加速度曲线的系统,在需要建立新的曲线时,通常使用缺省值来帮助提供快速曲线定义。在曲线定义过程中,系统只允许输入离心机性能参数设计范围之内的加速度参数,而且为安全起见,对加速度限值参数的修改设立了重复确认过程。

下列参数可以在预编程模式下编辑加速度曲线时进行设定：

- 基础 G 值水平。为了减轻 Colioris 加速度影响,也降低驱动负荷,增加加速度增长率要求的性能,在离心机正式运行前,让离心机先上升到一个较低的 G 水平,一般在 (1.1 ~ 1.6) G 范围之间选择。

- 设定加速度平台水平,即从基础 G 值到目标 G 值。G 值的增减可按照设计的加速度基本步长值,如 0.05G 进行设置。

- 设定到达这个目标加速度值所需要的增长率或时间(要换算成加速度增长率)。

- 设定在目标加速度平台停留的时间长度。曲线编辑设计

为时间增量步长设定最小值,如 $(0.5 \sim 1) \text{ s}$ 。

- 下降到下一个加速度平台水平。
- 设置加速度下降率。
- 设置在运行中所能允许出现的最大 G_x 、 G_y 和 G_z 范围。

预编程曲线的使用有两种形式 按照任务要求编辑运行加速度曲线和调用以前编辑好的加速度曲线。

曲线编辑器(编辑模式)是创建新的加速度曲线和修改现有加速度曲线的软件工具,是在工程工作站使用“曲线编辑监视器”和适当的数据输入设备,比如键盘和鼠标“脱机”完成。每条加速度曲线包括平台段和过渡段(加速度增长/下降)。图 3 - 22 是一种曲线管理器界面的例子。这些平台段和过渡段可以通过简单敲击曲线管理器图形用户界面(GUI)的相关区域进行调整。

曲线编辑器还可以用于设定闭环模式下的飞行包线。修改完曲线后,曲线管理要检查所有的内容不超过限制。当确认所有内容后,曲线编辑器允许操纵者通过曲线选择窗口存储曲线。

离心机在预编程曲线模式下运行时,预编程曲线描述了加速度的轨迹(加速度值、增长率和离心机运行时间)。这表示,在进行这样的曲线运行时不改变发生加速度的变化(除非启动“正常停机”、“医学停机”和“紧急停机”等停机程序)。

简便地使用曲线编辑器的图形用户界面可以帮助操纵者快速地生成曲线:

- 用户通过可定义的缺省值,能逐段快速生成曲线。
- 定义每段曲线后,软件要检查每段曲线是否超出设计限制,如果不超出限制,要显示适当的信息。
- 在曲线定义完成以后,系统再次检查曲线,并显示“曲线在设计限制之内”(这表示曲线已经准备好可以进行离心机运行)。
- 根据计算机硬盘容量,分级文件系统存储多条加速度曲线,对这些曲线可以进行选择、修改或者直接用于离心机运行。
- 每条曲线有多个描述符(需要定义)来命名。

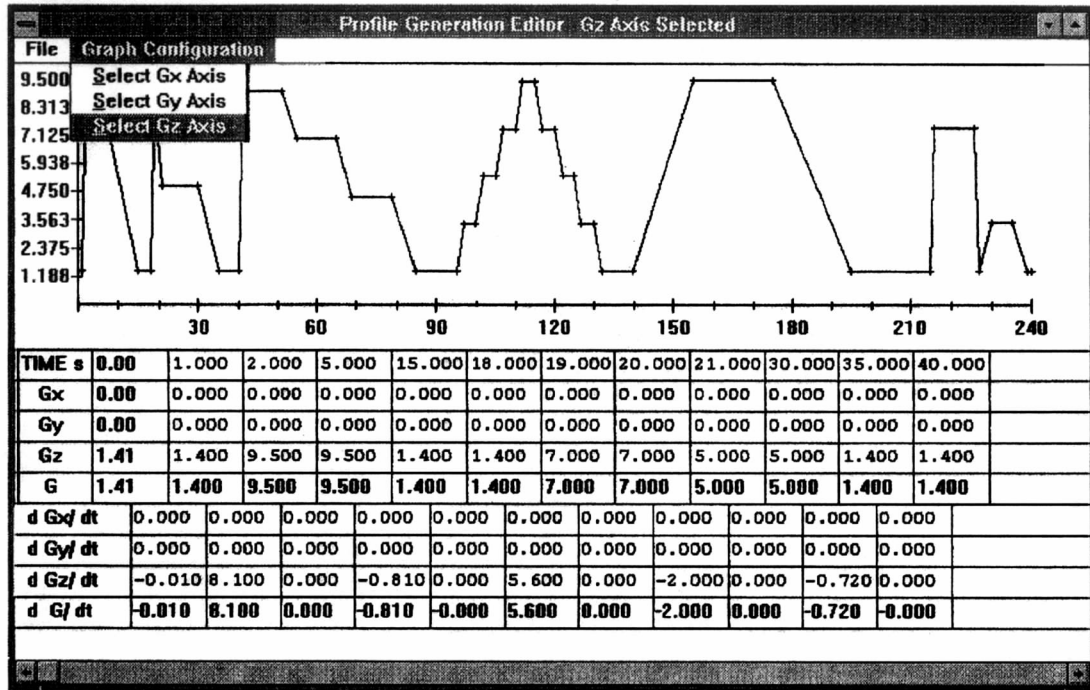


图 3 - 22 离心机预编程控制模式图形界面

一条曲线包括几个阶段,每一段可以是恒定的加速度值, G 增长/下降或从一个轴向另一个轴转换。在产生曲线过程中,缺省轴(主轴)为 G_z 。可选择的最小 G_z 值为基础加速度值,如 $1.4G_z$ 。

使用曲线编辑器,操纵者还必须决定选用线性增长/下降曲线,还是非线性增长/下降曲线。

可以达到的最大增长/下降率取决于设计限制,如主驱动的最大扭矩、滚转和俯仰驱动。所以,可以达到的最大增长/下降率与操纵者选择要达到的 G_r 值密切相关。例如,以 $10G/s$ 最大平均增长率从 $1.4G_z$ 上升到 $2.0G_z$ 是达不到的。在曲线编辑中,所选择的参数超出了设计参数值时,操纵者会看到(超出设计参数的)信息。参数将会自动减少到设计限值以内。

为对编辑完成的曲线进行确认,有些设计还提供了加速度曲线编辑的动态模拟功能,即按照编辑输入的加速度参数转换成离心机运行各个轴向的角度、角速度变化,并用动画的形式表现出来。这虽然不是曲线编辑器必须的功能,但会帮助更直观地确认编辑的角加速度曲线。

③ 闭环控制 闭环控制是根据控制输出反馈来调整的控制方式,是实时控制系统。图 3 - 23 是离心机闭环控制的原理图。

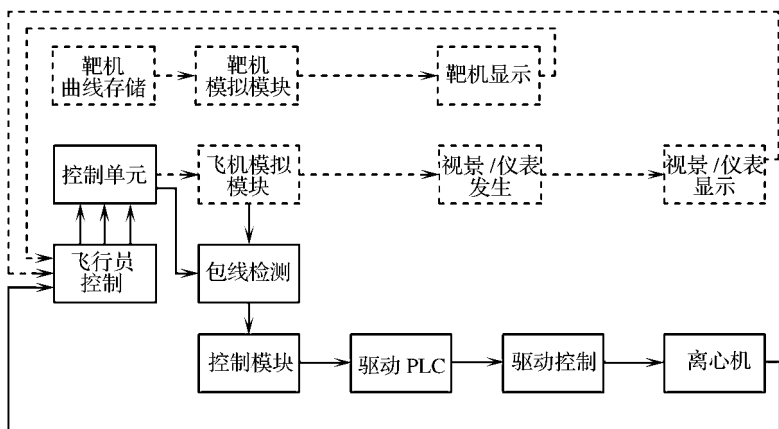


图 3 - 23 离心机闭环控制模式原理图

从图中可以看出,离心机输出反馈给飞行员,由人根据本身的判断来决定下一步控制动作。这种闭环控制方式也称为“人在控制回路 (man-in-loop)”控制方式^[15]。

图中的虚线是在有飞行模拟要求时对飞行员形成视觉刺激的信息回路,它们为控制行为提供参考。

在闭环模式下运行时,吊篮里的飞行员是通过控制驾驶杆、油门和蹬舵等控制单元来控制加速度和加速度增长率的。产生的加速度和加速度增长率靠预先编程的性能包线来限制。

从工程工作站选择闭环控制操纵,也可以进行控制杆的选择操作。从形成控制回路上看,位于工作站的操纵者也可以用位于工作站的操纵杆控制离心机运行,只不过离心机形成的过载负荷不对操纵者造成本体刺激。所以,在工作站用操纵杆进行闭环控制多用于测试目的。

在工程工作站利用曲线编辑器(如前描述)来定义闭环运行。在这种情况下,操纵者在定义性能包线之前要选择“闭环曲线”。记录系统记录的闭环运行的运行参数可以转换为加速度曲线存储和回放。利用这项功能,可以将实时控制的闭环运行曲线转换成预编程曲线并定义性能包线。

在工作站可以对下列参数进行定义:

- 最大加速度增长率/下降率。
- 作用在飞行员身上加速度 G_x 、 G_y 、 G_z 的最大范围。
- 从基础 G 值到可达到的最大 G 值。

离心机在闭环模式运行期间,按以上设定形成的闭环模式曲线将成为离心机运行最大性能包线,控制系统将操纵控制杆产生的加速度和增长/下降率减少到此包线范围之内。

靶跟踪控制 在利用闭环模式的运行中,靶跟踪控制模式是其中的一个特殊应用。所谓靶跟踪,是利用飞行员控制驾驶杆移动瞄准镜跟踪座舱屏幕上的靶机或靶机符号来完成加速度模拟任务。

靶机的运动产生可以借助预编程加速度曲线。靶机在屏幕上

的移动以选定的加速度曲线为参考,只要完成跟踪靶机的任务,就相当于跟随加速度曲线运行。这样的任务要求比较接近实际空中的跟踪任务。

靶机的运动还可以实时生成,即由另外的控制源,如由位于工作站的飞行教官控制靶机的运动,由离心机座舱内飞行员用瞄准镜追踪屏幕上的靶机。这样的任务要求更接近实际空战格斗的情形。

靶跟踪任务的产生,还根据对靶机的显示要求。如果任务要求在跟踪的过程中要表现出靶机的速度、高度、姿态等特性,则需要实时解算靶机的飞行参数、和跟踪机的位置关系以及和地貌的关系等,这样才能使跟踪的感觉更真实。如果只是在概念上的跟踪靶机,则靶机控制只要做简单的显示运算就可以达到目的。一般来说,前者的任务要求多用于飞行模拟训练,而后者多用于加速度耐力的检查和评价。

与靶机显示要求相对应,由飞行员操纵的离心机运行控制也要区分是否采用在控制环节中加入如解算飞机方程、空气动力学方程、人体感知觉模型等环节。如果任务不强调感觉的真实程度,仅以产生加速度为目的,就无需在控制靶机、离心机的环节中加入复杂的解算过程。

由于有训练任务的要求,控制系统设计允许将闭环控制模式内部连接到训练系统,并按照用户的需求提供后续的模拟应用拓展^[12]。

④ 吊篮运动模式 在有的设计中还另外定义了吊篮运动模式,它其实不是一个独立的运动模式,只是在以上所述控制模式中的一个特例,即在这种控制模式下,离心机主臂不运动,仅吊篮系统发生运动。设置这种模式的目的是应用于调试和演示等任务。

在预编程模式下进行吊篮运动模式控制,需要设置主臂静止时吊篮的滚转/俯仰曲线,产生分离的、复杂的预编程曲线,它可以在主驱动不运动的情况下控制滚转和俯仰运动。这样特殊的曲线

在曲线编辑系统中要有适当的标记与其他曲线区别开来。

对这类曲线段可以通过曲线编辑器设定下列参数：

- 驱动设计限制以内的滚转和俯仰速度。
- 设计限制范围内曲线末期的滚转和俯仰角度。
- 恒定角的持续时间。

在闭环模式下进行主臂静止的滚转/俯仰闭环运行,同样需要产生分离的预编程性能曲线,但它的意义是定义主驱动不运动情况下的滚转/俯仰速度和角度的包线。同样,这样特殊的曲线也要有适当的标记。

这类曲线的下列参数可以进行设定：

- 可以达到的所需最大滚转和俯仰速度(取决于驱动的设计限制)。
- 可以达到的所需最大滚转和俯仰角度(取决于驱动的设计限制)。

在启动这种特殊闭环模式之后,利用吊篮内的驾驶杆或位于工作站上的控制杆都可以控制吊篮的滚转/俯仰速度,或者滚转/俯仰角度在设定的包线内的运动。在选择控制模式的菜单中,设立了选择哪个控制杆参与控制的选项。

⑤ 动态飞行模拟(DFS)控制模式

动态飞行模拟是高 G 增长载人离心机所特有的功能,它可以进行高性能战斗机的生理和物理学方面的飞行模拟。从控制形式上看,DFS 控制模式也是闭环控制的一个特例。选择 DFS 模式意味着,在实时控制的环节中要加入复杂的、与真实飞机相关的解算过程和协调人体感受的感知觉算法。而且在控制回路上,又增加了与本体刺激相关联的视觉刺激回路的控制。DFS 控制模式的包线设定和闭环模式的一样,但其他控制环节的设定,包括与控制相关的测试和调整都另外在专门从事训练任务的训练工作站上进行,DFS 控制模式以内部连接的形式提供给离心机控制系统。

动态飞行模拟包括一个综合的飞行模拟系统,由控制硬件和软件、视景发生、显示系统,以及离心机代表的飞机和靶机的飞行

模拟软件所组成。其中飞行模拟软件可以应用不同的飞机类型与飞机数据。

飞行模拟软件以六自由度飞机模型为基础,反映了实际飞机的正常操纵、机动性和可控制性的特征,如盘旋、加速、角运动和不同飞行模式下的飞行特征。因为载人离心机的运动平台为三自由度运动平台,所以由飞机运动转换成离心机运动需要采用特殊的、复杂的飞行员控制算法,以避免和抑制因离心机与座舱运动而产生的不可接受的影响。图 3 - 24 为 DFS 控制模式的概念框图。

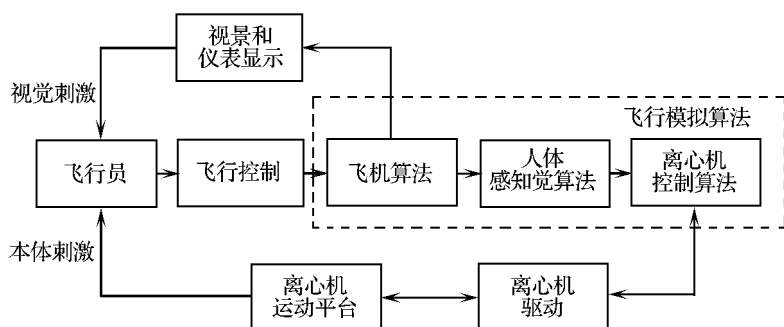


图 3 - 24 DFS 控制模式的概念框图

选择 DFS 控制模式先要选择离心机在闭环模式下进行运行,并和闭环模式一样设置离心机加速度性能包线。飞行员在座舱中通过控制单元(杆、油门、舵)使飞机在性能包线内运动(并且因此产生作用在他自己身上的重力惯性力),尽可能真实地再现实际飞机操纵和机动性的控制能力,提供相应的稳定能力和控制能力的特征。控制离心特定飞机类型的训练系统中,平显仪表显示、控制杆(中心杆或侧杆)和椅背角可以容易地进行调整,以便进行不同飞机的飞行模拟^[7]。

另外,下列特征也是动态飞行模拟系统的一部分:

- 现代战斗机的模拟座舱包括合适的飞机仪表板、控制指示器和可调节的飞行员座椅(模拟弹射座椅)。座舱可以根据不同训练目的、不同的飞机种类进行再布局。

- 视景系统包括座舱内实际窗外视景显示系统 (OTW) 和全功能下显仪表、窗外视景发生软件 (包括普通地貌数据库、平显 (HUD) 和提供的靶机) 以及飞行仪表。

- 控制软件包括三个主要内容:飞机模拟、人体感知觉算法和离心机控制算法。

- 内部通信和音响模拟系统支持训练及模拟能力。

在需要显示靶机的飞行模拟任务中,在视景上显示一个模拟的靶机,飞行员通过控制座舱内的驾驶杆将靶机调整在平显范围内,以此给高 G 训练人员提供更真实的飞行环境。模拟靶机运动可以由以下方式进行控制:

- 预编程模式——靶机根据预编程或用户定义的曲线进行运动。

- 交互模式——靶机运动由飞行教官在工作站通过控制杆实时控制,飞行教官可以观察到学员所经受的加速度值以及飞行状况。

无论是飞行模拟经历的任务数据还是靶机飞行的运动数据 (交互模式) 都被记录系统记录、存储,用于分析或产生新的靶跟踪曲线。与普通闭环控制不同的是,一部分有关靶机运动的调用和编辑是在飞行模拟训练工作站完成的。

记录的任务数据 (飞行轨迹、控制输入、飞机状态、声音通信、视频图像等) 还可用于形成训练报告,以及对飞行员模拟飞行动作的评价。

在实现动态飞行模拟控制的过程中,因为控制环节复杂和对实时处理的要求高,需要在飞行模拟任务形成的初期对运动和操控感觉全面地进行主、客观的测试和评价,包括飞行员对几种飞行模拟概念的客观测试,如飞机操作、功能和动态特性。因此,由人员进行评定是载人离心机动态飞行模拟控制功能调整的一个必须的环节。

统一飞行员的视觉和运动的本体感受,是控制、调整离心机动态飞行模拟功能中运动感觉的主要内容,这对飞行员能否接受离

正常停机可以自动启动(预编程控制情况下)、由飞行员决定(闭环控制模式情况下)或离心机操纵人员用正常停机按钮启动。正常停机使用的是常规的减速系统。

在正常停机模式中,所有驱动将减速(自动控制),离心机(所有驱动)将自动停在停机位置。正常停机的包线是预先在控制系统内规定好的,内容包括:

- 下降到 G_z (一般是基础 G 水平) 的水平,然后由这个 G 水平再下降到完全停止。

- 下降到基础 G 水平所采用加速度 G_z 的下降率,目的是防止过快的下降对飞行员造成不适。

- 停机过程中所允许出现的 G_x 、 G_y 值是为了控制停机过程中的吊篮姿态。完成正常停机模式还表示控制回路和主控计算机的工作状态良好。

② 医学停机模式 医学停机模式,是由负责飞行员的生理监测医生根据观察和系统提供的有关飞行员生理状态的警告而启动的停机程序,是一种用手动控制终止离心机运行的非正常停机手段。在飞行模拟任务中,飞行员释放驾驶杆上的能动开关也被视为启动执行医学停机程序。

与正常停机模式不同的是,在医学停机模式中滚转和俯仰驱动由机械制动停止在现有位置上,离心机主驱动按预先规定的下降率减速(自动控制)。离心机自动停在停机位置,在从基础 G 水平到完全停机的时间内,滚转和俯仰驱动将回到“0”位(自动控制)。如果一个或多个轴驱动发生故障,吊篮将在轴制动提升后用手动控制回到安全位置。

离心机设计将保证在医学应急情况下,将被试者快速、安全地移出并送到救护间抢救。为了赢得时间,有的控制设计还要求在医学停机过程中,同时释放离心机联锁系统,如解除建筑和舱门的锁定状态,便于救护人员尽快到达飞行员身边。

③ 紧急停机模式 紧急停机是一种基于系统出现故障,而由操控人员手动或监控系统自动启动的紧急制动程序。紧急停机

的包线也是预先设定的,但它的控制是以不对飞行员造成附加伤害,而不是造成不适为原则,尽快让离心机停止下来。

离心机(主臂旋转)将由安装在机座上的机械制动系统提供制动。滚转和俯仰驱动也被机械制动系统制动,并停留在现有位置上(保证合成加速度在以后的动作中不再增加)。在紧急停机过程中,离心机不下降到基础 G 水平停留,而是直接下降到完全停机状态。在离心机停机后,滚转和俯仰驱动自动回到“0”位。如果一个或多个轴驱动发生故障,吊篮将在轴制动提升后用手动控制回到安全位置。

紧急停机使用的制动系统是基于所有驱动系统动力不能提供的情况下,而使用不间断电源(UPS)和另外独立制动系统。紧急停机还应该能在整个离心机建筑突然掉电的情况下自动启动。

④ 快速停机模式 严格地说,快速停机不是一个独立的停机模式,而是正常停机的一个特例,即启动快速停机的前提也是驱动供电和控制都正常的情况。它的目的是满足在正常运行状态下的尽快停机要求,离心机直接下降到完全停机状态而不在基础 G 水平停留,多应用于无人的维修为目的的任务。

执行快速停机模式时,控制系统控制主驱动减速,并协调制动的制动力矩。轴驱动将独立锁定在当前的角位置上,直到离心机停机后再自动地、匀速地将吊篮送回到初始位置。

3. 轴控制

这里的轴控制是指对滚转、俯仰驱动的控制,由轴控制器执行滚转和俯仰伺服驱动的控制和监视。图 3 - 26 是这种控制的原理图。

在离心机运行中,轴控制器经高速传输界面从主控计算机接受指令值(旋转角、角速度和角加速度),并根据特殊设计的控制算法为伺服驱动提供控制命令。在图 3 - 26 中还可以看出,滚转和俯仰运动控制计算机,使用共享的命令数据,目的是协调滚转、俯仰运动控制。两个轴控制计算机相互监视彼此出现的偏差,并指示硬件和软件的状态。

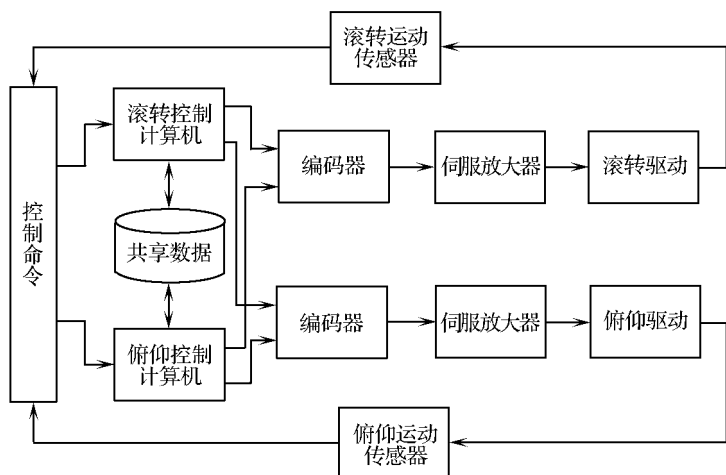


图 3 - 26 轴控制原理图

安装在滚转、俯仰轴上的角位置传感器指示实际位置，另外的测速器指示吊篮系统每个轴的实际速度。

控制系统监测以下这些参数和信号：

- 可达到的最大的驱动角加速度、角速度和角度。
- 输入指令值（相对于暂停和限制）。
- 从伺服电子部件收集故障信号。
- 驱动的温度。
- 联锁信号。

在发觉超出系统允许状态时，自动启动紧急停机程序。

轴控制的硬件包括一个工业总线系统，并使计算机处理器及其相适应的、能在复杂计算中保证高性能接口板来完成命令的接受和传输。所有被监视的设计限制是按设计计算预先设定的，为防止非官方改动而固化在协调存储器里。

轴控制器除控制轴运动以外还负责监测轴运动的安全状态。在离心机运行前（静止时），控制系统将执行对各个轴制动系统的自动检测。当探测到制动系统出现故障时，轴控制器将产生一个脉冲信号来告知离心机不能启动。这个探测过程一直延续到整个

离心机延续过程,探测到的任何制动系统故障都向所有分系统发出应急停机信号^[17]。

4. 离心机控制台——工作站

位于离心机控制间内的控制台具有控制离心机运行、监控离心机飞行员和设备系统、进行通信联络、记录各种运行参数等功能,是监控人员与离心机系统人一机对话的窗口。控制台由承担不同工作任务的工作站组成。图 3 - 27 是一个典型控制台的例子。对有飞行模拟功能的载人离心机,在控制台中还设有具有飞行模拟控制功能的训练工作站。工作站之间的数据信息通过计算机网络联系,音频系统管理工作站之间以及与吊篮之间的通信联络^[1,3,12,15]。

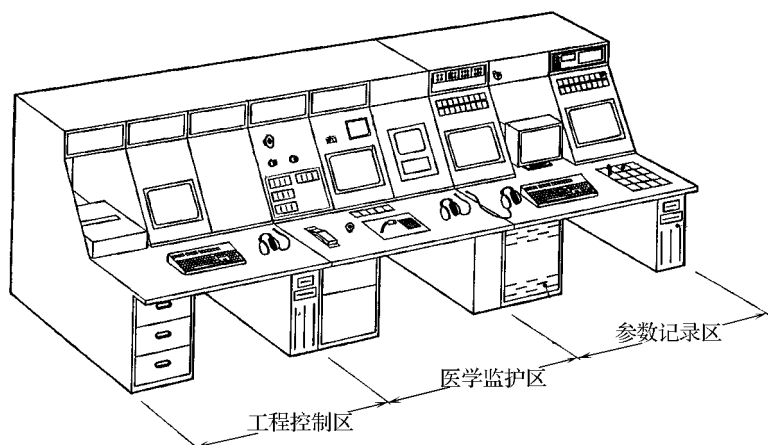


图 3 - 27 离心机控制工作站

① 工程工作站 离心机操纵人员进行离心机运行设置、选择运行模式、控制运行过程、监测离心机各个系统状况的控制台区域。概况地说,控制台的设备使得操纵者能够控制和管理整个离心机系统。工程工作站上的基本设施包括:

- 离心机运行曲线监视器。
- 硬线连接的后/止按钮和紧急停车按钮。

- 通信系统包括麦克风和扬声器,管理工作站之间,以及与吊篮内飞行员之间对话。

- 视频监测系统,操纵者可以观察离心机吊篮内和离心机建筑内关键区域的情况。

- 离心机安全管理系统在工作站上显示所有的重要技术参数,告诉操纵者所有系统的现有状态。

- 运行模式选择开关可以使所有运行模式在工作站上进行选择。

- 控制计算机外设,包括键盘、鼠标、技术数据监测监视器、人一机对话监视器等。

可在工程工作站进行的控制：

- 设定离心机运行加速度参数的包线。
- 选择运行模式。
- 设置停机模式包线要求。
- 编辑调用离心机运行曲线。
- 管理离心机辅助系统工作,如管理冷却系统、压缩空气供给等。

- 监测各个分系统状况,只有各系统条件允许,离心机才可以运行。

- 监视离心机及其建筑内关键区域的情况。

- 离心机维修的有关操作。

② 医学工作站 监护、评价吊篮内执行任务飞行员生理状态、控制由飞行员生理因素影响离心机运行的控制台区域。

医学工作站的基本设施包括 :离心机运行曲线监视器 ;生理监测计算机及其外设 ;生理信号监测显示 ;生理限值设置 ;视频监视器监视吊篮内飞行员的状态 ;光靶显示器检查飞行员视野状态 ;音频通信系统 ;录像机 ;“预备启动”按钮 ;医学停机按钮 ;生理限值信号设置开关。

可在医学工作站进行的操作包括：

- 设定离心机运行需要的加速度“生理包线”。为了增加安

全性,在医学/训练站设有独立的电子装置调节 G_x 、 G_y 、 G_z ,调节值须征得生理人员的同意。在非常复杂的调节系统中出现故障的时候,这些独立的电子设备作为最终的安全系统保证不超过选择的加速度值。

- 选择需要监护和显示的生理信号或参数。
- 观察飞行员的生理状态和行为。
- 记录生理数据,并用数字和图形显示的形式表现出来。
- 观察、记录飞行员的行为状态(视频记录)。
- 与飞行员通信联络。
- 评价飞行员的生理状态,完成事后的评价报告。

③ 记录工作站 设定、记录所有离心机运行有关参数的控制台区域,上面装备了记录、存储和在离心机运行中计算所有试验数据的设备。

记录工作站的基本设施有:“运行曲线”并行监视器;记录控制计算机及其外设;控制监视器;存储设备;视频监视器;视频记录设备;参数、数据测量系统,包括实时和脱机分析;数据管理系统;输出设备包括软、硬拷贝;通信联络系统。

在记录工作站进行的重要操作包括:选择并设置要记录的参数;所有记录参数、数据的管理和回放;特定参数脱机分析和评价;需要用户的开发;安全记录和管理。

④ 动态飞行模拟/训练工作站 DFS 工作站是控制台中的一个独立的特殊区域,因为它是在动态飞行模拟控制模式下完成设置、控制、显示、记录等一整套操纵。可控制台区域包括以下几个方面。

- 控制功能区域:设置飞行任务加速度包线;设置飞行任务、调用飞机模型、飞行航线设置、飞行姿态初始化、飞行控制状态初始化;飞行任务演示飞行;设置及控制靶机运动;控制视景、地貌、仪表显示;启动离心机运行;利用控制单元控制离心机运行;正常和紧急停机控制。

- 控制区域安装的主要设备包括:DFS 控制计算机及其输入

设备；

控制单元，如模拟控制杆、模拟油门；飞行控制转接开关 正常停机按钮 紧急停机按钮 通信设施。

- 显示功能区域：飞行员监视器 视景监视器 靶机运动监视器；飞行仪表显示；飞行轨迹（水平和垂直）及飞行数据显示。

- 记录功能区域：飞行数据记录（联合记录工作站）；飞行任务加速度过载记录；飞行任务评价系统。

因为动态飞行模拟是针对某一种特定飞机开展的，所以开发不同飞机的飞行模拟功能，转换成能在离心机上运行的控制指令也是更广泛应用离心机动态飞行模拟控制功能的重要方面。有些设计注意到了这一开发需求，在动态飞行模拟工作站区域也设置了开发、调试不同飞机模型开发平台和相应的硬件。具备一定开发、应用飞机模型能力已经成为在离心机上开展飞行模拟实际应用的一个新课题。

飞行模拟控制台只是离心机动态飞行模拟实施控制界面的一部分，在离心机应用发展介绍中还要详细介绍动态飞行模拟的功能。

5. 计算机系统及其网络

计算机技术是载人离心机发展借助的重要手段之一，无论是从控制精度，还是从系统响应要求、安全控制的多样性等诸多方面都离不开计算机技术的支持。可以说，计算机技术是离心机应用的重要基础。

不同的离心机设计，会按照承担任务的不同规定使用不同的计算机系统和使用什么品质性能的计算机系统。随着近年计算机技术的迅猛发展，以前使用的工控机和计算工作站的系统，如图形/图像显示系统都可以用个人微机所替代。

① 计算机系统结构 任务要求决定了计算机系统结构。对常规的离心机任务来说，按照功能计算机系统可分成以下几种。

• 控制计算机

其主要作用包括控制三个轴向驱动算法、管理协调各种控制模型计算、判断各种逻辑控制、监测系统状态及检查各类限值等。

- 启动和数据管理计算机

记录了所有系统状态,在每次开机/启动前检查、准备所有相关的分系统情况,按照调整好的状态为离心机运行提供可使用的平台环境。有的设计将这部分计算机归纳到控制计算机系统中,但单独分离出此类功能计算机有助于保障安全和系统管理。

- 图形用户界面计算机

功能是提供按照使用者要求开发的、与控制系统进行人一机对话的软件环境。除了管理、调用、设置等一系列系统要求功能窗口界面外,按照使用者需求提供图形界面是图形用户计算机使用的一个特点,也使得和系统设备的联络更丰富、灵活。

- 数据采集计算机

其作用是采集、管理系统需要的各种物理、生理参数和数据,并提供控制、监测和记录使用。

- 视景计算机

是为产生吊篮内视景而设置的计算机系统。它的作用主要包括:需要设置显示的品质;协调、调整不同显示通道图像(多通道视景显示系统);计算离心机和视景的运动关系;显示靶机;根据大气模型计算显示不同的气象条件等。

- 仪表计算机

按照模拟飞机要求提供各种飞行仪表,如平显(HUD)、下显(HDD)及主要和次要飞行仪表等。所有仪表显示变化与离心机运动及其控制相对应,并与实际空战飞行的仪表变化相一致。

- 飞行模拟计算机

是为离心机动态飞行模拟功能特别建立的计算机系统,主要特点是实时处理解算各种模型参数和方程,其主要运算包括:飞机运动方程;飞机的空气动力学参数;大气模型参数;控制单元(杆、舵、油门、开关、按钮等)和运动的对应关系;飞行航迹;靶机运动和姿态等。

图3-28是一个离心机计算机管理系统管理结构图,虚线连接表示的是紧急停机连接。

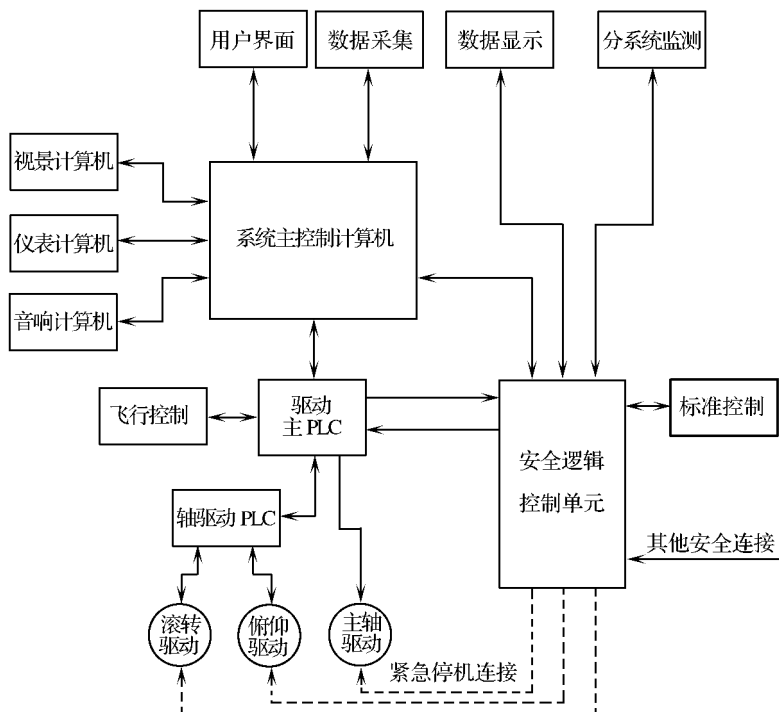


图 3-28 离心机计算机管理系统结构

图中系统主控制计算机系统处理包括了控制逻辑、控制模型、模拟飞机模型、靶机模型等内容,标准控制为安全逻辑控制单元提供判别标准。所完成的任务包括:

- 在工程师工作站完成图形用户界面 (GUI) 通信、产生预编程曲线、定义和监视闭环曲线包线、存储、回放和选择曲线。
- 启动检查计算机准备离心机运行, 在 GUI 和在线操纵时执行必要的检查。
- 数据采集系统计算机支持在线显示加速度曲线, 由操纵者选择曲线, G_z 控制曲线在曲线编辑监视器和运行曲线监视器上显示。在离心机运行中, 实际曲线以不同的颜色叠映在控制曲线上, 向生理人员提供实际的曲线状态。

- 预编程曲线模式中产生驱动控制值,在闭环模式(控制杆操纵的 G_z 将被简化成闭环包线曲线)产生闭环模式的限制指令值,将指令值传递给轴控制器和主驱动,并控制驱动。

- 解算飞行模拟的一系列模型参数,并转换成控制指令提供给驱动主控制单元。

- 按照飞行模拟计算、支持如视景显示、仪表显示、靶机运动计算和显示、模拟飞机音效等项飞行模拟需要的任务。

- 利用安全逻辑控制判断所有分系统状态是否导致启动应急停机程序^[1,3,12,15]。

② 计算机系统网络 离心机网络系统是连接计算机、逻辑控制单元(PLC)、驱动及其他执行机构,以及各种传感器之间联系的系统。一般常用的网络连接形式包括常规的以太网(Ethernet)和总线连接形式。

离心机计算机网路设计原则:

- 能够为不同分系统提供技术通信连接。
- 满足时间限制要求,保证运算速度和系统控制响应品质。
- 在通信节点以及传播信息内容增加时,网络系统能提供足够的扩展支持。

- 控制网络电缆连接的长度。
- 考虑经过滑环对网络的影响。
- 尽可能多地采用货架产品。

计算机网络分类:

由于网络的主要功能是传递信息,而一些复杂的运算如闭环控制运算需要实时处理和传递运算信息,所以以实时传输信息为目的的网络,即实时网络应运而生。实时网络传输必须满足时间限制要求才能保证运算速度和系统控制响应品质,所以不能对所有信息都高速传输。对那些不需要实时处理的信号,如已经计算用于显示的信息就不需要占用高速的传输通道,而是用另一个网络传输通道传输这种用于系统服务类的信息,即采用所谓服务网络。两种网络之间都使用了网络开关连接,这种在逻辑和物理上都彼此独立的网络设

计,既保证了信息及时传输,也避免了彼此的干扰。

实时网络和服务网络都是按功能划分命名的网络,在物理设置上它们都以标准的以太网为基础。现今的以太网技术已经是很成熟的网络技术,完全可以保证 100Mbit/s 甚至更高的网络传输速度,广泛应用于个人微机的计算机系统。对有更高的时间限制要求的以太网,如实时网络,使用网络开关 (Switch) 是一项已经证明很有效的技术,虽然它基本的用途是克服带宽的瓶颈问题。

在有些设计中,为一些特殊需求而设置了独立的局域网络,如专门为视景显示和运动同步要求设置的视景网络,为传输内部数据设置的内部数据网络等都是为保证具体功能品质要求而设立的网络,而且都是以成熟的网络技术为基础。

图 3 - 29 是一个离心机应用网络的例子。图中的实线代表实

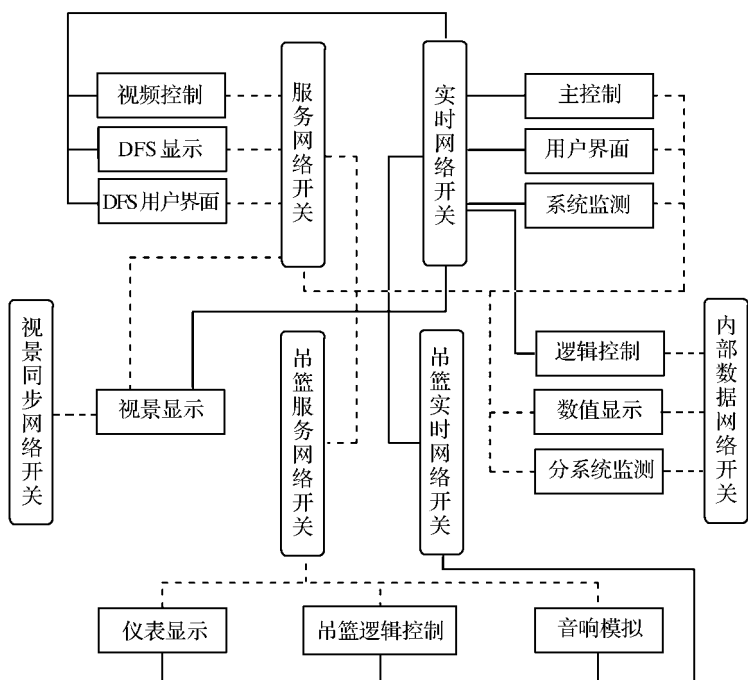


图 3 - 29 离心机应用网络结构

时网络连接,虚线代表服务网络连接。比较计算机结构图的例子,可以看出这种网络结构在计算机系统结构中的相互关系^[1,3]。

6. 离心机各种数据的采集、控制与记录

① 数据采集 前端数字化是现代数据采集经常应用的手段,特别是向载人离心机这样的应用环境,要使用有限的物理通道完成更多的信息传递,数字化是最理想的方法。此外,数据采集数字化还减少了数据传输过程中的干扰环节,提高了参数的抗干扰性,而且更利于数据的实时分析。在设定数据采集时,用户要规定数据的采样率等性能参数。

② 数据传输控制 在离心机吊篮环境和设备章节中,信号的采集和传输已经有过介绍。靠近记录工作站安装了滑环面板和座舱内的仪表板对应,可以通过在滑环面板的连接,实现信号传输通道的对应。需要补充的是,在一些数据传输中,特别是控制数据的传输中,越来越多地采用光纤传输技术。

③ 数据记录 离心机记录工作站专门负责记录各种数据和参数,用于实时显示或脱机分析。记录手段包括计算机硬盘记录、计算机光盘存储、计算机硬拷贝(绘图或打印输出)等。数据的管理,除了离心机操纵的要求外,用户可以自行根据使用要求建立管理数据库。需要注意的是对各种故障记录的管理。

(五) 离心机的安全系统

载人离心机作为能产生高过载的、供飞行人员使用的地面设备,其安全无疑是最重要的问题。离心机更广义的安全概念范畴不仅包括了人员安全、设备安全,还应含概离心机使用、特别是飞行模拟功能使用可能发生的负效应影响问题,这已成为现代载人离心机安全使用的新课题。本节着重介绍离心机设备系统本身的安全防护。

1. 安全系统和安全防护等级

现代载人离心机的高性能使得对设备有更高的安全要求,采用独立、多裕度并且是技术成熟的安全措施也是提高系统设计安

全可靠性的一个原则。所谓多裕度概念,是指对一个或与之相关的关键部件建立多重的防护措施。这些防护措施按照等级的不同,分别在不同的环境条件下发生效用,并尽可能地覆盖所有可能发生的环境条件。此外,分出安全等级的另一个意义,是按照安全等级决定关键部件向使用者的开放程度。

① 机械系统的安全防护 按照防护等级包括了软件防护、电防护和机械防护三层裕度的防护。图 3 - 30 是这三层防护的等级概念。从图中可以看出,软件防护是开放级别最高的防护,机械防护是防护措施的最后防线。使用这个系统覆盖的环境也包括了正常操作环境、计算机程序出现故障但供电仍能工作的环境,以及不依靠电力的工作环境^[1,3]。

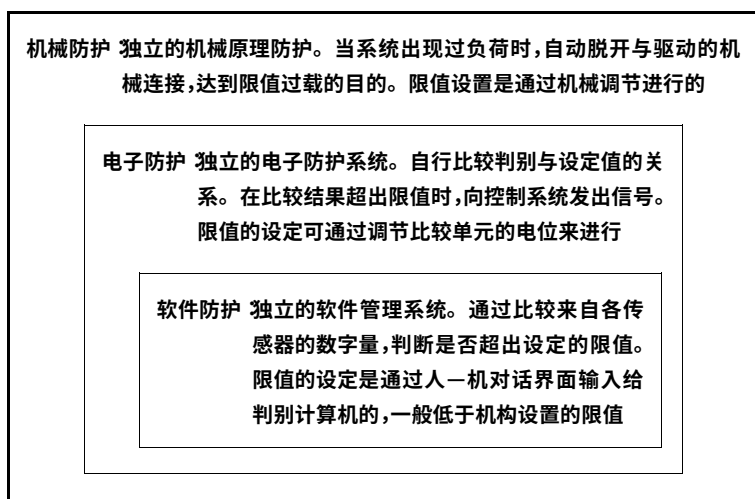


图 3 - 30 离心机机械系统的安全防护等级

软件防护的等级允许向授权的使用者开放,但对限值的设置和调整要设立重复确认的过程。因为软件防护的限值低于机械防护的限值水平,所以离心机在其保护的限值内运行时,一般不会触及机械系统的极限包线。对于超出极限包线的软件设置,软件系统自动予以限制,不接受这样的调整。所以,使用这种的软件防护

多用于维修目的。

电子防护和机械防护都是对机械系统设计极限的防护,防护水平是在离心机安装期间由生产者按照设计调整和锁定的,这两个等级的安全防护一般不向使用者开放。但从原理上讲,在进行系统性能升级时,使用者可以调整这两个等级的限值,但因为是对机械系统极限包线的改动,调整必须是在充分核算的基础上慎重进行。

这套安全防护系统在离心机应用中,适用于对主驱动过速防护、离心机主臂径向加速度 G_r 超载防护、系统非平衡状态防护等。对安全防护后触发的控制程序,除软件防护可以设定外(选择警告或停机),其他两项防护都会引发紧急停机程序。

② 飞行员的生理安全防护 同样分为三个裕度的防护等级,见图 3 - 31。原则是最大限度地保证飞行员的安全。其中机械防护与对机械系统的安全防护是一样的。

机械防护 独立的机械原理防护。当系统出现过负荷时,自动脱开与驱动的机械连接,达到限值过载的目的。限值设置是通过机械调节进行的

控制防护 在控制系统中比较设定值和实测值,包括:

- 比较 G_x 、 G_y 、 G_z
- 比较 G_x 、 G_y 、 G_z 变化
- 比较吊篮的滚转角和俯仰角及其变化

医学防护 以医学防护目的(如耐力)设定作用加速度的限值,判断飞行员的生理状态。

- 设置运行可发生的最大 G_x 、 G_y 、 G_z
- 监测各个生理指标的变化
- 利用视频系统监护飞行员状态

图 3 - 31 离心机人员的生理安全防护等级

除机械防护是由生产者设定外,控制防护和医学防护等级都向使用者开放。尤其是医学防护,经常需要根据飞行员的耐力水平调整防护的限值,是离心机运行中的常规操纵。而对生理指标的监护,还很大程度上取决于医生的经验判断。在控制系统中,专门为医学防护设立了医学停机程序,它可以由医生从医学监护台启动,也可以对特定的生理参数判别设定自动的启动程序^[1,15]。

2. 系统监测

离心机安全系统的管理是按照系统划分的,安全管理计算机判断不同系统的监测结果决定采取的控制行为。在系统内部,监测到部件及对监测到的故障定位。

① 软件模型的应用 在现代离心机系统的设计阶段,很多对离心机各系统,特别是对机械结构系统建立数学模型以作为确定最终生产的依据。反之,不断完善模型结果在离心机的应用中,又可以起到为监测参数提供比较参考依据的作用。

例如,离心机、基座、吊篮系统的机械模型,不仅反映结构强度等方面的特性,也反映出作为系统的特性。离心机悬臂组件和吊篮的实际平衡状态可以通过安置的传感器反映,而建立的模型计算可以为安放传感器的位置提供参考。应力测量信号经放大器将测量值送往安全控制计算机。在计算机的逻辑控制单元,按照模型计算结果比较应力临界值,从而监视特定非平衡极限,并将结果显示在工程参数监视器上。如果应力峰值超过设定的极限水平,将根据超限的等级范围决定发出故障信号警告和/或启动离心机停机程序。

② 安全连锁系统 是在离心机运行前监测所有离心机分系统的安全参数的状态是否达到可开机运行的要求并进行连锁,即只有在所有状态都允许的情况下才开始离心机运行,并在离心机运行期间一直监测这些参数。安全连锁的另一个使用意义是,在离心机运行中监测到这些参数状态出现变化时,随即启动离心机停机程序。所有的连锁回路都具备故障自动防护功能。

用户可以自行定义进入联锁系统的参数。但选择参数的原则是,所选择的参数一定要是对离心机运行安全产生影响的重要参数,而且选择的条项也不易过多,以避免太多的限制因素使离心机运行不便^[12,15]。

通常选用进行控制和监视的联锁机构范围包括：

- 启动运行机构,即检查各控制台的启动条件,要防止不慎的操纵和控制动作。对维修为目的的运行,因为有可能仅需要单一控制台准备,所以要设定维修模式下的机构联锁。

- 所有通往离心机间的门。
- 座舱门。
- 飞行员座椅锁紧。
- 座椅肩带没有锁定(对有人运行)。
- 安装在驾驶杆上的能动开关(dead mans)有效(对人员控制的闭环运行模式)。
- 座舱平台结构锁紧。
- 制动系统状态良好并处于释放状态。
- 对预编程运行模式,检查加速度设定值在离心机性能包线之内。

- 对闭环运行模式,检查所有限值设置合理。

③ 分系统监测 是在总体系统管理之下对独立系统的监测系统。通常,由一个安装在控制间内、独立的计算机系统来控制 and 监察整个离心机分系统情况包括联锁机构的情况,兼顾有监测和管理的功能,一旦监测到任何系统的故障状态则立即释放紧急停机。用户可以根据自己需求定义各个分系统的管理内容,并用数字或图形模式将系统的状况表现出来。

以下是安全分系统监测功能的一个例子,见图 3 - 32。

分系统监测元件执行以下任务：

- 在离心机运行前自动接通所有需要的分系统。
- 在自动接通期间,显示分系统状态。
- 在需要的离心机启动前检查内部联锁信号。

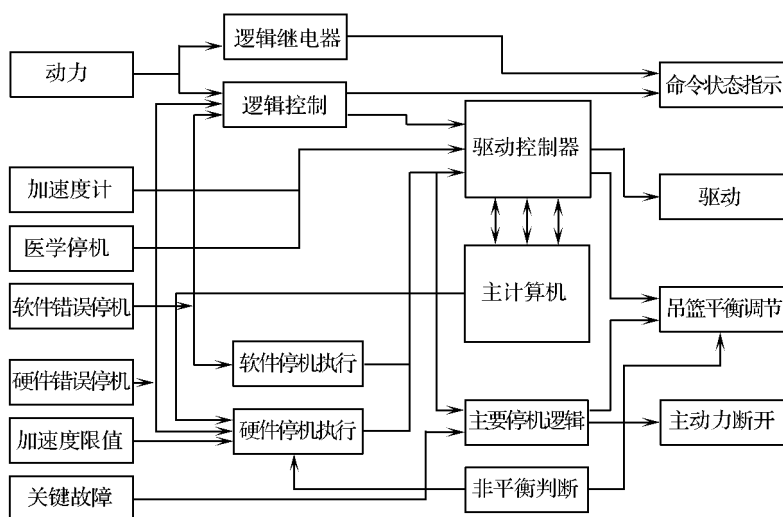


图 3 - 32 离心机安全系统框图

分系统监测系统管理在工程参数监视器上显示所有分系统的系统状态,通常这个监测系统包括下列计算机和外部设备硬件:

- 分布于各个分系统的监测元件,用于收集所有系统的信息。
- 安装在控制内的可编程逻辑控制器,判断、管理收集到的各个系统的信息,并按照用户定义要求将信息送工程参数监视器显示。
- 一台专门用于控制在工程参数监视器(通常安装在工程工作站)上显示任务的计算机。

当启动离心机系统时,如按下“系统接通”按钮,系统监视元件将自动启动所需的分系统,如开启能量供给、启动供气站工作、显示“系统准备就绪”等信息。操纵者可以在监视器上观察启动的情况,通过触摸特殊软件按键或区域(如选择整个系统显示或选择能量供给系统的详细图像)选择希望显示的系统。

在出现故障情况下显示警告或禁止离心机启动或停机,所有错误信息都将被记录下来,在需要时打印出来。分系统监测中对

主臂—吊篮系统平衡状态的监测将在部件监测章节中做详细介绍。

④ 部件监测 是对离心机结构的关键部件所进行的监测。这些部件的状态对决定离心机安全运行有较大的影响。部件监测可以是分系统监测的一部分,但结构安全在整个离心机运行中有着特别重要的意义,所以直接将部件监测的状况反映给控制计算机,可以及时了解系统结构受力所发生的变化,为整个离心机系统采取适当的动作提供重要的依据。

部件监测系统在使用应力计的基础上开展进行,由若干组、固定在不同部位的应力计采集系统结构的应力变化情况。而固定应力计的部位,以及采集应力的方向都是在系统应力计算的基础上得到的。将应力计采集到的应力信号连接到一台电子设备上,探测应力应变水平是否超过允许限制,从而反映出结构系统的受力变化。如果应力水平超过事先确定的离心机结构的应力应变水平,系统将防止离心机运行。在这种情况下,操纵者将得到警告(声音警告或者光警告)。如果非平衡状态还继续进一步发展,超过了更高的特定水平(可由使用者按照计算进行调整),系统将执行停机程序。通常利用部件监测系统可以进行以下目的的工作:

- 监测应力变化 因为结构的应力变化有一个正常的范围,这可以在设计期间通过计算得到。一旦结构应力出现异常的突变,说明系统结构可能已经发生疲劳,使用这种方法来监测系统结构的疲劳情况,也可以对造成的疲劳损坏进行评估。

在指定部位安置的应力计配有测量放大器,它具有临界值的监测功能,用于监测各自测量点预先规定的结构应力极限。如果应力峰值超过了所调整的水平,将发送故障信号。所有测量放大器的应力限制超出信号由单一导线采集,并通过硬线输送到安全监测系统,启动合适的动作,在工程参数监视器上警告和/或启动离心机停机程序^[1,3]。

- 统计载荷周期变化 因为离心机运行载荷是周期性变化的,所以记录的应力变化也相应是周期性变化的。利用这个原

理可以为离心机运行负荷周期计数,为计算系统结构的疲劳情况提供数据。甚至通过比较所经历的载荷周期数和材料应力变化情况,计算系统结构的剩余寿命,这对系统结构的维修和修复有实际的意义。

- **评价载荷谱和运行数据** 具有闭环控制模式的离心机运行,因是飞行员自己操纵,所以获得的主观感受比被动地接受载荷刺激更接近实际飞机的感受。特别对离心机动态飞行模拟来说,最大程度地接近实际飞行载荷是飞行模拟的关键之一。利用部件监测的应力测量系统,可以通过结构系统应力发生的变化,分析载荷谱和得到运行数据。

方法是使用配有适当测量设备的应力计,对离心机结构的指定部位进行应力/应变测量,采集选择结构部位的数据,并与测量放大器相连(每个测量点一个放大器)。相应的系统直接记录和监测应变水平和相应的离心机参数(如加速度等),再由 CPU 元件控制 A/D 转换、数据采集并经过串行接口传输到离心机控制计算机系统的 CPU 监控板,最后按任务要求对测量结果进行频谱分析,得到需要的载荷谱和运行数据。

⑤ 非平衡监测

- **离心机非平衡监测** 不管是全平衡还是部分平衡的主臂—吊篮系统,其设计的平衡状态都是离心机运行中间一直监测的参数。影响平衡状态的极限值是根据结构计算确定的,它对离心机结构关键部件进行监测,检查结构总体及其正常功能是否在设计限制之内,从而起到预防结构失衡而引起的故障。而且通过比较各个结构部分应力所发生的变化,可以到系统的平衡状态情况。

离心机非平衡监测是在离心机结构的指定部位(基座)进行应变测量,使用配有合适测量设备的应力计来得到这些部位的应力变化,进而得知其平衡情况。

例如,在启动离心机运行期间采集指定驱动参数来监测悬臂组件的机械负荷(力/力矩),再通过测量离心机基座上的应力变

化,即在离心机运行前和启动曲线运行到基础加速度水平期间,系统同时记录基座上的应力测量和指定驱动参数来了解作用在离心机基础上的非平衡力的变化情况。

- 离心机吊篮平衡监测 需要监测的吊篮平衡状态不仅对控制吊篮电机有意义,还通过结合其他信息,如离心机基座上的应力变化情况,反映整个离心机系统的平衡情况。

在监测吊篮平衡状态时,需要在吊篮的滚转和俯仰轴上安装力矩传感器,通过运行滚转和俯仰驱动,分析滚转俯仰轴上发生的扭矩,再换算得到吊篮的转动惯量和重心位置。为了保证吊篮高响应运动,吊篮的转动惯量应该尽可能小,重心应该尽量靠近转动轴。如果监测到的平衡状态不利于吊篮的旋转运动,则需要采取措施,如在座舱内加配重的方法进行平衡。调节吊篮平衡状态的时候,也应该考虑到在应急情况下吊篮的稳定情况,以及在掉电情况下吊篮复位的操纵。

通常是用一台指定的计算机和独立的软件模块来分析滚转、俯仰轴上的力矩情况,计算得到吊篮实际重心和质量以及转动惯量,并结合作用在基座结构和基础上的合力情况,综合得到吊篮系统以及基座—主臂—吊篮系统的平衡情况。这些参数在离心机正常运行状态都对应一套应力值或应力变化范围。将这些值与力矩测量或应力测量放大器输出的值进行比较,在判断非平衡测量放大器输出的扭矩或应力值超出应力极限时,将这些信号由单一导线采集,并通过硬联线输送到安全监测系统,根据不同设定值引发警告或启动停机^[1]。

⑥ 主驱动超速防护 主驱动超速防护是保证离心机飞行员不受超过载影响、保护结构系统和驱动系统本身的重要措施。在安全系统中的主驱动超速防护一般需具备三个防护等级,即软件防护、电防护和机械防护,每个级别的防护是相互独立的。在这些防护中,软件防护具有最优先的防护等级,而机械防护则是防护的最后防线,它在头两个防护出现故障时仍能起到保护作用。

- 软件判别加速度值 通过加速度传感器监测主臂旋转

产生的加速度值(径向和/或切向),用软件分析监测值和任务设定,以及限制设定的关系。当测得的加速度值超过设定的极限时,告知控制系统启动停机程序。使用软件防护的另一项功能是,可以设定比机械或电防护限制值低的防护水平,使应用加速度限制值更灵活。

- **主驱动测速** 是一种电防护。这个监控系统包括两个独立的速度控制安全功能,通过使用下述两个装置实现速度控制:一个电子测速器;一个机械式离心开关装置。

这两个装置之间彼此相互独立,也相互独立于主驱动速度控制回路。当电子测速器测得电机转速超出预先设定和/或设计极限,或过速旋转产生的离心力使离心开关断开时,通过电回路通知控制系统启动停机程序。

- **力矩限值器** 这个等级的防护是直接监测离心机主臂主轴上传递的扭矩情况,如果扭矩超过计算设定的值,安装在主轴上的机械式力矩限值器则脱开主驱动与主轴的连接,使主臂旋转失去动力,起到超速防护的作用。

扭矩限制装备安装在离心机主驱动的传动系统上。在动力锁定的情况下,它帮助限制被试者超过特别规定的加速度值和作用时间的影响,如受 $10G_x$ (座舱坐标系) 的时间不超过 $0.1s$ 。力矩限制器的工作原理为摩擦原理,其结构包括两个同心圆筒,内圆筒紧压在主驱动轴或主驱动联轴器上,而外筒与主臂轴相联,由一个油泵产生的压力经液压罐将内外圆筒压在一起,预先设定范围以内的扭矩可以经过摩擦力进行传递。当驱动轴提供的扭矩超过预先设定的限制,驱动轴开始滑动,切断液压罐的开关,放出液压油。当丧失液压压力后,主驱动轴和从动的主臂轴之间不再有扭矩,即失去摩擦作用。

3. 控制安全

这里的离心机控制安全,是指在离心机控制操纵中设置的一些软件判别和控制功能,主要是在设备具备基本运行功能条件下的安全防护,在安全防护等级中属优先级别较高的防护。这些防

护功能的利用可以通过人一机对话界面来设定和检查^[1,3,12,15]。

① 离心机紧急停机 启动离心机紧急停机一定是基于某种故障原因,或者是设备系统故障,或者是飞行员安全问题,离心机在紧急停机过程中要始终具备使用手动或自动启动紧急停机程序的能力。在这个过程中,离心机将按照事先确定的停机包线停机,而停机包线的规定则是根据不同的紧急停机要求,通过人一机对话设定的。当然,为了保护停机包线的安全,软件设定不是在最高的开放级别,需要特别验证、许可后方可进行。在一般离心机停机机构出现故障时,紧急制动系统是自行启动的。

在离心机紧急停机过程中,保持座舱姿态对保证飞行员和舱内设备的安全至关重要。一般来说,在紧急停机过程中座舱姿态的保持应该遵循这样的原则:

- 有利于减少各个方向加速度影响的增加。
- 不产生突现力的作用。
- 停机后舱的姿态有利于对飞行员的抢救。

对紧急停机的安全保证要一直延续到控制离心机紧急停机后状态,这决定于对紧急救护的要求,如对需要进出舱平台的离心机要控制停靠在离心机大厅的任何位置以利于救护人员尽快到达飞行员身边。

② 离心机加速度增长率防护 这是在闭环操纵中限制拉杆速度过快而造成加速度增长过快的一种防护。它通过位于工程工作站的开关启动已经预先设置好的加速度增长率值,或直接通过人一机对话界面直接设置加速度增长率的限制值。从离心机控制角度,通常是预先设定在系统坐标系中的径向加速度 G_r 的增长率限制值。在离心机运行中,由固定在飞行员座椅头部位位置的 3 轴加速度计测量的实际加速度值,通过预先编程的电子线路计算出实际的 G_r 增长率,并与预先设定的值进行比较。使用者可根据任务需要要求超限后续动作,如测得超过某一个加速度增长率值,无论飞行员拉杆状态如何都不再使离心机加速,即限制加速度增长率。或定义在超限情况下,如超过最大增长率便立即启动紧急

停机^[18]。

相同的系统原理也用于限制吊篮坐标系中的加速度增长率,防止过高的旋转刺激对飞行员造成损害。加速度增长率的防护系统独立于其他任何安全系统,为离心机超载提供防护。可以以固定开关的方式对加速度增长率限制状态进行锁定。

③ 离心机过负荷防护 是防止作用在离心机结构和/或试验中被试者身上的加速度:超过预先设定值,或超过离心机设计极限。

这项功能允许对吊篮坐标系中的 G_x 、 G_y 和 G_z 值分别进行限值设定。在离心机运行中,由固定在飞行员座椅头部位置的 3 轴加速度计测量的实际加速度值,与预先设定的过载限值进行比较。与加速度增长率限值一样,根据超限的情况定义过载超限后的动作,可以是限制加速度继续增长,也可以是执行紧急停机。

调节或设定过负荷防护的限值,可以用人一机对话或开关的形式从工程工作站进行操作。确定的过负荷限值可以以固定开关的形式进行锁定。

过负荷防护系统也是独立的安全系统,它所提供的限值保护既针对吊篮坐标系中的 G_x 、 G_y 和 G_z 加速度,也适用对系统坐标系中径向加速度 G_r 的限制保护。

④ 离心机径向、切向加速度防护 同样是出于对超加速度过载和超加速度增长率的防护,某些离心机安全系统还设立了一套独立的、对系统坐标系中径向、切向加速度进行限制的防护。方法是对安装在离心机主臂末端的 2 轴向加速度计直接极限监测,并将测量值与极限设定值进行比较,在超出极限的情况下启动紧急停机。这主要是限制超出机械结构设计极限的防护。

这样的防护系统还用作非侵入性扭矩限制器,防止离心机切线加速度超过设计极限。

径向和切向加速度限制值是可以在工程工作站进行调节和控制的。确定的限制状态要进行锁定。

⑤ 离心机软件设置防护 从以上的介绍可以看出,许多防

护的限值，特别是有软件编程控制的限值是在工程工作站通过人一机对话界面进行设置和调整的。但同样是利用软件进行设置和调整，在安全控制概念上需要有不同的允许等级，这对常规操作保护尤其重要。

原则上讲，对设计极限以内的限值设置和调整，可以在常规的操作中进行。但软件设计要求对在这些限值进行设置和调整时，重复确认过程，以提醒操作者对设置和调整要足够重视。而对于设计极限值，甚至超出设计极限值所进行的设置和调整，则需要特殊的许可和验证，如特殊的核查密码才可以进行。但从系统安全角度考虑，不建议对设计限值进行更改性调整，因为这个限值毕竟反映的是设计所能承受的极限状态。

4. 生理监测防护

在离心机运行中，飞行员的生理安全是由专门的医学监护系统进行监护的。医学控制台的医生可以根据不同生理指标的变化来判断飞行员的生理状态，以决定是否确定医学停机程序。但在一些离心机安全系统设计中，为飞行员生理监测防护留有接口，即判别到生理指标参数超过设置范围时，自动发出警告或启动医学停机。选用这样的医学指标原则包括：

- 能准确反映飞行员在离心机运行中关注生理状态且变化稳定的指标。

- 指标的判别方法可靠且稳定。

- 为指标判别留有可操作、可接受的误差范围。

在现有离心机上使用的监测生理指标有血压、心率、血氧饱和度等，使用者可以选择起用或停止这个监测防护功能。

5. 离心机运行环境安全

① 烟火探测 对离心机运行环境烟火探测要接入安全管理系统。在离心机电机间、离心机动力供给间和控制系统柜内装有烟雾探测设备，与一个可更换的灭火系统相连。这些地方的警报将报告给建筑的火警控制台和离心机控制系统。控制间本身装有烟雾探测器和警报器——声音警告和视觉警告，这也是建筑防

火系统的一部分。

② 区域人员安全 在离心机运行时,要确保离心机间内没有人员。安装在各个重要区域,如离心机间、动力间内的摄像机将图像送到安全管理系统,便于人员操作时观察。

6. 安全记录

离心机安全系统设有独立的计算机对涉及安全的操作和结果进行记录,如对各种安全限值调整的时间和值进行记录,对系统监测到的有故障的部位和现象进行记录等。这需要每一个监测分系统和部件监测都应具有自动记录的功能。所有监测信息,包括监测到的故障信息通过网络传送到安全计算机记录,并形成安全记录数据库,在需要的时候随时调用、浏览、复制和打印需要的记录。

参 考 文 献

- 1 Product Description and Technology Guide. AMST Systemtechnik GmbH
- 2 Robert E. Van Patten. Design & cost interactions with human factors in the construction of human centrifuge. Environmental Tectonics Corporation
- 3 Dynamic Flight Simulator Wyle Model
- 4 NATO-AGARD. High G physiological protection training. Neuilly-sur-Seine, France : NATO/Advisory Group for Aerospace Research and Development. 1990 AGARD-AG-322
- 5 D. Lau M. S. Dynamic Characteristics of Centrifuge. Aviation, Space and Environmental Medicine. December 1994. 1134 ~ 1139
- 6 Burton RR, Meeker LJ,, Raddin JH. Centrifuge for studying the effects of sustained acceleration on human physiology. IEEE Eng. Med. Biol. 1991 ;10 56 ~ 65
- 7 Robert E. Van Patten. Choices for the physiological location of the roll axis of a human centrifuge. Environmental Tectonics Corporation
- 8 R. A. Leland. Developing Rapid G-onset and Sustained-G Dynamic Flight Simulation (DFS) in Next Generation Human Centrifuge. Environmental Tectonics Corporation
- 9 Development of a sustainable-G Dynamic Flight Simulator
- 10 ISO 2631/1 标准《人体振动影响评价》
- 11 L G Janssens. How to Make Simulator Fly Like Airplanes. In : AIAA Paper 86-9777, SFTE 3rd Flight Testing Conference. 1986 1 ~ 8
- 12 High Dynamic G Trainer. ACUTRONIC MODEL : Physical, Performance Characteristics

- 13 Bernhard H. Richter. Reduction of Counterbalance on Centrifuge Rotational System. Environmental Tectonics Corporation
- 14 physiological
- 15 High-G Flight Environment Trainer Technical Introduction. Environment Tectonics Corporation
- 16 Ricahrd J Crosbie, Dennis A Kiefer. Controlling the Human Centrifuge as a Force and Motion Platform for the Dynamic Flight Simualtor. In AIAA Paper 85 ~ 1742, Flight Simulation Conference, July 1985 :37 ~ 45
- 17 Ricahrd J Crosbie. Dynamic Flight Simulator Control System. AD-D013 811
- 18 R. A. Leland. Developing Rapid G-onset and Sustained-G Dynamic Flight Simulation (DFS) in Next Generation Human Centrifuge. Environmental Tectonics Corporation

第四章 加速度生理学研究

一、G - LOC 的研究

载人离心机在 G - LOC 的研究方面作出了重要贡献,特别是对 G - LOC 的发生发展过程。通过大量录像带的回放分析,对 G - LOC 的机理有了更加深入的了解,但仍有不解之谜有待于进一步研究。我们先对 G - LOC 的概念、危害、发生率等作一简要介绍。

(一) G - LOC 的概念

G - LOC 是航空医学中的一个英文缩写词,英文全名为 G - induced loss of consciousness,译成中文为 G 引起的意识丧失。它的定义是,由于 G_z 的增加,人体脑组织因血液循环量急剧减少而导致缺血、缺氧,最后使人体对外界事物的认知能力改变或完全丧失的异常状态。

G_z 引起的视觉障碍如灰视、黑视,往往在 G_z 降低或消失后会很快恢复。但飞行员在飞行中或在载人离心机上训练时发生 G - LOC,则需要 (24 ~ 30) s 的时间才能逐渐恢复正常,所以在飞行中 G - LOC 对飞行安全造成很大威胁。如果飞行员发生 G - LOC 时,飞机飞行速度为 800km/h,以这样的速度从 5000m 高空垂直俯冲,只要 22.5s 即可撞地。

早在 1919 年就有报导,战斗机在特技飞行时会使飞行员出现 G - LOC。由于当时战斗机的机动性能较低,G - LOC 并不是一个很突出的问题^[1]。直到 20 世纪 70 年代后期,大批的第三代战

机装备各国空军,由于这些战斗机最大 G 值可以达到 $9G_z$,作用时间 $45s$,增长率达到 $10G/s$,即可使飞行员在没有视觉先兆的情况下突然丧失意识^[2,3,4,5]。

(二) $G - LOC$ 的危害性

1980 年至 1990 年间,美国空军因 $G - LOC$ 发生的 A 级飞行事故有 18 起,其中有 14 人受致命伤死亡^[6]。美国空军 1991 财政年度至 2000 财政年度,发生 A 级飞行事故 322 起,其中致命性事故 92 起,死亡 310 人,经济损失 55 亿美元。其中 $G - LOC$ 造成的 A 级飞行事故 11 起 (3.5%)、致命性飞行事故 7 起 (7.6%)、死亡 8 人 (2.5%)、经济损失 1.7 亿美元 (0.03%)^[7]。

仅美国空军仍每年平均约有 1 名飞行员因 $G - LOC$ 死于飞行事故,如 2001 年在南加利福尼亚海岸,美国空军的一名飞行员因 $G - LOC$ 造成 A 级飞行事故,机毁人亡。

2001 年 7 月 6 日,美国空军飞行员米切尔·波尔曼 (Michel A Bulmann) 上尉驾驶一架 F - 16C 战斗机随 4 机编队 (第 2 架) 飞往 Shaw 空军基地进行飞行训练,因空中发生 $G - LOC$ 在南加利福尼亚海岸失事。飞行员虽从飞机上弹射出来,终因伤势过重而死亡,飞机坠落海中。

据美国空军空战司令部事故调查报告称, $G - LOC$ 造成这起事故的结论是非常明确的:飞行员在空中失去意识大约 $24s$ 。当他恢复意识时,拉动了弹射手柄,但由于当时飞机的飞行速度太大,又处于十分不利的姿态,飞行员弹射时受到致命性损伤^[8]。

(三) $G - LOC$ 的发生率

20 世纪 80 年代以来,有不少国家的空军对本国空军飞行员在飞行中 $G - LOC$ 的发生率作过调查研究。Gillingham (1984 年) 根据美国空军战斗机飞行员载人离心机高 G 训练的情况,认为在模拟空战动作时有一半以上的飞行员发生过 $G - LOC$ ^[9]。Pluta (1984 年) 认为有 25% 的高性能战斗机飞行员曾经历过一次以上

的 G - LOC^[10]。表 4 - 1 为一些国家空军调查的结果。

表 4 - 1 G - LOC 的发生率

单 位	G - LOC 发生率 / %
美国空军	24 ^[11]
美国海军	14 ^[12]
英皇家空军	19 ^[13]
印度空军	22 ^[14]
巴西空军	21 ^[14]

此外,由于战斗机的机动性能差异较大,战斗机飞行员 G - LOC 发生机率的差别也较大,发生重大飞行事故的机率也不一样。表 4 - 2 是美国空军 1982 年至 1991 年间因飞行员 G - LOC 造成的重大飞行事故。

表 4 - 2 美国空军飞行员 G - LOC 造成的
重大飞行事故 (1982—1991)

机 种	起 数	百分比 / %
F - 16	8	42. 1
T/A - 37	3	15. 8
A - 10	2	10. 5
F - 5	2	10. 5
F - 106	1	5. 3
A - 7	1	5. 3
F - 15	2	10. 5
共计	19	100

从表中可见,美国空军 1982 年至 1991 年间发生的 19 起重大飞行事故 (机毁人亡) 中,F - 16 占了 8 起,约为总数的 42%。因此可以这样说,战斗机的性能越高,就越容易发生飞行员 G - LOC。所以,高性能战斗机并不是高安全战斗机,这在战斗机设计时是预先没有考虑到的。

在载人离心机训练时,G - LOC 的发生率更高。据印度航空航天医学研究所 Modak 等人 (2003) 统计分析,1991 年 3 月至 2001 年 3 月间,在印度空军航空航天医学研究所接受高 G 载人离心机训练的 415 名飞行员,有 144 名飞行员在训练中发生 G - LOC,有的飞行员多次发生 G - LOC,总共发生 G - LOC 的次数为 205 次,见表 4 - 3 所列。

表 4 - 3 印度空军高 G 训练中飞行员
发生 G - LOC 的次数 (144 人)

G - LOC 次数 / 次	人次 / 人
1	98
2	35
3	8
4	2
5	1
共计	205

如果按发生 G - LOC 的人数计算,则发生率为 34. 69% (144 / 415) 如果按发生 G - LOC 的次数计算,则发生率为 49. 39% (205 / 415)。

(四) 导致 G - LOC 的常见原因

究竟是什么原因导致飞行员发生 G - LOC ? 根据美国空军、美国海军和英国皇家空军调查,造成飞行员 G - LOC 有 3 个常见原因,即快增长率、无准备以及抗荷动作不正确^[14,15]。

表 4 - 4 导致 G - LOC 的常见原因

美国空军	美国海军	英国皇家空军
1. 快增长率	1. 快增长率	1. 无准备
2. 无准备	2. 未穿抗荷服	2. 未穿抗荷服
3. 未连接 G 软管	3. 抗荷动作不正确	3. 快增长率

G - LOC 往往是在飞行员做特技动作时出现的,其中半滚倒转时发生 G - LOC 约占 1/3,俯冲和改出螺旋时约占 1/4。

当飞行员头部转向后方“观察 6 点钟位置”时也容易发生 G - LOC,因为此时飞行员观察后方敌机同时又做特技动作,G 值快速增长,抗荷动作又很难做得规范,常常造成 G - LOC,甚至导致机毁人亡事故。

(五) G - LOC 综合征

载人离心机 G - LOC 的研究大大丰富了加速度生理学和神经生理学的研究内容,揭示了 G - LOC 的部分机制。总的说来,G - LOC 还是属于生理学范围的,并不是病理学的问题,因为它是可逆的。G - LOC 恢复后不遗留任何后遗症。

美国空军航空航天医学院的 Whinnery^[4] 分析研究了该院 1978 年至 1988 年间载人离心机试验的 500 多份录像资料,提出了 G - LOC 过程三阶段的理论。他认为 G - LOC 的发生、发展和恢复可以分为功能缓冲期、绝对失能期和相对失能期三个阶段。

① 功能缓冲期 中枢神经系统(主要是大脑)血流中断到发生意识丧失称之为功能缓冲期,又称为 G - LOC 诱发期。这个阶段虽然中枢神经系统已经缺血、缺氧,但因神经细胞内尚有一定的氧气储备,所以并没有出现功能性障碍,这段时间大约为 7s。

② 绝对失能期 从意识丧失至意识恢复。这一阶段对外界强烈刺激完全无反应,全身的肌肉处于完全松弛,头部下垂,出现抽搐和做梦。这个阶段大约为 12s。这 12s 内,一般在前 8s 内不出现抽搐和做梦,而出现在后 4s 内。

③ 相对失能期 从意识恢复到操纵能力恢复。此阶段内意识处于模糊状态,会出现精神紊乱、定向障碍、窘迫感、焦虑、欣快感以及否认自己发生过意识丧失等心理障碍。这个阶段的时间平均为 15s,但个别人甚至会延长到 24h 才会完全恢复正常。G - LOC 的发展过程如图 4 - 1 所示。

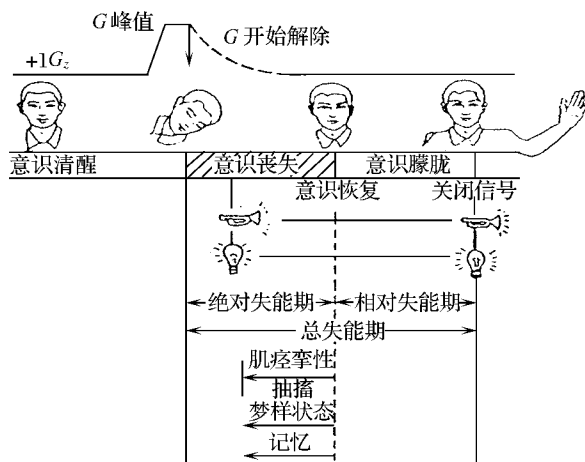


图 4 - 1 G - LOC 的发展过程

从以上三个阶段来看,绝对失能期和相对失能期两者相加总的时间为 27s,在这 27s 内飞行员完全失去操纵能力,这对飞行安全是个极大威胁。据 501 例录像资料分析,G - LOC 的失能时间个体差异很大,以上只是一个平均值。以光刺激反应和声刺激反映作为判定失能的指标,G - LOC 失能的时间如表 4 - 5 所列。

表 4 - 5 G - LOC 失能时间 (s)

	绝对失能期	相对失能期 (光)	相对失能期 (声)	总失能期 (光)	总失能期 (声)
平均值	11.9	15.3	16.2	28.3	28.9
最高值	38.0	97.0	99.0	110.0	112.0
最低值	2.0	2.0	1.0	9.0	7.0
标准差	5.0	12.8	12.5	13.8	13.5
例 数	499	323	368	323	368

G - LOC 绝对失能时间最长为 38s,最短为 2s,平均为 11.9s。相对失能时间 (声) 最长为 99s,最短为 1s,平均为 16.2s。总失能时间 (声) 最长为 112s,最短为 7s,平均为 28.9s。

G - LOC 抽搐的发生率大约为 70%。Whinnery (1990) 对发生抽搐的机理作过阐述,认为出现 G - LOC 是大脑皮层对皮下的网状结构失去控制所致。当 G_z 下降时,血液又重新流回头部,网状结构对缺氧耐力要比大脑皮层强,它先于皮层恢复功能。网状结构可以自发地产生冲动,经过脊髓使运动神经元兴奋而发生抽搐。这种抽搐时间较为恒定,一般为 4s,相当于网状结构功能恢复至皮层功能恢复之间的时间差,称之为皮层常数。只要大脑皮层有充足的血液供应,皮层功能立即恢复,意识也就恢复,重新又对网状结构进行控制,抽搐也就立即停止,见表 4 - 6。

表 4 - 6 抽搐发作时间和持续时间 (s)

	G - LOC 至抽搐	G - LOC 下降至抽搐	抽搐持续时间	抽搐停止至 G - LOC 恢复	发生抽搐时的 G 值
平均值	7.7	7.5	3.9	1.1	2.3
最高值	20.0	23.0	10.0	22.0	9.2
最低值	- 2.0	- 6.0	1.0	- 3.0	1.0
标准差	4.0	4.1	1.6	2.3	1.7
例 数	316	312	316	315	316

关于 G - LOC 时发生做梦的机制至今尚无有力说法,但 G - LOC 做梦时有以下四个特点:

- ① 凡是做梦的人,失能时间和抽搐时间均延长,发生 G - LOC 时的 G 值较低。
- ② 可以讲述梦中的详细情节,这说明当时的记忆功能仍可维持。
- ③ 做梦时不能记录快速的眼动向。
- ④ 做梦的时间发生在抽搐的后期,即意识恢复前的几秒钟内。做梦结束,意识立即恢复。

根据载人离心机记录的大量数据分析,绝对失能期可以用公式算出。增长率和下降率与 G - LOC 失能时间(包括绝对失能时间、相对失能时间和总失能时间)成反比,即增长率和下降率越

快,失能时间越短,抽搐的时间提前,但抽搐持续的时间则不变。

$$\text{绝对失能期 (无抽搐)} = \frac{\text{最大 G 值} - \text{最后 G 值}}{\text{下降率}}$$

$$\text{绝对失能期 (有抽搐)} = \frac{\text{最大 G 值} - \text{最后 G 值}}{\text{下降率}} + K$$

以上公式中的 K 为皮层常数,即等于 $4s_0$ 。

据印度空军航空航天医学研究所 Modak (2003) 等人报导,各种训练模式时 G - LOC 的总失能时间均比 Whinnery 报导的低。见表 4 - 7。

表 4 - 7 印度空军高 G 训练时的 G - LOC
总失能时间 (1991. 3—2001. 3)

训练模式	G - LOC 人数/人	总失能时间/s	人数/人	总失能时间/s
慢增长率	24	21. 26 ± 6. 31	4	24. 25 ± 3. 5
快增长率	96	17. 20 ± 5. 75	37	19. 40 ± 6. 72
空战动作	24	18. 73 ± 4. 90	11	23. 00 ± 5. 04

印度空军将 G - LOC 分为 I 型和 II 型两种类型 I 型 G - LOC 在整个 G - LOC 发生期间无抽搐和做梦; II 型 G - LOC 则有抽搐和做梦。I 型 G - LOC 总失能时间为 $(18. 40 \pm 5. 71) s$, 而 II 型 G - LOC 总失能时间为 $(19. 75 \pm 6. 07) s$ 。显而易见,有抽搐和做梦的 II 型 G - LOC 恢复时间要比无抽搐和做梦的 I 型 G - LOC 长,但总失能时间相差不是很大,未超过 $2s_0$ 。

综上所述,由于载人离心机具有飞机上难以实现的实验记录条件和安全性,在 G - LOC 的研究中发挥了很重要的作用。

① 它揭示了 G - LOC 的发生、发展以及恢复的经过,使人们更加清楚地了解了 G - LOC 对飞行安全的危害性。

② 通过载人离心机对 G - LOC 的研究,认识到 G - LOC 是一种生理现象,并非是病理过程,因为 G - LOC 恢复以后不会遗留任何后遗症。

③ 对 G - LOC 的详尽研究,也是对人在临死前弥留之际意识

状况的一次意外探索,它极大地丰富了神经生理学的内容。

④ 通过载人离心机对 G - LOC 的研究,认识到在高增长率 (6G/s 以上) 时,人体在高 G 作用下可以不经视觉障碍阶段 (灰视、黑视) 而突然发生 G - LOC。

⑤ 载人离心机对 G - LOC 的研究也为抗荷装备的研制奠定了生理学的基础。

二、G 耐力的研究

载人离心机对人体 G 耐力 (G tolerance) 的研究开展得比较早。经过美国海军航空医学专家大量载人离心机的人体试验,早在 20 世纪 50 年代就有了比较明确的结论。20 世纪 80 年代美国空军也做了大量类似的研究,这为加速度生理学的创建奠定了基础。

(一) G 耐力的概念

G 耐力是指人体在高 G_z 作用力下仍可保持视觉和意识的能力。说明 G 耐力大小的两个指标是 G 值和作用时间。G 值越高,作用时间越长,则说明 G 耐力越好。

从时间方面看,G 耐力有冲击性 G 耐力和持续性 G 耐力两种,这里所说的是持续性 G 耐力。从人体是否使用抗荷装备、做抗 G 收紧动作以及 G 作用的形式上看,G 耐力又可以分为基础 G 耐力、综合 G 耐力和空战动作 G 耐力。

(二) 基础 G 耐力 (basic G tolerance)

基础 G 耐力是指人体不穿抗荷服、不使用倾斜座椅,也不做抗 G 收紧动作,全身处于松弛状态下的 G 耐力,因此也称为“松弛 G 耐力”,它是人体心血管系统对高 G 作用的反应能力。由于人的压力感受器反应灵敏,心血管系统可以在很短时间内出现代偿反应,所以松弛 G 耐力必然也较高。

因增长率快慢的不同,基础 G 耐力又分为慢增长率基础 G 耐力、快增长率基础 G 耐力和极快增长率基础 G 耐力三种。其具体分类见表 4 - 8。

表 4 - 8 基础 G 耐力的分类

分 类	增长率 / (G/s)
慢增长率基础 G 耐力	< 0. 1
快增长率基础 G 耐力	1. 0
极快增长率基础 G 耐力	> 6. 0

在这三类基础 G 耐力中,以慢增长率基础耐力为最高,以极快增长率基础耐力为最低,快增长率基础耐力居中。

据美国海军 Cochran 等人 (1954) 报导^[6],经对 1000 名不同职业的载人离心机受试者进行快增长率基础 G 耐力的测量,基础 G 耐力为 2. 7G~7. 8G,见表 4 - 9。

表 4 - 9 1000 名不同职业的载人离心机受试者
快增长率基础 G 耐力的测量

症状	平均基础 G 耐力 /G	标准差 (G)	范围 (G)
灰视	4. 1	$\pm 0. 7$	2. 2 ~ 7. 1
黑视	4. 8	$\pm 0. 8$	2. 7 ~ 7. 8
意识丧失	5. 4	$\pm 0. 9$	3. 0 ~ 8. 4

美国空军从 1985 年开始开展大规模的飞行人员载人离心机高 G 训练。据 Gillingham (1988) 报导,据近 400 名被试者载人离心机的训练结果,慢增长 G 耐力为 5G,如图 4 - 2。但图中的 G 耐力是美国空军战斗机飞行员坐在载人离心机吊舱内 F - 16 倾斜座椅上,不穿抗荷服,以灰视为耐力终点。

从图中看出,G 耐力呈明显的正态分布,大部分在 (4. 5 ~ 5. 9) G 之间。最低的 2. 5G,最高的 8. 4G,可见个体差异很大。

据大量载人离心机加速度生理学研究数据,Russell 等人 (2002) 绘制了一幅不同增长率和 G 值时可能发生症状的诺谟图,

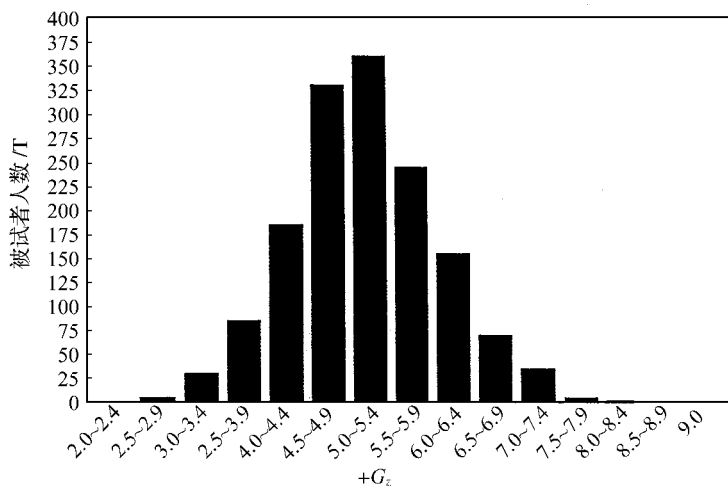


图 4 - 2 在 F - 16 倾斜座椅上测定的慢增长率 G 耐力

又称 G 强度时间耐力诺谟图, 如图 4 - 3。

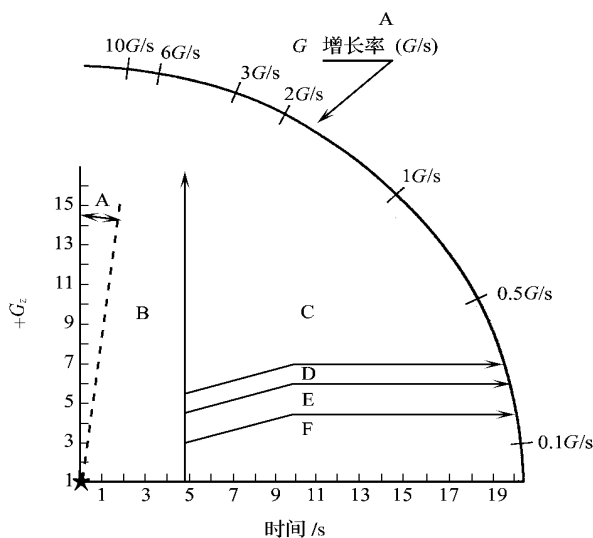


图 4 - 3 不同增长率和 G 值时可能发生症状的诺谟图

图中,纵坐标代表 G 值,横坐标代表时间 (s),左上部的弧线则代表增长率。在增长率曲线与纵坐标 G 值和横坐标时间之间,分为 A、B、C、D、E、F 六个区域。

A 区:以增长率来确定 G 耐力,取决于症状。

B 区:为无症状区。在高 G 出现的 (4~5) s 内,由于眼和脑部尚可动用原有的能量储备 (主要是氧气) 以维持正常功能,因而不会出现任何症状。

C 区:为 G - LOC 区。这个区域时间超过 (4~5) s, G 值又超过 D 区。

D 区:为黑视区。头部血压此时已降至 20mmHg,中心视觉 100% 消失,它介于 C 区和 E 区之间。黑视发生至 G - LOC 发生,其间只差 1 G_0 。

E 区:为灰视区。头部血压降至 50mmHg,周围视觉消失,但 G 值又低于黑视区。

F 区:为无症状区。不像 B 区无症状时间只有 (4~5) s,而在 F 区内无症状时间则无限制,而 G 值又低于 D、E 区。在 D 区、E 区、F 区内,前 (5~10) s 由于通过颈动脉窦的压力感受器反射性地使血管收缩,头水平的血压升高,机体已充分发挥了代偿机能,故耐受 G 值都有所提高,可以看到图中这三条线都向上斜,到 10s 以后又处于平直。

需要注意的是 这幅诺谟图只表示松弛状态下的被试者受到线性慢增长率 G_z 时的 G 耐力。如全身肌肉有明显的收缩,那么 G 耐力会提高 (1~2) G_0 。

如诺谟图所示,被试者可以在任何时间进入这些症状区,这取决于增长率,而不同的 G 耐力则取决于症状。举例说,若以 6G/s 的增长率到达 7G 2s,再以 6G/s 的下降率降至 1G,结果什么症状都不会出现。然而在 5s 时以 0.5G/s 增长率做 G 动作,则在 10s 时 3G 时就会出现灰视,5.5G 时发生黑视,6.5G 时发生 G - LOC。

此图还表示另一个重要特点,即在 B 区,在脑功能尚有储备的时间内,以快增长率达到高 G 值 (6G 以上),在 G - LOC 发生之

前不会发生视觉症状(即灰视和黑视),即 G - LOC 是在没有视觉障碍先兆的情况下突然发生的。

(三) 机上 G 耐力与载人离心机 G 耐力的比较

由于载人离心机上试验所得的 G 耐力是在人为控制之下的, G 值是惟一的可变量。而在战斗机上则不同,控制的条件较少。例如座舱温度的波动、飞行员常常改变体姿、飞行中各种外界刺激等都是无法控制的。

表 4 - 10 所列的是相同的被试者或飞行员在战斗机上和载人离心机上,不穿抗荷服时所测得的基础 G 耐力的比较结果。

从表中可见,在飞机上测得的基础 G 耐力明显比载人离心机上测得的基础 G 耐力高。在飞机上,飞行员的基础 G 耐力又比机上乘员高。这可能与机上飞行员在飞行活动中全身的肌肉活动增多有关。

表 4 - 10 不穿抗荷服在机上和载人离心机上
基础 G 耐力的比较

标准(视觉消失)	离心机/G	飞 机	
		乘员/G	飞行员/G
视物模糊	3.3	4.0	4.6
周围视觉模糊	3.6	4.3	5.0
黑 视	3.9	4.7	5.3

(四) 影响基础 G 耐力的因素

1. 性别

1993 年以后美国空军撤销了妇女参加高性能战斗机训练和作战的禁令,因此人们对基础 G 耐力的性别差异特别关注。经大量试验研究证实,从 G 值和耐受时间看,男女之间并无统计学上的差别,即使女性在月经期间对 G 耐力也无明显影响。但在空战动作耐力方面,男女却有明显的差异,这主要是由于男女体力差别较大所致。试验证明,空战动作耐力与瘦体重之间有明显

的正相关。女性在力量方面显然不如男性,身高也不如男性,因此空战动作的耐力比不上男性。所以对女性战斗机飞行员来讲,如果想有良好的空战动作耐力就必须像男飞行员一样保持强健的体魄。

2. 营养

营养究竟会对 G 耐力产生何种影响至今尚未十分明了,但因低血糖有关的动脉血压改变可使基础 G_z 耐力下降 $0.6G_z$,有些飞行员在大量食用糖如水果糖和蛋糕之后会发生低血糖现象。

3. 温度

座舱气温升高既可造成人体核心体温上升,又可产生人体脱水,这就会明显降低基础 G 耐力和空战动作 G 耐力。脱水 3% 会缩短 40% 空战动作的耐力时间,而寒冷,如发生寒颤的话则可以增加快增长率基础 G 耐力 $0.4G_0$ 。

4. 酒精

酒精对 G 耐力有轻微的影响,也对人体起综合性作用,它使飞行员的工作能力降低。血液中酒精浓度 0.1% 、 $1G$ 时的工作能力会下降大约 40%。如果与加速度作用结合在一起,每增加 $1G$,工作能力就会下降 10%,在 $5G$ 时则会降低 90%。因此,美国空军飞行员在飞行前 12h 是禁止饮酒的,然而这 12h 禁酒的规定是远远不够的。因即使血液中的酒精浓度为 0,但飞行前 48h 大量饮酒,酒精的延迟作用,也会使飞行人员的工作能力受到损害。

5. 吸入混合气体

吸入低氧或高氧混合气体都会对基础 G 耐力产生轻度改变,这直接取决于氧气压力。吸入 10% 氧气的低氧气体可降低 10mmHg (大约降低 $0.5G$),如果吸入 100% 的氧气则可提高 11mmHg (大约提高 $0.5G$)。

吸入气体中如果 CO_2 浓度达到 7.6% ,可以明显增加气压至 30 mmHg (增加 $1G$ 以上),脑血流量也增加 75%。由于 CO_2 有这种生理作用,吸入气中加入适量的 CO_2 认为是一种抗 G 方法。

6. 药物

不少学者利用载人离心机试验了多种药物对 G 耐力的影响。这主要有两个目的：一是想利用药物来提高飞行人员的 G 耐力；二是想知道哪些药物会降低 G 耐力，以避免飞行人员在飞行前误用。据目前所知，抗高血压药物包括螺旋内脂固醇，虽然在 G 作用下心率会增加，但不会引起基础 G 耐力的下降，也不影响血压下降。有些人想用肾上腺素、麻黄素和安非他明这些作用于交感神经的药物来提高 G 耐力，但经过载人离心机试验，这些药并不能提高 G 耐力。

7. 临床参数对 G 耐力的影响^[17]

临床参数对 G 耐力的影响，见表 4 - 11 所列。

表 4 - 11 高 G 基础 G 耐力组和低 G 基础 G 耐力组的
临床比较参数

参 数	高耐力组	低耐力组
年龄(岁)	37 ± 5	32 ± 8
身高/cm	105. 3 ± 4. 1	181. 1 ± 5. 8
体重/kg	78. 0 ± 10. 4	71. 2 ± 8. 6
飞行时间/h	3196 (650 ~ 5000)	1798 (0 ~ 3860)
平板试验		
最大心率(次/min)	176 ± 7	186 ± 6
最大时间/min	14. 0 ± 3. 1	14. 1 ± 2. 9
最大收缩压/mmHg	184 ± 11	171 ± 8
最大舒张压/mmHg	91 ± 13	72 ± 15
休息状态		
心率(次/min)	75 ± 17	69 ± 13
收缩压/mmHg	135 ± 10	115 ± 13
舒张压/mmHg	86 ± 19	68 ± 8
瘦体重/kg	59. 9 ± 4	59. 4 ± 8. 6
身体脂肪百分比/%	23 ± 8	18 ± 7
红细胞比容/%	48. 3 ± 0. 8	45. 2 ± 0. 2
血红蛋白(g%)	15. 8 ± 0. 6	15. 1 ± 0. 6

血糖 (mg%)	222 ± 35	165 ± 10
甘油三酯 (mg%)	169 ± 77	92 ± 10
血糖 (mg%)	122 ± 14	106 ± 11
尿比重	1.026 ± 0.004	1.021 ± 0.007

三、其 他

(一) 载人离心机的加速度模拟

载人离心机是模拟战斗机飞行中加速度的研究工具。为了使这种模拟更为逼真,必须了解飞行中真实的加速度情况,以便进一步进行加速度生理学的研究。

1. 战斗机的加速度特点

现代高性能战斗机在 1s 内可使加速度达到 9G,而且持续时间长达几分钟。这种环境使人体产生明显的生理变化,已大大超过了人体对它的耐受能力。

加速度是十分奇特的一种环境,在飞机问世以前人类几乎没有经历过这种环境。它非常反常,在整个加速度作用期间,它直接连续地作用在人体上,想对它进行防护简直不可能。飞行人员可以防护其他一些航空航天有害环境,如低气压、高低温、辐射等等,但他们不能完全防护加速度。随着所谓 G 防护方法如抗荷服、抗 G 收紧动作、正压呼吸和倾斜座椅的出现,人体对高 G 的耐力确实提高了。然而,整个 G 耐力仍然持续影响着人体的解剖学和生理功能。事实上,防护方法还增加了加速度的危险程度。事实提醒我们,必须懂得在有空战动作的每次出击,高性能战斗机飞行人员在潜在危险环境作用下的生理学和解剖学。

2. 飞行中的加速度环境

军用和民用飞机的飞行员通常都是正坐在驾驶舱内的,因而在飞行中主要受到的是 $+G_z$ 的作用力。军事飞行环境独特而多变,其加速度模式因机种和飞行任务而不同。飞行任务分空对空和空对地两种,空对空则主要是空战动作,这对军事飞行环境中的

飞行员来说负荷是最大的。

人们往往用四种要素来表述加速度负荷的大小：整个飞行时间和 G 机动事件时间；增长率和下降率； G 峰值； G - 时间积分 (G - time integration)。

美制高性能战斗机做空战机动动作时四种加速度模式见表 4 - 12 所列。F - 15 战斗机在做空战机动动作时的最大 G 值为 $7.5G$ ，最高增长率为 $6G/s$ ，机动时间大约为 $300s$ ，最大 $-G_z$ 为 $-0.5G$ 。1h 空战出击的飞行记录 (F - 16 对抗 F - 16) 表明，最大 G 值为 $9G$ ，最高增长率大于 $6G/s$ ，最大 $-G_z$ 为 $-0.2G$ 。最大攻角与最大 G 值是直接相关的。据印度空军 1998 年报导，苏 - 30 在做空战机动动作时的最大 G 值为 $8G$ ，最高增长率为 $4.5G/s$ 。

对像 F - 16 战斗机的飞行员来说，做空战动作时的加速度峰值可以达到 $9G$ ，并可以反复多次出现。 G 值大小是可以变化的，增长率每秒几个 G ，且有一个平均积分的 G 值乘以时间。对一个持续 $3min$ 的空战动作来说，其加速度时间积分可以是 $1000G \cdot s$ 。这样的空战动作对一名飞行员来说一天可能遇到几次，也可能一周、一个月甚至一年才碰上几次。如图 4 - 4 所示。

空对地机动动作往往发生于对地开火拉杆以后，包括防御性的规避机动动作，最大 G 值可达 $6G$ ，作用时间数秒钟。

民航特技飞行表演时 $+G_z$ 的值不大，但常常出现 $-G_z$ 。一架先进的特技飞行表演飞机其 G 值大约在 $+5G_z \sim -5G_z$ 之间。因此，我们对载人离心机的要求是：

- ① 尽可能精确地模拟战斗机飞行时的加速度环境。
- ② 这种加速度环境的模拟应该是连续的、动态的。
- ③ 这种加速度环境的模拟应尽可能结合自己国家和空军战斗机的实际情况，而不是照搬国外现成的数据。因为战斗机类型不同，加速度环境也是有差别的，这样有利于针对性的进行抗荷装备研制和有的放矢地进行载人离心机高 G 训练。

表 4 - 12 不同机种空战机动动作时的平均及最大值

机 种	最大 增长率 / (G/s)	G 峰值 /G	时间/s				格斗 时间 /s	格斗分数				峰值#			
			5G	6G	7G	8G		5G	6G	7G	8G	5G	6G	7G	8G
F - 4E (7 次 格斗)	平均 1.13	6.0	13.1	1.2	0	0	176	0.07	0	0	0	2.9	0.7	0	0
	最大 1.8	6.8	29.9	3.5	0	0	332	0.12	0.01	0	0	5	2	0	0
F - 5G (12 次 格斗)	平均 1.13	5.9	9.5	1.4	0.4	0	66	0.15	0.02	0	0	2	0.8	0.2	0.1
	最大 3.0	8.2	25.0	10.5	4.4	0.5	158	0.37	0.20	0.08	0.01	10	6	1	1
F - 15G (58 次 格斗)	平均 2.06	6.83	21.8	8.4	1.3	0	143	0.17	0.07	0.01	0	3.7	2.1	0.6	0.1
	最大 6.3	8.2	72.2	45.5	18.1	0.8	303	0.60	0.30	0.10	0	14	9	6	1
F - 16G (21 次 格斗)	平均 1.73	7.11	20.3	7.8	2.0	0.2	160	0.14	0.06	0.02	0	3.1	1.7	0.8	0.14
	最大 3.0	8.4	56.4	33.1	10.2	1.9	292	0.51	0.29	0.16	0.02	11	3	3	1

因此,必须对现有部队的主要机种进行加速度环境的调查研究。

④ 载人离心机的准确模拟依赖于硬件和软件二者的结合。

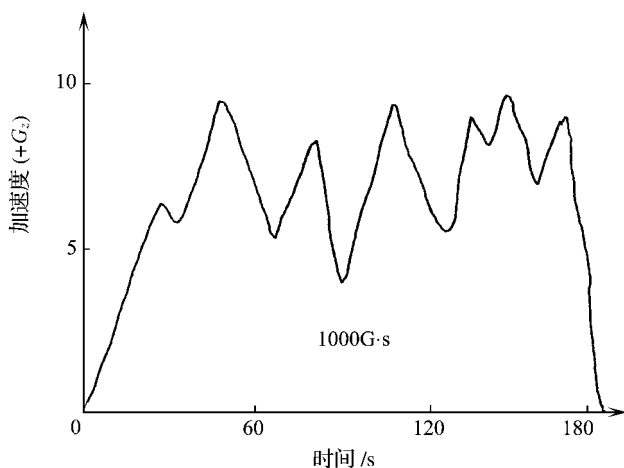


图 4 - 4 3min 空战机动动作的加速度时间积分示意图

(二) A - LOC 的研究

A - LOC (Almost loss of consciousness) 译成中文是几乎意识丧失,是航空医学中的一个新术语。实际上它与 N - LOC (near loss of consciousness) 即近意识丧失是一个同义词。它是一组综合征。

20 世纪 80 年代中期,美国海军首先提出了 A - LOC 的概念。但在此后的 10 多年里,没有人对它进一步的深入研究。直到 2003 年 10 月,Shender 等人在载人离心机上进行试验后才获得了有关 A - LOC 综合征的详细资料。他们用 9 名被试者 (8 名男性、1 名女性) 在宾夕法尼亚州动态飞行模拟器上进行短时 6G、8G 和 10G 试验。以 1.25s 到达作用峰值 G,周边视野消失后以 0.5s 增加到黑视,以后又以 0.25s 增加该 G 值的作用时间直至 G - LOC。用红外光谱仪 (NIRS) 测定相对大脑组织氧和 (rSO_2)。当出现视

觉症状时按压开关、视觉症状恢复时就松开,用简单的数学运算任务来评价短时记忆力丧失。最后对身体、生理、认识和快慢反应进行分析。

在 161 次载人离心机试验中,总共发生 66 次 A - LOC。见表 4 - 13、表 4 - 14 所列。

表 4 - 13 不同 G 值时发生 A - LOC 的情况

G _z 值	发生 A - LOC 受试者人数 / 人	发生 A - LOC 次数 / 次
6	7	29
8	8	28
10	4	9

表 4 - 14 A - LOC 时发生的症状

分类	症 状	发生症状次数 / 次	发生症状人数 / 人	重复次数 / 次
体 征	手、臂和面部有麻刺感	40	7	6
	面部表情茫然	27	8	6
	手、臂不自主运动	20	8	5
	眼睛运动	18	5	3
	全身摆动	16	4	2
	面部松弛	10	5	2
	失去控制力	10	5	3
	听力丧失	8	4	2
	短暂麻痹	6	4	2

认	精神错乱	34	9	9
知	健忘	23	7	6

(续)

分类	症 状	发生症状次数/次	发生症状人数/人	重复次数/次
认 知	恢复延迟	18	7	5
	说话困难	8	3	2
	失定向	7	6	1
情 绪	欣快症	13	7	4
	担忧	7	6	1
	惊讶	5	3	2
	不愉快	4	2	2

A - LOC 综合征有一个很特殊的症状 :说话困难。有些被试者在完成试验后想说话而说不出来。在 66 次 A - LOC 中有 8 次 (12%) 说话困难,说话困难的症状一直持续到视觉完全恢复以后几秒钟。这明显说明认知和动作分离。另外,精神错乱的发生率也相当高,66 次 A - LOC 中有 34 次,占 52%。健忘症有 23 次,占 35%。有的被试者试验完成后问 :“我不知道怎么到这个地方来了,我现在在哪里 ?”“我知道我在什么地方,但是我为什么到这里来呢 ?”“我不知道发生了什么。”“我不知道为什么手臂不由自主地动。”等等^[18,19]。

图 4 - 5 表示在 +6G_z 作用下发生 A - LOC 症状时用近红外光谱仪 (NIRS) 测得的相对大脑组织氧和 rSO₂。

图中所示,横坐标为时间 (s) ,纵坐标为相对大脑组织氧和的值。上面一条有小锯齿的细曲线代表 G 值,下面一条粗而平滑的曲线为相对大脑组织氧和 (rSO₂) 。在时间 6. 8s 时,rSO₂ 值为最

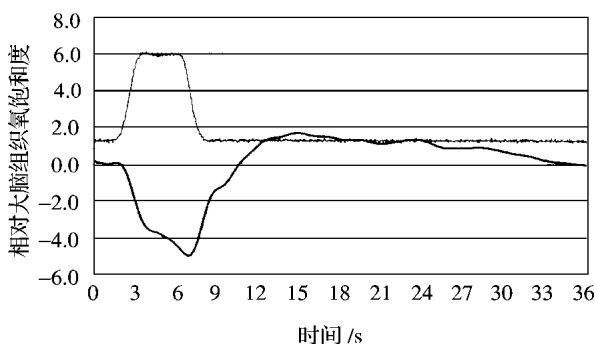


图 4 - 5 $+6G_z$ 作用下发生 A - LOC 症状时，
相对大脑组织氧和 rSO_2 的变化

小,大约 - 5.0。在 14.8s 时, rSO_2 则达到最大值,大约为 1.9。在 35.2s 时, rSO_2 又返回到基线。

A - LOC 不知不觉地影响着飞行人员的认知、运动和情绪反应。它使飞行人员的记忆中断、恢复时间延迟和降低操纵能力,因而 A - LOC 会大大增加飞行人员在飞行中的危险。

但目前对 A - LOC 的研究尚处于初级阶段,需要有更多的志愿者来参加载人离心机 A - LOC 试验研究,以获得 A - LOC 综合征及其机理的更深入、完整的知识。

(三) 推拉效应的研究

小于 $+1G_z$ 的加速度在短时间的的作用以后,立即转入大于 $+1G_z$ 的加速度作用的飞行动作称为推拉动作 (push-pull maneuver, PPM)。 $-G_z$ 时飞行员做的是推杆动作,而 $+G_z$ 时做的是拉杆动作,因此推拉动作一词又形象又容易理解。由推拉动作引起 G 耐力下降的效应称为推拉效应 (push - pull effect, PPE)。

在第二次世界大战期间,有经验的飞行员已经发现,推杆 ($-G_z$) 俯冲与翻滚 ($+G_z$) 俯冲相比较,在改出时更容易发生黑视。

20 世纪 90 年代初,德国在载人离心机上证实了推拉效应。试验结果表明,在 $-G_z$ 作用 2s 以后, G 耐力就会下降。 $-G_z$ 的值越大,作用的时间越长,其后 G 作用引起的 G 耐力下降就越明显。

1996 年,2 名加拿大 CF - 18 战斗机飞行员在空中进行一对一空战攻击。当开始迎面接敌攻击时,其中 1 名飞行员飞行 $(0.1 \sim 0.5) G$ 8s,然后半滚侧转以 $3G/s$ 增长率、最大 G 值 $6.4G$ 飞行,紧接着飞机垂直下降触地坠毁。据飞行事故调查研究认为,这名飞行员过去的飞行记录证实,他是可以耐受这么高的 G 值的,但由于他预先飞行了小于 $1G$ 的动作,降低了 G 耐力,因此调查结论认为这起飞行事故是由于推拉效应造成的。

此后,加拿大国防和民用环境医学研究所对加拿大军队 284 起喷气式战斗事故进行回顾性调查,发现其中 4 例与推拉效应有关。飞行中 $G - LOC$ 中有 17% 与 0 或 $-G_z$ 作用有关^[20]。美国空军在 1982 年—1996 年间发生的 24 起 $G - LOC$ 事故前有 3 起极可能有推拉动作,另有 4 起可能有推拉动作^[21]。从美国空军 F - 16、F - 15 战斗机空战训练平显录像中分析,空战中含有 17% ~ 66% 的推拉动作,平均为 32%。推拉动作中小于 $1G$ 的加速度平均范围为 $(0.0 \sim 0.5) G$,平均持续时间为 $(3.5 \sim 5) s$ ^[22]。

通过载人离心机、实际飞行及旋转床等试验,对推拉效应的机理已初步明了。推拉动作在 $-G_z$ 阶段时,血液在惯性的作用下流向头部,颈动脉血压升高,颈动脉窦压力感受器受刺激传入冲动增加,通过大脑心血管中枢使心脏的迷走神经紧张增强,心脏交感神经紧张以及交感缩血管紧张减弱而造成心率减慢、心输出量减少、外周血管阻力降低、动脉血压下降。一般这种压力反射需要 5s 并持续一段时间。如果这时立即转入 $+G_z$ 作用(此时因心率减慢、血压下降已不利于 $+G_z$ 耐力,再加上 $-G_z$ 阶段交感抑制的持续效应),就会使压力感受器对 $+G_z$ 低血压的反射性反应延迟,机体对 $+G_z$ 的代偿机制受损,从而使 $+G_z$ 的耐力下降。此外,推拉动作

使大脑血液动力学迅速受损,这对 G 耐力也是一个很不利的因素。

有关推拉效应机理的研究尚需进一步深入,但随着波兰航空研究所设计生产的新型载人离心机的诞生,为推拉效应的研究提供了很好的条件。

(四) G 作用下色觉变化的研究

未来高性能战斗机飞行员将会遇到越来越多有关飞机和飞行环境重要信息的彩色显示,因此色觉对飞行人员来说十分重要。但人体在 G 作用下色觉会有什么变化?2000 年以前几乎很少有人对此进行研究。2000 年,美国航空航天医学会科学年会论文文摘专集着重回顾了过去两年中所做的一系列载人离心机高 G 作用下人体色觉的变化。其中一项研究用 10 名受试者进行高 G 训练接近 G - LOC,以 0.1G/s 的增长率直至出现视觉丧失的 5 个时期为止。这 5 个时期为:①灰视;②青绿到白色消失;③绿色到黄色消失;④红色和蓝色到黑色消失;⑤视野闭塞到 95% 的黑灰丧失(即中央视觉丧失 95%)。

载人离心机试验结果,有 8% 的被试者出现以上 5 个视觉丧失时期,这 5 个视觉时期的平均 G 耐力分别为 4.4G、4.8G、5.1G、5.3G 和 5.8G。

美国空军研究所用 9 名被试者进行载人离心机高 G 作用下色觉变化的试验。每位受试者接受 60 次试验,每次作用 3G、5G、7G 和 9G 时,持续时间 10s,增长率 6G/s。被试者穿着标准抗荷服,必要时做抗 G 收紧动作。用 5 种均匀饱和的灰、黄、红、蓝、绿方形色块投射到被试者对面的显示屏上,被试者口头报告他所看到的颜色。试验结果:在 540 人次试验中,有 16 人次由于 G - LOC、黑视或看不见任何色彩而退出试验;其余 524 人次试验,有 18 人次出现颜色变换,其中 9 人次发生于 9G 作用下,占 9G 作用次数的 8%,4 人次出现于 7G 作用时,占 7G 作用次数的 3%。色

彩变化多数为黄色变换成红黄色,其他由红色变换成黄红色,绿色变成黄色,还有少量的蓝色和灰色的变换。这表明在高 G 作用下,飞行人员的色彩识别能力会受到损害。

这方面的研究工作目前仅仅处于探索阶段,而载人离心机的人体试验是开展这些研究工作的最好工具。

(五) 抗荷设备的测试与鉴定

因为新型高性能战斗机具有高过载和高过载增长率的特点,所以相应的有关研究,如提高飞行员应对能力和技术、开发新型抗荷装备和新型飞机生命保障系统等也需在具有相当性能的载人离心机上开展。

1. 抗 G 装备抗荷效果的测试与鉴定

抗 G 装备原来主要是指抗 G 阀和抗荷裤。随着新的抗荷措施的使用,如采用加压呼吸来提高 G 耐力而使抗荷系统含概了新的内容。抗 G 装备的测试和鉴定包括物理和生理鉴定两类。

① 装备的物理性能测试 是了解抗 G 装备本身的物理特性的测试方法,也是改进系统性能的依据,一般先于生理试验进行,即装备的物理性能鉴定合格后才开始进行下一步的生理试验。对由抗 G 服和抗 G 阀组成的抗荷系统来说,物理性能测试包括以下一些方面性能指标。

- 抗 G 阀控制传递函数 即表示为抗 G 阀建立的压力是 G 值及 G 增长率的函数,反映了抗 G 阀的控制特性,其中机械式和电子式抗 G 阀的传递函数在构成上有较大的差异。

- 抗 G 阀对 G 力及其变化 (G 增长率) 的响应 :反映了在不同 G 力和 G 增长率作用下,抗 G 阀出口压力建立的快慢。有分析传递函数的频域方式和分析抗 G 阀出口压力建立时间的时域方式两种。

- 抗 G 阀压力制度 :反映为抗 G 阀出口压力 (或抗 G 服内

的压力)与时间对比的变化关系。从中可以分析出抗 G 服压力建立的响应品质(压力建立滞后时间 - 时域分析),压力超调量,压力建立误差等。图 4 - 6 为一种典型的抗 G 阀压力制度曲线。

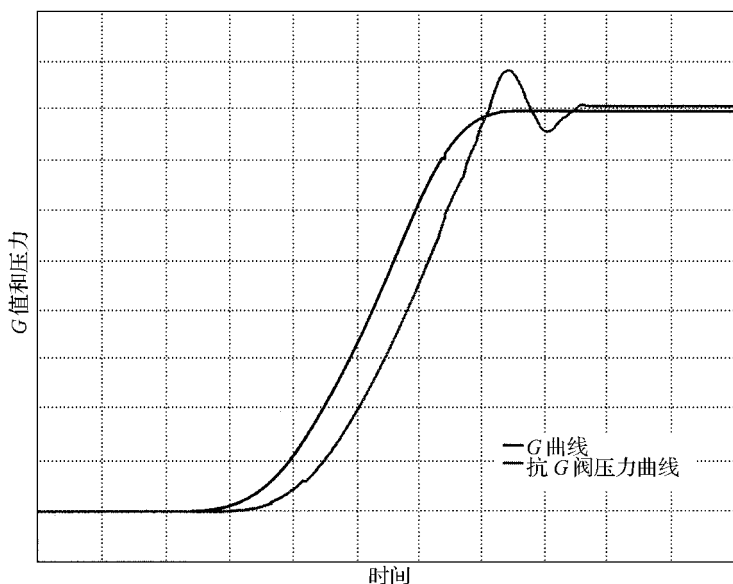


图 4 - 6 离心机测试典型的抗 G 阀压力制度曲线

- 抗 G 阀流量 抗 G 阀提供空气流量的能力,与及时建立抗 G 服压力、提供系统的响应品质有直接影响。
- 抗 G 服压力建立和响应。
- 抗 G 服压力建立区域参数等 指测量抗 G 服有效的覆盖面积,建立起的体表压力及其建立压力的分布情况。在抗 G 服设计中,可以根据体表压力建立情况,优化设计抗 G 服覆盖,使建立的体表压力更有效地阻止血液向人体下肢转移。

对属于代偿系统的加压呼吸设备,其物理性能及其配套的氧调器性能在代偿系统设备测试中进行。其抗荷功能、分析的物理

指标包括 面罩/背心压力制度建立和响应 流量要求等。

其物理意义和抗荷系统设备的相似。

② 抗 G 装备的生理鉴定 生理测试和鉴定是通过比较使用抗荷设备前后飞行员 G 耐力的变化,间接反映抗 G 装备提供抗荷的能力。

进行生理测试和鉴定时,需要在离心机上先后测试飞行员的松弛 G 能力和有抗 G 装备支持的 G 耐力。二者的差值即为抗 G 装备能提供 G 耐力防护值。进行生理鉴定时,离心机运行要准备 同种类型加速度曲线 ;使用同样加速度增长率 ;同样的生理监测指标 抗 G 装备在离心机安装的环境标准要统一 ;同样的耐力终点鉴定标准。

在重复若干人次(参考 G 耐力鉴定标准)的测试后,统计平均的 G 耐力防护值即为此类抗 G 装备的防护效果值。

2. 抗 G 阀的使用

在抗荷系统中,抗 G 阀是一个控制部件。它的响应品质、压力建立性能、流量控制、稳定特性等都决定着整个抗荷系统的性能品质。抗 G 服的性能是在抗 G 阀性能保证的基础上达到的,所以在离心机抗荷装备的测量和鉴定应用中,对抗 G 阀的使用是有重要意义的。

前面提到过在抗 G 阀物理性能测试中要测量的物理量,但在分析中可以发现某些物理量的控制是相对离散的,特别是对用气动反馈控制的机械式抗 G 阀。有设计利用计算机控制抗 G 阀压力建立,以此来为分析抗 G 阀本身的性能以提供稳定的参照对比。比起实际抗 G 阀来,这种计算机控制的抗 G 阀具有的响应性能在一定范围内可调节、压力制度可调节、稳定等特点。图 4 - 7 为一种计算机控制抗 G 阀系统工作原理图。

使用这种抗 G 阀的另一个优点是,为研究目的的应用提供了更灵活的工具^[23]。

3. 离心机应用的操纵程序

在抗荷应用中,离心机操纵程序包括明确任务、控制台装备、离心机设施准备、飞行员准备等启动前的准备环节和执行启动、运行及停机过程。图 4 - 8 和图 4 - 9 是进行一般离心机操纵的操纵程序^[23 ~ 26]。

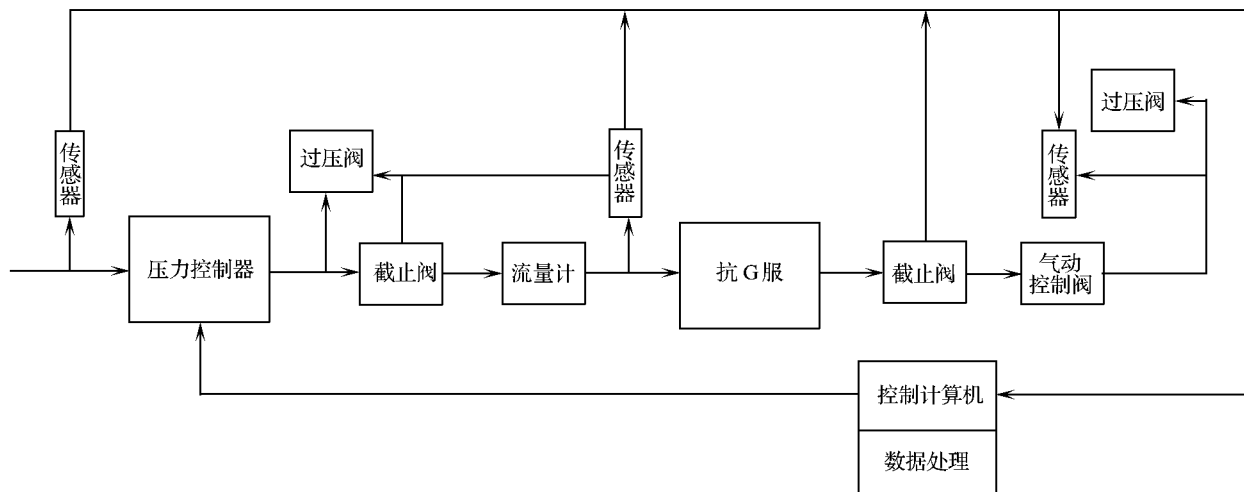
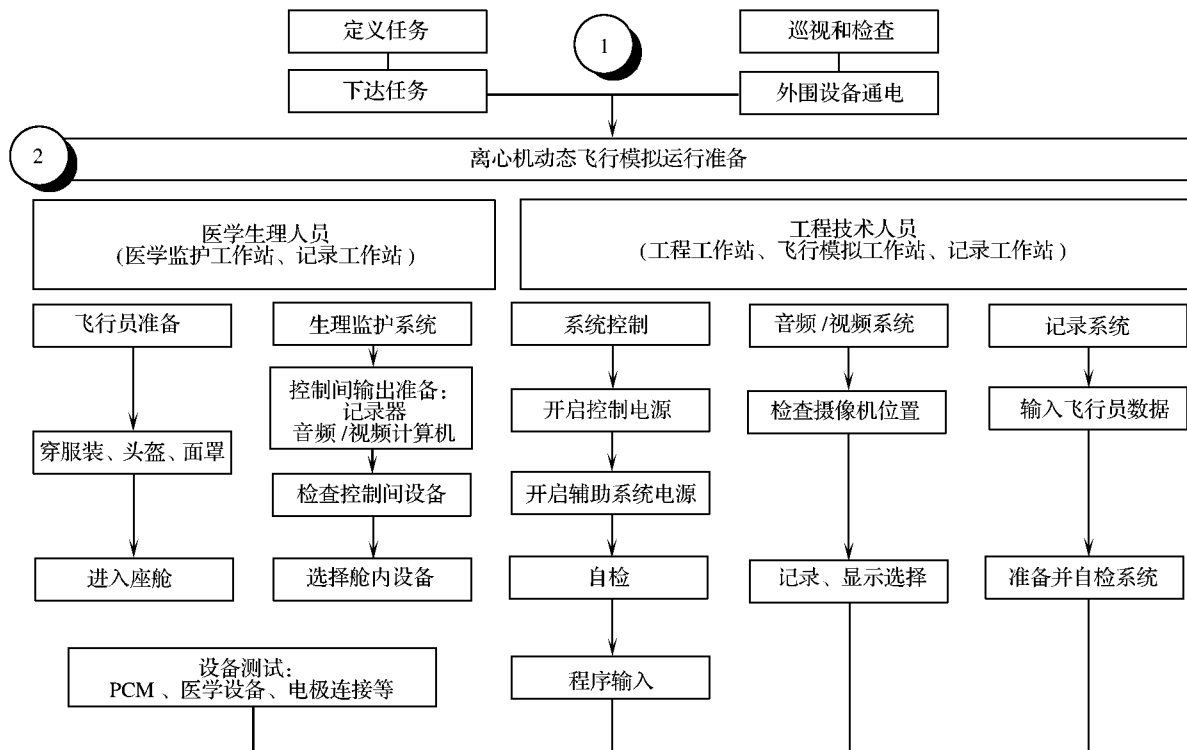


图 4 - 7 离心机应用可编程抗 G 阀原理图



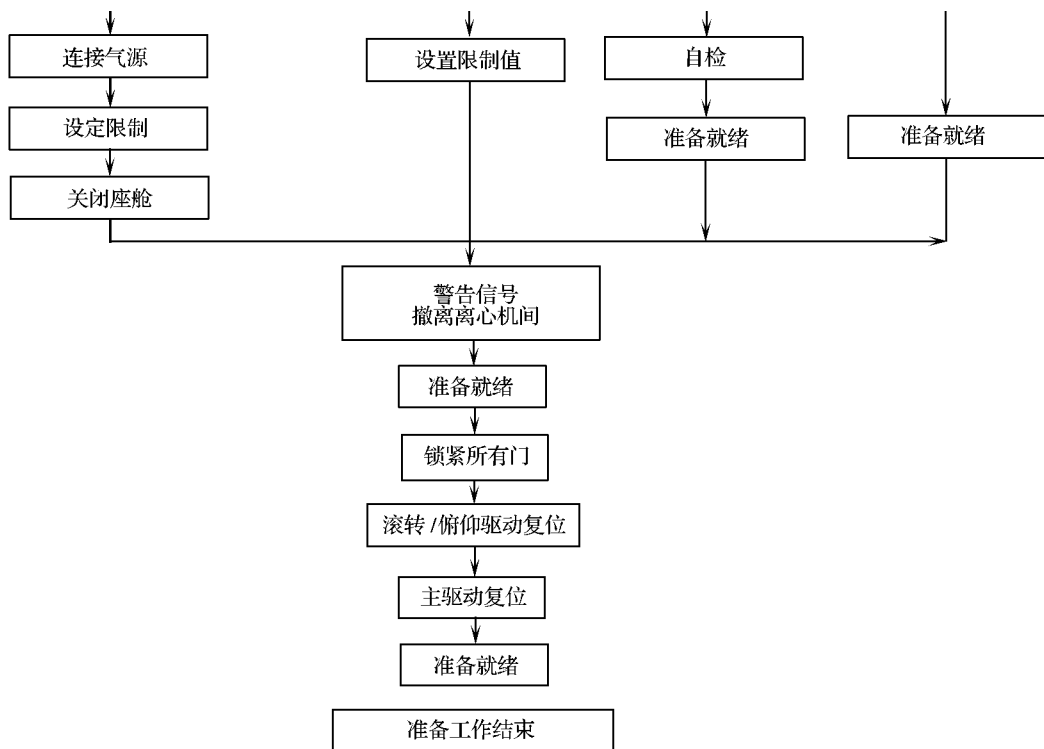
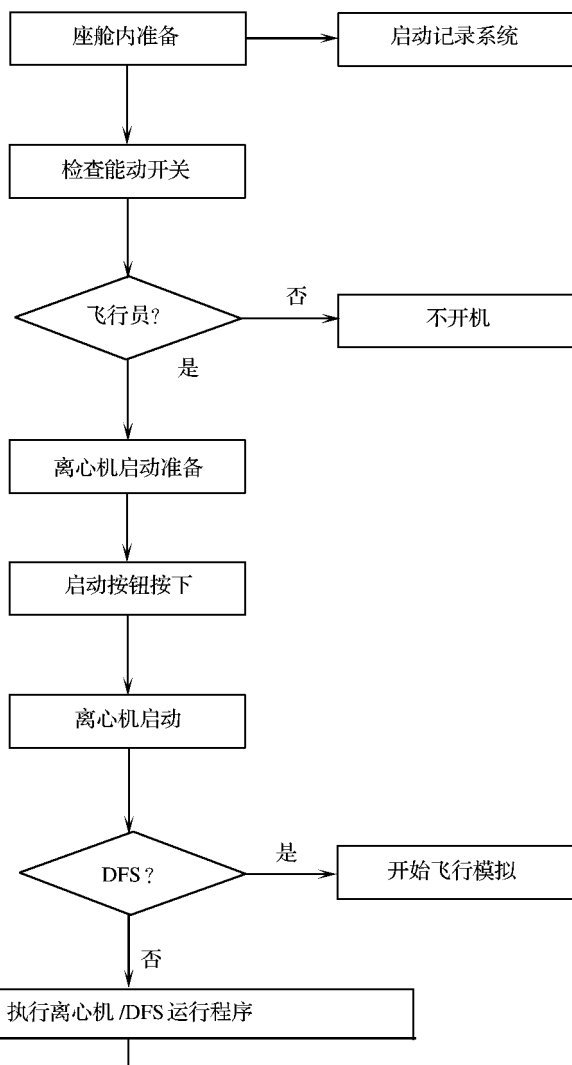


图 4 - 8 离心机的操纵程序 (一)

3

启动离心机 /DFS 运行



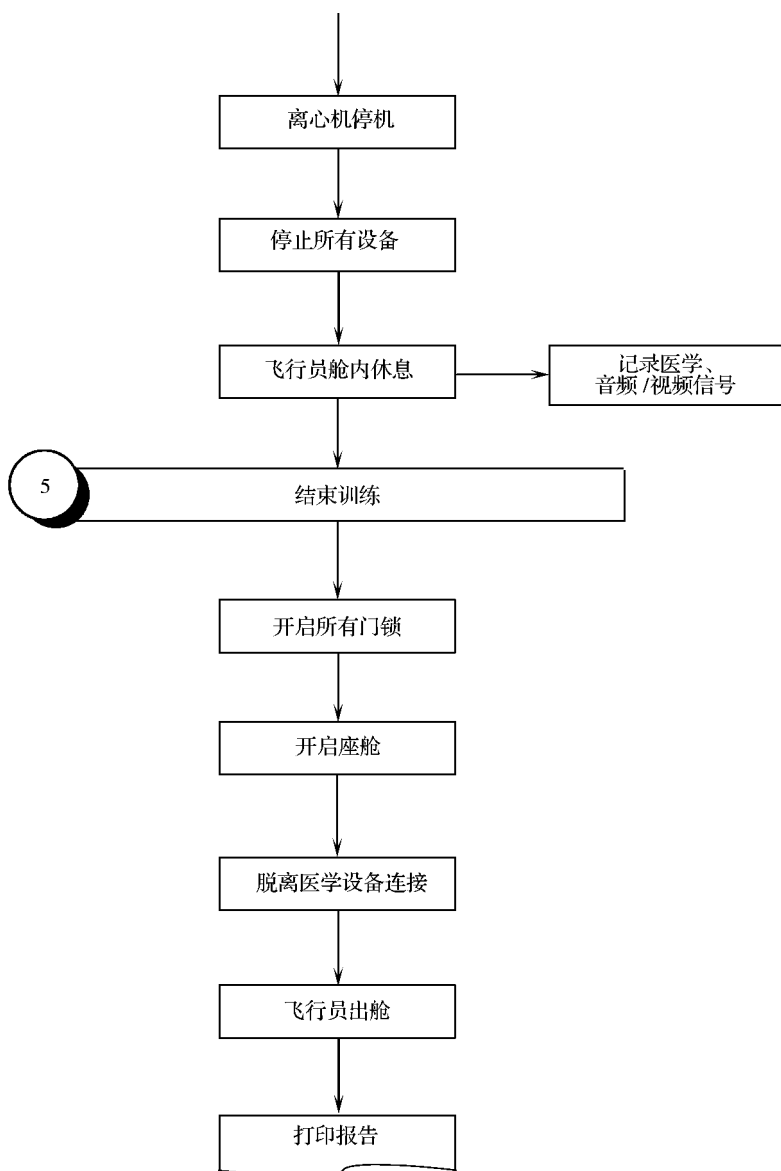


图 4 - 9 离心机的操纵程序 (二)

参 考 文 献

- 1 Burton R R. G-induced loss of consciousness :definition, history, current status. Aviat Space Environ Med 1988 ;59 (1) :2 ~5
- 2 Burton R R et al. Man at high sustained $+G_z$ acceleration :a review. Aviat Space Environ Med 1974 ;55 (11) :1115 ~1136
- 3 Burton R R, Whinnery JE Operational G-induced loss of consciousness :something old ; something new. Aviat Space Environ Med 1985 ;56 (8) 812 ~817
- 4 Wood E H G-induced loss of consciousness and its prevention AD - A202960 1988
- 5 Houghton J D et al. Performance and physiological effects of acceleration-induced loss of consciousness Aviat Space Environ Med 1985 ;56 (9) :956 ~965
- 6 Lyons T J, Harding R, Freeman J, Oakley C G-induced loss of consciousness accidents : USAF experience 1982 - 1990 Aviat Space Environ Med 1992 ;63 (1) :60 ~66
- 7 [http ://www. spatiald. wpafb. af. mil/Mishap%20 studies/Davenport. pdf](http://www.spatiald.wpafb.af.mil/Mishap%20studies/Davenport.pdf)
- 8 [http ://www. f-16. net/f-16-article 763. htm](http://www.f-16.net/f-16-article-763.htm)
- 9 Gillingham K K Centrifuge training of USAF fighter pilots [Abstract] Aviat Space Environ Med 1984 ;55 :467
- 10 Pluta J C LOC Survey Flying Safety 1984 ;25 ~28
- 11 High-G Protection Training AGARD - AG - 322, 1990
- 12 Johanson D C, Pheeneey H T A New look at the loss of consciousness experience within the US Naval Forces Aviat Space Environ Med 1988 ;59 :6 ~8
- 13 Prior ARJ RAF experience of G induced loss of consciousness In :Proceedings of High G Protection Aeromedical and operational Aspects, pp16 - 25. The Royal Aeronautical Society. London, 1987
- 14 Whinnery J E $+G_z$ induced loss of consciousness in undergraduate pilot training. AD - A179147 1986
- 15 Rayman R B Sudden incapacitation :USAF experience 1970 - 1980 Aviat Space Environ Med 1983 ;54 (2) :161 ~164
- 16 Cochran L B, Gard P W and Norsworthy ME Variations in human G tolerance to positive acceleration VSN SAM/ NASA/ NM 001 - 059. 020. 10 Pensacola, FL, 30 August. 1954
Gillingham K K High-G stress and orientational stress :physiological effects of aerial maneuvering. Aviat Space Environ Med 1988, 59 :A10 ~A20
- 17 Burton R R and Whinnery J E Biodynamics :sustained acceleration. In :Fundaments of Aer-

ospace Medicine, 2002 :122 ~ 153

- 18 Shender B S, Forster E M, Hrebien L et al. Acceleration-induced Near-Loss of consciousness :The “A-LOC” Syndrome Aviat Space Environ Med 2003 ;74 :1021 ~ 1028
- 19 Shender B S, Forster E M, Cammarota J P et al. Almost loss of consciousness :a factor in spatial disorientation. In :Proceedings of RTO HFM Symposium on Spatial Disorientation in Military Vehicles :Causes, Consequences and Cures, 2002 Apr 15 - 17 ;La Coruna Spain
- 20 Banks R D, Brush M L, Wright H L Operational implications of push-pull effect (abstract) Aviat Space Environ Med 1997 ;68 (7) :614
- 21 Michaud V J, Lyons T J The “push-pull effect” and G-induced loss of consciousness accidents in the U. S. Air Force Aviat Space Environ Med 1998 ;69 (11) :1104 ~ 1106
- 22 Michaud V J, Lyons T J, Hansen C M Frequency of the “push-pull effect” in U. S. Air Force fighter operations Aviat Space Environ Med 1998 ;69 (11) :1183 ~ 1186
- 23 Product Description and Technology Guide. AMST Systemtechnik GmbH.
- 24 Dynamic Flight Simulator Wyle Model.
- 25 High Dynamic G Trainer. ACUTRONIC MODEL :Physical, Performance Characteristics.
- 26 High-G Flight Environment Trainer Technical Introduction. Environment Tectonics Corporation.

第五章 高加速度生理训练

在载人离心机的应用中,高性能战斗机飞行人员的高加速度训练是一个十分重要的内容,但这项应用开展得比较晚,主要有以下三方面的原因。

① 第二代以前的战斗机空战及训练时的机动性能较低,因此引起 G - LOC 的情况并不严重。第三代战斗机出现以后,由于机动性能高,G - LOC 成了一个十分突出的问题。仅用抗荷服就难以对付高达 9G、持续 45s 的加速度的作用。只有采取有一定角度的后倾座椅、使用改进的高性能抗荷装备,加上有胸部代偿压的加压呼吸、训练有素的抗荷收紧动作,以及适当的体育锻炼和载人离心机训练等综合性抗荷措施,这才是最有希望解决防护快增长率高 G 值持续性加速度的最佳途径。载人离心机训练则是综合性抗荷措施中不可缺少的。

② 人们对于载人离心机训练效果的认识有一个发展过程。虽然早在 20 世纪 40 年代已有人用简易的离心机训练来提高飞行员的加速度耐力,但仅属于研究阶段。20 世纪 60 年代,苏联的波利索夫 (Борисов) 等在试验研究后指出,在载人离心机上进行系统的训练可以提高加速度耐力 $(1.5 \sim 2.0) G^{[1]}$ 。另一位苏联专家杰列夫扬卡 (Дерьевянко) 介绍,15 名航校学员在半径 3.6m 的载人离心机上训练,每人训练 (13 ~ 14) 天后,加速度耐力平均增加 $3G_z$ 。同时,美国空军布鲁克斯空军基地航空航天医学院也开展了高加速度和空战动作的载人离心机训练。1971 年,美国空军战术司令部批准了一项飞行人员高加速度训练计划,由航空航天医学院对内华达州尼尔斯空军基地战斗机武器学校的 F - 4 战斗机飞行学员进行载人离心机训练。1972 年有 90

名F-4战斗机飞行员接受了载人离心机训练,训练达到了预定的目标,效果良好^[2]。但到了1973年,美国空军战术司令部借口后勤保障有困难而中止了训练计划。20世纪70年代中期,F-15战斗机陆续装备美国空军,F-15战斗机飞行人员G-LOC成了突出的问题。多起G-LOC事件几乎造成机毁人亡事故。G-LOC被列为一架F-15飞机失事的可能原因。于是美国空军战术司令部重新要求航空航天医学院进行载人离心机训练。20世纪80年代初,F-16飞机G-LOC事件开始报导,其中有一起飞行员发生G-LOC的情景在平视仪录像带中被录了下来。1983年,在1个月里发生了2起因G-LOC造成的F-16机毁人亡事故。美国空军战术司令部采取了一系列措施,其中包括载人离心机训练。1983年4月和5月,有73名F-15和F-16战斗机飞行员在航空航天医学院接受了高加速度离心机训练,训练结果表明,他们的加速度耐力有明显提高,一般可以提高(1~3)G^[3]。1988年,美国空军霍洛曼空军基地装备了ETC公司制造的专用训练载人离心机。到2003年为止,已为美国军队与世界23个国家和地区的飞行人员近4万人次(大部分为F-15和F-16飞行员)进行训练,受到普遍欢迎^[4,5]。

③近10多年来,载人离心机的结构与性能有了很大提高。它的臂长均在8m以上,吊舱均有万向接头,可作2个自由度甚至3个自由度的旋转和俯仰。可通过计算机程序设计控制旋转和俯仰的角度,增长率可以达到6G/s、10 G/s甚至15 G/s。吊舱内有视景系统,使“飞行”环境更加逼真。结构、性能的提高为载人离心机空战动作训练开辟了一条新的途径。

利用载人离心机进行高性能战斗机飞行人员高加速度训练虽然起步较晚,但发展很快,应用前景广阔,将会产生巨大的军事效益和经济效益。以下我们就载人离心机的训练目的、设备、方法、效益、美国空军、日本航空自卫队以及印度空军的载人离心机训练情况和训练后发生意外的典型实例进行介绍和分析研究。

一、训练目的

载人离心机的训练有三个目的：一是提高高性能战斗机飞行人员的加速度耐力；二是使飞行人员通过理论学习，了解加速度对人体作用的机理及影响 G 耐力的各种因素；三是利用载人离心机进行空战动作训练，即在地面进行空战动作训练，受到各国军方的重视，但目前尚处于探索阶段。以下对这三个目的分别加以叙述。

(一) 使受训飞行人员学会正确使用抗 G 收紧动作和熟悉使用高加速度防护装备，从而提高其加速度耐力

1. 抗 G 收紧动作的训练

抗 G 收紧动作是全身骨骼肌的收缩并且配合有节律的呼吸动作，提高脑血压，防止因加速度引起的意识丧失的一种技巧动作。做这种动作有两个要领：一是持续有力地收缩全身的骨骼肌，包括四肢、胸、腹部的肌群作等长收缩，使这些部位的血液减少滞留，增加血液回流；二是采用有节律的呼吸，首先用 3s 时间向已完全关闭的声门吐气，然后再用 1s 时间迅速完成真正的呼气 and 吸气动作。如此反复多次，直至加速度作用力消除，以此来提高胸内压，增加脑部的血流量。

据文献记载，早在 1924 年法国人已开始提出使用抗 G 收紧动作，但真正在实际飞行中使用则在 9 年以后，即 1933 年英国飞行员斯坦福首次付诸实施。据斯坦福叙述，通过下肢和腹部的肌肉收缩，可以提高大约 2 个 G 的耐力，这在当时没有抗荷服的情况下确实是个了不起的发明。但由于动作是经验性的，并不规范，又缺乏科学实验论证，在军事飞行员中并没有得到普遍推广。直到第二次世界大战初，由于作战的需要，这种抗 G 收紧动作重新又得到了航空医学研究人员的采用。1941 年，美国陆军航空兵部队的巴尔德斯 (Bal-des) 和伏特 (Wood) 在梅奥临床医院 (Mayo clinic) 的载人离心机上进行抗 G 收紧动作的试验，形成了 M-1 动作^[6]。

这套动作的特点是既有全身肌肉收缩又有节律性呼吸。20 世纪 70 年代,美国航空航天医学院利用载人离心机又编制了另一套抗 G 收紧动作,称为 L - 1 动作。它与 M - 1 动作的不同之处在于呼气时对着完全封闭的声门吐气,这样可以产生更大的胸内压,避免了 M - 1 动作长时间的喊叫所致干扰通话和令人不快的喉咙刺激(M - 1 动作时声门是半闭的)。20 世纪 80 年代,中国航空医学研究所的国洪章和张淑霞提出了一种以中国传统气功为基础的 Q - G 动作。美国海军航空发展中心提出了霍克(Hook)动作。以下分别介绍这些抗 G 收紧动作的要领。

① M - 1 动作 在 $+G_z$ 到来前深吸一口气,然后通过部分关闭的声门缓慢用力呼气,同时全身骨骼肌绷紧,腹部用力顶在腰带和安全带上。呼气持续 (3 ~ 5) s,然后迅速吸一口气再重复以上用力呼气动作直至 $+G_z$ 作用结束。在用力呼气时要持续发出“嘿”的声音,做 M - 1 动作可提高 2G 的耐力。

② L - 1 动作 $+G_z$ 来临前深吸一口气,然后完全关闭声门,做用力呼气的动作,同时全身骨骼肌用力绷紧,腹部用力顶在腰带和安全带上,呼气持续 (3 ~ 5) s,再快速换一口气重复以上呼气动作,直至 $+G_z$ 作用结束。L - 1 动作也可使耐力提高 2G。但这个动作如果做不准确,特别是在吸气时间延长时,反而会使耐力下降。

③ Q - G 动作 这是中国空军航空医学研究所国洪章和张淑霞提出的紧张调息增压抗 G 动作,取两人姓名拼音的第一个字母。在做动作之前为提高中枢神经系统兴奋性,有意识地使全身处于准备状态。在 $+G_z$ 作用时,下肢肌肉爆发性紧张用力,紧接着持续用力鼓腹,同时用力快速表浅胸式呼吸,并使肋骨外扩上提,略微控制呼气,呼吸频率 (50 ~ 70) 次/min。

④ 霍克动作(Hook) 美国海军航空发展中心确认,他们在载人离心机高 G 训练中提出的霍克动作是一种很有效的抗 G 收紧动作。当飞行员发出“Hook”的声音后,关闭声门,胸内压立即升高。全身肌肉,特别是腹部和腿部肌肉等长收缩,抗荷效果更为

明显。开始时 3s 急促换气,这种抗 G 收紧动作的效果明显优于 L-1 和 M-1 动作。美国海军 20 世纪 90 年代有 525 名飞行员进行了离心机高 G 训练,训练中就结合了霍克动作,取得了非常理想的效果。一位 37 岁的 A-7E 战斗机飞行员在训练完成后的问卷调查表上写道:“当我刚经受 9G 加速度的时候,视力就开始模糊起来。我开始使劲地喊 Hook! Hook! 视力又恢复了,这种训练实在太棒了!”霍克动作其实与 L-1 动作基本上差不多,只不过呼吸的时候以喊 Hook 来代替完全闭合声门的吐气并迅速换气。

2. 熟悉高加速度防护装备的使用

到目前为止,高加速度防护装备只有抗荷服和倾斜座椅两种。倾斜座椅是固定在座舱里的,使用时并无特殊要求。而抗荷服的使用则有许多注意事项,使用不当对抗 G 效果影响很大。主要是两个方面:一是抗荷服分为大、中、小三种型号,飞行员必须根据人体测量数据正确选用,型号过小穿不进去,即使穿在身上也很不舒服,还可能限制肢体活动,妨碍操纵。型号过大穿在身上松松垮垮,难以达到抗 G 的效果;二是如果型号合适,但调节带未调节好,也会影响抗荷服的性能发挥。通过训练能使飞行员熟悉使用抗荷服的要领。

(二) 使受训飞行人员能更好地理解加速度负荷的生理机制、G 耐力、加速度负荷的症状、对抗加速度力的措施及训练时影响个人加速度耐限的各种因素

根据高加速度生理学的原理,加速度每增加 $+1G_z$,头水平的血压就会下降大约 22mmHg。加速度负荷会产生即刻效应和迟后效应两种。即刻效应是因流体静压下降,视网膜和大脑失去灌注;迟后效应是由于体内血液重新分配,心输出量减少。应该对加速度引起的视觉症状——灰视、管状视野和黑视的原因有较深入的了解,懂得加速度引起的意识丧失有四个重要特点:

① 加速度引起的意识丧失可以在预先毫无视觉先兆的情况下发生。

② 加速度引起的意识丧失通常需要 (20 ~ 30) s 时间才能恢复。

③ 加速度引起的意识丧失事后发生健忘症是极常见的。

④ 在加速度引起意识丧失期间,身体可能会有无意识的运动。

了解对抗 G 负荷主要生理学机制有两种:一是当 G 作用力引起对视网膜及大脑的血液供应中断之后,由于视网膜和大脑组织有代谢储备(主要指氧气储备),使它们的功能尚能维持几秒钟;二是为了应对头水平的血压下降,心血管的压力感受器通过反射最后动员以提高全身的动脉压。

最重要的是要让飞行人员明白 G 时间耐力曲线的意义和特点^[7]。如图 5-1 所示。

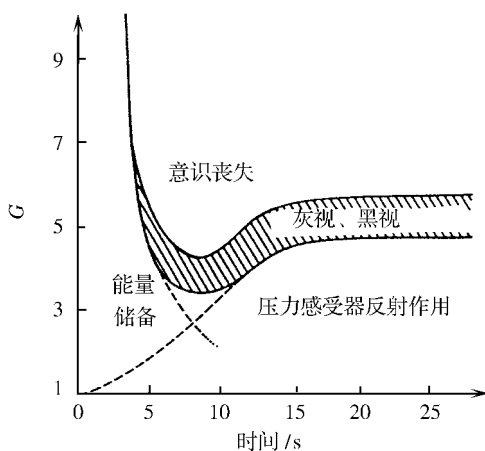


图 5-1 G 时间耐力曲线

图中说明了视网膜和大脑代偿储备与心血管对 G 耐力之间的关系,还表明了 G 耐力正是在这两种作用暂时交叉处(即曲线的波谷),及在任何特定时间的 G 负荷,视觉症状的出现总是比发生 G - LOC 大约低 1 个 G。

从图 5-2 中看出,快速增长率时,可以在几秒钟内直接发生 G - LOC, G - LOC 发生前并没有灰视、黑视症状。

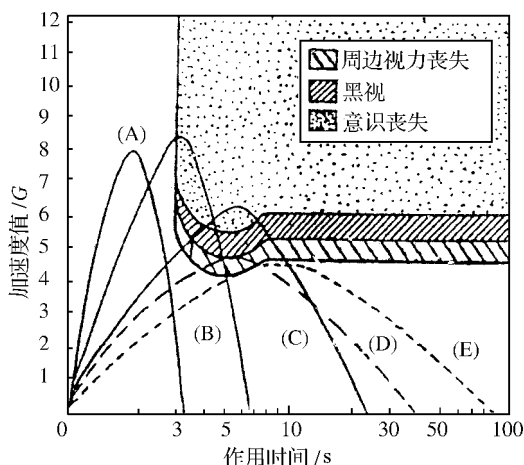


图 5 - 2 增长率对 G 耐力的影响

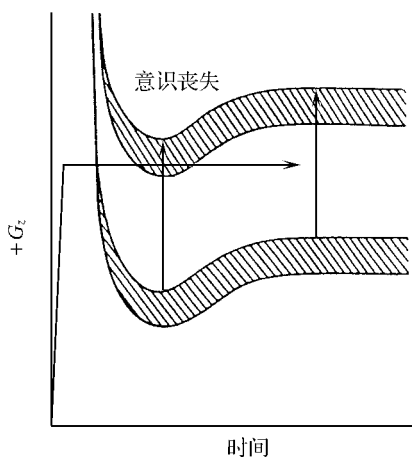


图 5 - 3 抗 G 收紧动作和其他对抗措施对 G 耐力的影响

此外,载人离心机训练也是一种特殊的航空心理学训练,飞行人员通过切身的高加速度体验,对以后空中训练时进行空战机动动作遇到高 G 时就不会惊慌失措,就可以应付自如,并树立充分的信心,这也是一种常常被人们忽视的训练成果,如图 5 - 3。

(三) 利用载人离心机进行空战动作训练

将近有 $2/5$ 的高性能战斗机的空战动作可以在载人离心机上训练,这种训练模式可以根据不同机种的实际情况进行计算机编序,既贴近实际又十分安全。

二、训练设备

载人离心机高加速度训练至少要满足三个要求:一是安全;二是有一个真实的座舱环境;三是有真实的飞行控制模拟。为此,训练用载人离心机臂长至少 6m 以上,最大 G 值应在 $12G$ 以上,增长率 $6G/s$ 以上。此外还应配备以下相关设备:

- 一个配有监护设备、通信联络器材及安全设施的操作台。
- 安全和紧急停机设备。

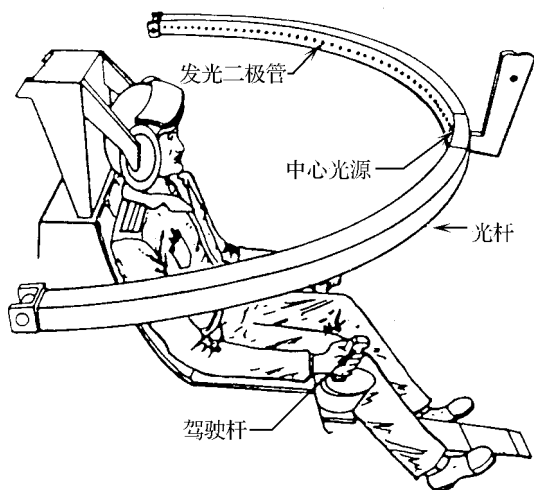


图 5 - 4 吊舱内的灯杆

- 用于监护和记录的录像系统。
- 通信联络系统。
- 确定终点的灯杆,如图 5 - 4、图 5 - 5。

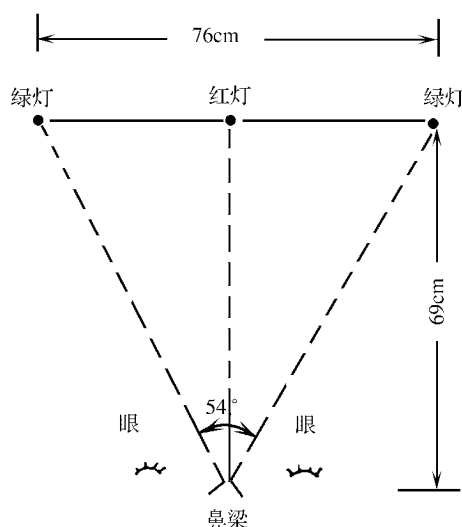


图 5 - 5 灯杆布局

- 抗 G 气源及阀系统。
- 自动和“环驾驶”飞行控制系统。
- 有平视显示仪的真实目标跟踪系统。
- 计算机生成的视觉显示系统。
- 医学和生理学监护及记录设备,监护与记录的内容包括心电、心率、血压、G 值、抗荷服压力及加速度时的正压呼吸。
- 尽可能符合飞行员驾驶的飞机机种吊舱内的座舱环境,如驾驶杆的位置、臂靠、足靠及节气杆,有一定背角的座椅。
- 正压呼吸调节系统。
- “检查 6 点钟”标记。
- 应急医疗设备及药品 (见表 5 - 1):手提式心电监护仪和除颤仪;手提式氧气瓶及与气管插管连接的面罩和连接器;口咽气道;气管插管及带气夹的喉窥镜;有面罩的氧气袋;手提式吸引器;静脉注射输液管及大小合适的套管;针、注射器及静脉注射架;血压计、听诊器及小型闪光灯。

表 5 - 1 备用药品名单

药 品	规 格	用 量/mL
硫酸阿托品	0. 1mg/mL	10
托西酸溴苄铵	50mg/mL	10
10% 氯化钙	100mg/mL	10
盐酸多巴胺	40mg/mL	5
1: 10000 肾上腺素	0. 1mg/mL	10
盐酸异丙肾上腺素	0. 2mg/mL	5
1% 盐酸利多卡因	10mg/mL	10
4% 盐酸利多卡因	40mg/mL	25
盐酸普鲁卡因胺	100mg/mL	10
盐酸普鲁卡因胺	500mg/mL	2
7. 5% 碳酸氢钠	75mg/mL	50
盐酸维拉帕米	2. 5mg/mL	2
氨茶碱	25mg/mL	10
地西洋	5mg/mL	2
胍屈嗪	20mg/mL	1
硫酸吗啡	2mg/mL	10
苯妥英钠	50mg/mL	5
沙丁胺醇吸入剂		
5% 葡萄糖	250mL	
0. 9% 氯化钠液	250mL	
注 1. 这些备用药品多数是用于心律紊乱的,尽可能配备齐全。		
2. 抗 G 装备和正压系统应与飞机上的设备一致。		

三、训练方法

各国空军高性能战斗机飞行人员高 G 训练的方法各不相同,没有一个统一的标准,原因是各国空军的具体情况不一样。如各国空军的战斗机机种不同 美国空军主要是 F - 16、F - 15 及少量的 F - 22 (F - 22 是第四代战机,已装备一个中队) 俄罗斯主要是

苏-27、苏-30 和米格-29；法国主要是幻影-2000 和阵风战斗机；英国主要是欧洲战斗机；瑞典主要是鹰狮战斗机。机种不同则空战动作时高 G 环境就有差别（可达到的最高 G 值、增长率、高 G 作用时间以及 G 时间曲线）。其次是各国空军所拥有的载人离心机的性能差别也很大。目前世界上拥有第四代载人离心机的国家只有 3 个，即法国、英国和瑞典。这些国家的载人离心机增长率可以达到 $(10 \sim 15) \text{ G/s}$ ，采用 3 自由度的万向接头，专门用于阵风、欧洲战斗机、鹰狮战斗机飞行员的高 G 训练，针对性强。其他各国的载人离心机属于第三代或第二代，即使是第三代的，互相也有差别。有的国家空军规模不大，飞行人员人数不多，干脆就送到别的国家去进行载人离心机高 G 训练。训练的时间也各不相同，短的 1 天，长的 6 天。有的主张训练时不戴飞行头盔和氧气面罩。如美国空军认为，戴飞行头盔和氧气面罩以后，通过闭路电视系统就看不到受训者的面部，而通过面部肌肉和嘴部却可以观察到抗 G 收紧动作的效果，训练人员从中可以获取十分有用的信息。另一方面，戴飞行头盔增加了受训者头部的质量，在发生 G-LOC 时，有发生颈部损伤的可能性。中国飞行人员载人离心机高 G 训练时也基本上采用美国空军的办法。而北约航空标准化协调委员会却坚持认为，载人离心机高 G 训练时，飞行人员应该戴飞行头盔和氧气面罩，这样才能真实地模拟空战机动动作，增加逼真度。

载人离心机的训练方法除不同之处外，也有不少相同的地方。从 8 个方面分别加以叙述。

（一）训练前的准备工作

1. 受训者进行体检

必须符合高性能战斗机的体格标准，凡有以下情况者不应参加训练：

- 患有各种不利于高 G 离心机训练的疾患。
- 24h 内服用过血管扩张药等不利于 G 耐力的药物。
- 训练之前睡眠少于 6h 或清醒时间超过 18h。

- 48h 内饮酒、空腹或饱腹。

- 24h 内有剧烈体力活动。

2. 学习加速度生理学知识

通过教员讲课和观看录像片对高加速度对人体的作用及防护措施有较深的了解。

3. 抗 G 收紧动作练习

要求动作正确、迅速及时,使以后正式训练时能熟练地掌握要领,充分发挥抗 G 收紧动作在抗 G 过程中的作用。

4. 填写问卷调查表

训练前的问卷调查表应包括以下内容:

- 姓名、出生年月、体重、身高。
- 飞过何种飞机及飞行时间。
- 最近一个月里出击的次数。
- 有氧体育锻炼,包括跑步、游泳、骑自行车等,每周锻炼几次?平均每次锻炼多长时间?
- 无氧体育锻炼,如举重,每周锻炼几次?平均每次锻炼多长时间?
- 你认为你能耐受的 10s 最大 G 值是多少(此时还能正常驾驶飞机)?

(二) 训练模式

载人离心机的高加速度训练最主要的目的是要求受训者熟练掌握抗 G 收紧动作。所以训练计划中应包括 5 种左右的标准模式。训练合格模式和模拟空战动作模式应该根据受训者现在飞机的操纵特点来编组。

以下 5 种训练模式是针对 F - 16 战斗机飞行员设计的。如果训练飞行员所飞的飞机座椅倾斜角比 F - 16 战斗机更大,则在 2、3、4 和 5 模式中的最大 G 值应降低 1 个 G。在 2 种模式训练之间至少需要休息 2min。在休息期间,受训飞行员应报告自己工作能力状况。受训者也应监督同事的训练情况。

1. 模式 1 松弛状态的 G 耐力模式 (如图 5 - 6)

这是一种慢增长率训练模式。慢增长率由计算机控制,以使受训者集中精力做抗 G 收紧动作。抗荷服不充气,如有必要的话,受训者头戴轻型耳机,这样监护人员不仅可以从监护仪上观察受训者做抗 G 收紧动作的情况,而且也可以及时给受训者进行指导。

飞行员在加速度增长时处于松弛状态,双眼注视灯杆上的红灯或 12 点位置上的标志。当飞行员看不见绿灯时就开始做抗 G 收紧动作,直到能看清绿灯或达到 9G,然后载人离心机就减速。这时受训者必须保持警惕,仍需处于收紧状态,直到离心机达到低 G 值保持几秒钟。采取这种方法的目的是为了防止因过早松弛而发生 G - LOC。做收紧动作和不做收紧动作之间的 G 值差就表示做抗 G 收紧动作的效果。

2. 模式 2 实际模式 (如图 5 - 7)

实际模式是一种快增长率的训练模式。受训者需在 6G30s 内跟踪计算机控制的目标。抗荷服充气,配戴头盔和氧气面罩。抗 G 收紧动作应在达到 6G 之前就开始或在必要时立即开始。这种训练模式给受训者进行目标跟踪的机会,并可熟练地做抗 G 收紧动作。如果受训者在训练模式 1 中没有做有效的抗 G 收紧动作,那么训练模式 2 由计算机控制的快增长率模式达到 6G 30s 之前,监护人员有更充裕的时间来指导受训者做抗 G 收紧动作。

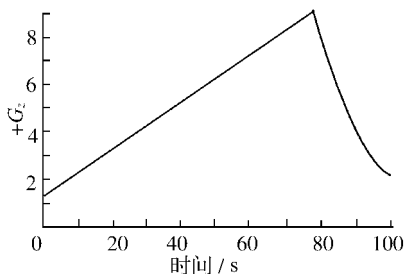


图 5 - 6 松弛状态的 G 耐力模式

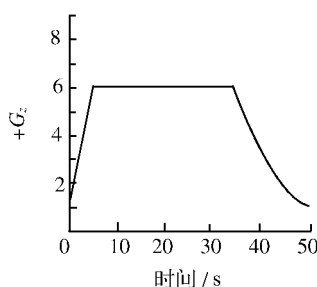


图 5 - 7 实际模式

3. 模式3 合格模式 (如图 5 - 8)

这是一种特快增长率的训练模式。受训者需在 8G 时跟踪计算机控制的目标 15s。受训者的抗荷服处于工作状态,配戴头盔和氧气面罩。抗 G 收紧动作应在加速度增长时就做。驾驶 F - 16 战斗机的飞行员应该完全有能力完成这项训练模式。

4. 模式4 “检查6点钟”模式 (如图 5 - 9)

这种特快增长率训练模式是计算机控制的。受训者拉动驾驶杆 15s 就使 G 值升到 9G。抗荷服处于工作状态,受训者戴头盔和氧气面罩。训练开始时,受训者向左肩观看“7 点钟高”位置上的“检查 6 点钟”标志,离心机即刻转动同时开始做抗 G 收紧动作。这个训练模式给受训者在不利体姿下做抗 G 收紧动作的机会。

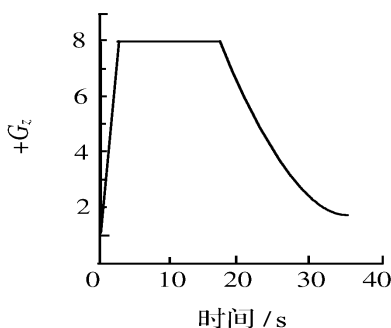


图 5 - 8 合格模式

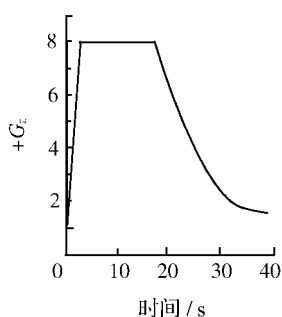


图 5 - 9 “检查 6 点钟”模式

5. 模式5 模拟空战动作模式 (如图 5 - 10)

在这种特快增长率训练模式中,受训者在 9G 峰值时跟踪计算机控制的目标 10s,然后又降到 4G 持续 10s,再升至 8G 15s。抗荷服处于工作状态,受训者配戴头盔和氧气面罩。抗 G 收紧动作应在加速度增长至 2 个峰值时做。这种训练模式给受训者在更加真实的环境下进行抗 G 收紧动作的机会。由于迅速累积疲劳,受训者会感到疲惫不堪^[8]。

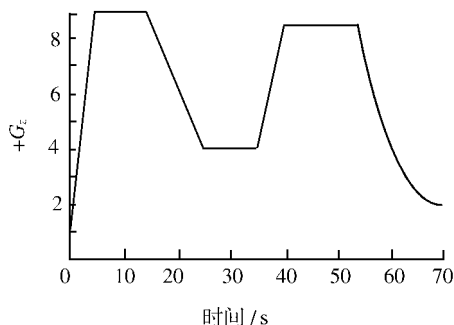


图 5 - 10 模拟空战动作模式

(三) 训练时间

各国空军训练时间 1 天至 6 天不等。20 世纪七八十年代以 1 天训练时间为多,现在逐渐趋向 5 天或 6 天。主要原因是训练内容增多,为了保证安全,训练前必须对受训者进行严格体检、理论教育及地面抗 G 收紧动作训练。多种模式的离心机训练精神紧张,体力消耗也很大,难以在一两天内全部完成。

(四) 安全措施

1. 训练中的医务监督

① 通过闭路电视不间断地观看受训者的面部表情,确定是否有异常情况发生。如发生 G - LOC,受训者会因失去意识而双眼紧闭、面部木然、头部下垂。

② 通过通话系统与受训者保持联系,对话可以了解受训者意识是否清醒、是否有异常反应。

③ 通过监护仪监测加速度曲线、受训者的心电和耳脉搏。

④ 训练间隙观察和询问受训者的身体状况。

⑤ 使急救用品和救护车保持良好的备用状态,一旦有事可以立即使用。

2. 载人离心机训练应急停机

有以下情况者应立即中止训练：

- ① 受训者发生 G - LOC (意识丧失) 时。
- ② 受训者有严重的晕机病,如出现恶心、呕吐、面色苍白等症状时。
- ③ 训练时受训者感觉严重颈背疼痛。
- ④ 心率超过 190 次/min,心律失常超过 5 次/min,或出现严重心律失常时。
- ⑤ 耳脉搏下降 50% 以上。
- ⑥ 受训者报告周边灯或中央灯消失时。
- ⑦ 受训者要求中止训练。
- ⑧ 发现其他影响训练安全的受训者反应或离心机故障。

(五) 填写训练后的调查表

调查表应包括以下几项内容：

- ① 通过这次载人离心机训练,你是否：
 - 增加了有关加速度生理学、高加速度、快增长率危险性以及有关防护这些危险采取对抗措施的知识。
 - 学会了有效的抗 G 收紧动作。
 - 学会了规范的正压呼吸动作。
 - 提高了耐受高加速度和快增长率的信心。
 - 改善了飞行安全,提高了战斗力。

(作答时请写明 ①是 ;②否 ;③部分是。)
- ② 对高性能战斗机飞行人员进行常规的定期载人离心机训练,你认为有必要吗?如果你认为有必要,以多长时间复训一次为宜?
- ③ 在你的飞行生涯里,曾经发生过 G - LOC 吗?如发生过 G - LOC,请简要描述一下当时的情况：
 - 当时正在做什么样的空战机动动作?
 - 做空战机动动作时的什么时候?
 - 你认为当时为什么会发生 G - LOC?
 - 当时飞机失控大约有多少秒?(凭你自己估计)

④ 对理论学习、地面学习和离心机训练有何建议？

(六) 训练效果评定

1. 训练评定标准

北约组织规定的训练评定标准为 7G 15s。按此标准美国飞行员经载人离心机训练后有 99% 的飞行员达到这个标准。美国飞行员高加速度训练的结果表明,有 94.1% 的人可以达到 9G 15s,有 93.4% 的人可以达到“检查 6 点钟”9G 15s 的训练水平,也就是说大约只有 6% 的人达不到 9G 15s 的标准。中国的评定方法是在第 5 天和第 6 天,受训者穿抗荷服,做 L - 1 抗 G 收紧动作和抗 G 正压呼吸动作,经过低 G 值梯形 + G_z 曲线过渡后,进行 8G 持续 10s 的训练标准评定与 9G 10s 的训练目标检查,受训者抗荷耐力达到 8G 持续 10s 为训练合格。

2. 训练后的讲评

训练主持人应在训练结束后对全体受训人员进行讲评。回放训练中的录像带,尤其对发生 G - LOC 的现象、抗 G 收紧动作和抗 G 正压呼吸动作不正确的加以评述并展开讨论,让受训者分析原因及提出纠正方法。通过讨论使受训者对加速度生理学和各种抗荷措施有更深入的理解。

3. 对训练不合格者的处理

① 应尽快择日重新进行离心机试验,趁着刚训练完,进行最多为期 3 天的重试。

② 如果训练结果仍未合格,受训者应进行医务鉴定,检查是否有疾病。

③ 如果医务鉴定合格,那么就要考虑肌肉力量不足和无氧锻炼不够。应安排 (1 ~ 2) 个月的肌肉力量强化锻炼计划,完成后再进行离心机重新试验。

④ 如果还是不合格,应考虑改换机种,该受训者应改飞加油机或运输机,不能再驾驶战斗机、歼击机、侦察机,甚至有些飞行中加速度超过 5G 4s 的轰炸机。

(七) 载人离心机的复训

关于是否需要离心机复训至今仍有争论。荷兰有 5 名 F - 5 和 F - 16 的飞行员在间隔 3 年半之后进行一次复训,其中 4 人完全符合评定标准,有 1 人稍低于合格标准,他们认为复训的意义不大。但有人认为,有以下情况者应考虑离心机复训。

① 不飞行时间超过 6 个月者。

② 因医学问题停飞 1 个月以上者,特别是航医建议需要离心机复训的。

③ 飞行员从低过载飞机向高过载飞机改装的。

④ 已进行过离心机训练的飞行员自己提出要求进行复训的。

⑤ 北约组织规定,飞行人员每 3 年需进行一次缺氧和迅速减压的生理学复训。因此对北约的飞行员来说,每隔 3 年或 6 年进行一次离心机复训正好与缺氧和迅速减压生理学复训同步,这样的复训比较合适^[8]。

由于长时间不飞行或因医学原因有相当一段时间没受到加速度的作用,接受有控制的加速度作用可能像做抗 G 收紧动作一样的重要。

四、效益分析

(一) 经济效益

1. 节省训练费用

美国空军分析研究认为,大约有 40% 的空战动作训练可以在载人离心机上完成。空战动作总的训练时间大约为 30h,而在载人离心机上可以完成 12h。按 F - 16 战斗机在空中进行训练 1h 需费用 9000 美元计算,载人离心机训练 1h 仅需 200 美元,仅训练费一项就可以节省:

$$(9000 - 200) \times 12 = 105600 \text{ (美元)}$$

2. 节约飞机的折旧费用

如果将飞机的折旧费算上,节省的数量就更为可观。一架 F-16 战斗机价值 2700 万美元。如果按 1000 飞行小时寿命计算,每小时折旧费用为 2.7 万美元,那么 12h 的折旧费为 32.4 万美元。假设每年训练飞行人员 1000 名,前面两项节省经费相加,每年可以节省总经费为:

$$(10.56 + 32.4) \times 1000 = 42960 \text{ (万美元)}$$

3. 飞行事故损失费

这项费用实际上也应计算在内。据美国空军统计,由于美国空军广泛开展飞行人员的载人离心机高加速度生理训练,因 G-LOC 引起的飞行事故出事率已下降了 15%。飞行事故损失一般包括直接和间接经济损失两部分:直接经济损失包括机上人员的伤亡、飞机的损失,而间接经济损失则包括飞行事故调查研究、地面人员伤亡、财产损失及各种事故的善后处理。一般后者损失要比前者损失大得多。如果经过载人离心机训练可以使每年减少 1 起机毁人亡事故的话,就可以减少经济损失上亿元。据俄罗斯统计,每发生 1 起战斗机飞行事故,经济损失最少 2000 万美元,多则 1 亿多美元。

(二) 军事效益

通过载人离心机训练提高了飞行训练的安全性有两方面的原因:一是提高了飞行人员的抗 G 耐力,减少了飞行事故的发生率,明显增加了训练和作战的安全性;二是由于相当一部分含有加速度空战机动动作的训练从空中转到载人离心机上进行,缩短了空中训练的时间,也增加了安全性,因为在载人离心机上训练是十分安全的,几乎可以说万无一失。

经过载人离心机高加速度训练的飞行人员具备很好的加速度耐力,在空中格斗时可以完成高难度的空战机动动作,飞行人员个人也具备了自信、能临危不惧的意志品格,提高了部队的战斗力。

五、各国空军训练简介

目前,世界各国空军凡是飞第三代战斗机(如 F - 15、F - 16、幻影 2000、欧洲战斗机、鹰狮等)的飞行人员都在进行载人离心机的高加速度训练。离心机训练已被列入高性能战斗机飞行人员必须的地面训练项目之一。由于各国空军拥有高性能战斗机和载人离心机的具体情况不同,训练的方法和评定的标准等也不完全一样。以下简要介绍中国空军、美国空军、日本航空自卫队和印度空军飞行人员载人离心机高加速度的情况。

(一) 中国空军的离心机训练

中国空军高性能战斗机飞行人员的载人离心机高加速度训练始于 20 世纪 90 年代,至今已有 600 余名飞行人员接受了离心机训练。根据中国的具体情况,多年实践形成了一整套有自己特色的训练方法,取得了明显的效果。已制订完成了《高性能歼击机飞行员离心机训练方法与评定》的国家军用标准。

1. 训练模式

训练模式分为 5 种类型。

① 模式 1 (如图 5 - 11)

增长率 1G/s , 梯形 G 曲线, 从 2.5G 起以 0.5G 持续 10s 增至基础耐力终点, 再继续至 $L - 1$ 动作终点, 最高至 6G 。每次 $+G_z$ 作用时间 10s , 两次 G 作用间隔休息 5min 。这一模式用于训练基础 G 耐力及 $L - 1$ 动作耐力, 学习 $L - 1$ 抗 G 收紧动作。

② 模式 2 (如图 5 - 12)

模式 2 为梯形 G 曲线, 从 2.5G 起以 0.5G 增至 6.5G , 两次 G_z 作用间隔休息 5min 。在增长率 1G/s , 不使用抗荷装备时进行 $L - 1$ 动作与 5G 持续 30s , 受训者使用抗荷装备进行跟踪打靶训练, 同时加强 $L - 1$ 动作和抗荷正压呼吸动作的训练。

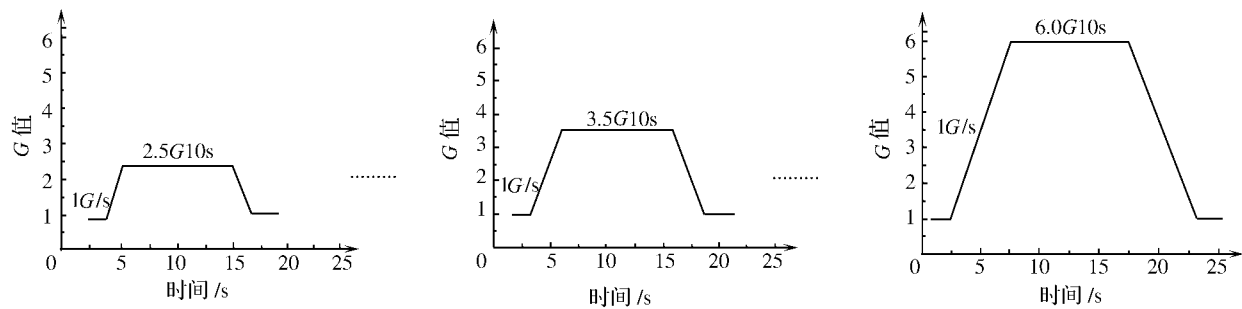


图 5 - 11 模式 1

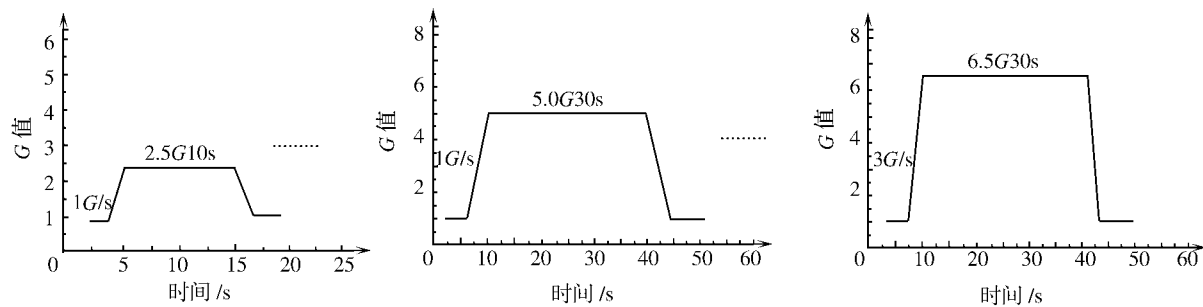


图 5 - 12 模式 2

③ 模式 3 (如图 5 - 13)

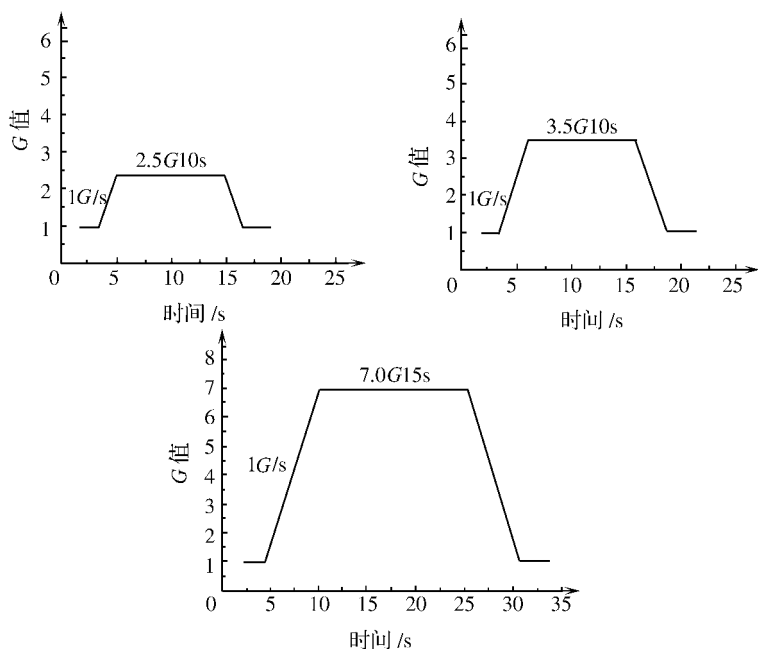


图 5 - 13 模式 3

增长率 $1G/s$, 梯形 G 曲线, 从 $3G$ 起以 $6G$ 增至 $7G$ 持续 $15s$, 两次 G 作用间隔休息 $5min$ 。使用抗荷服、 $L-1$ 动作与抗荷正压呼吸达到 $7G\ 15s$ 。

④ 模式 4 (如图 5 - 14)

增长率 $3G/s$, 内容包括 $7G\ 10s$ 、 $8G\ 10s$ 、 $9G\ 10s$ 的模拟空战动作, 两次 G 作用间隔休息 $5min$ 。使用抗荷服、进行 $L-1$ 动作与抗荷正压呼吸。经过低 G 值梯形 G 曲线过渡后, 分别进行 $7G\ 10s$ 、 $8G\ 10s$ 和 $9G\ 10s$ 的模拟空战动作, 需要 3 天才能完成此模式的训练。

⑤ 模式 5 (如图 5 - 15)

增长率为 $3G/s$, 为经过低 G 值梯形 G 曲线过渡后的 $8G\ 10s$ 、 $9G\ 10s$ 梯形 G 曲线, 用于训练标准与训练目标检查。

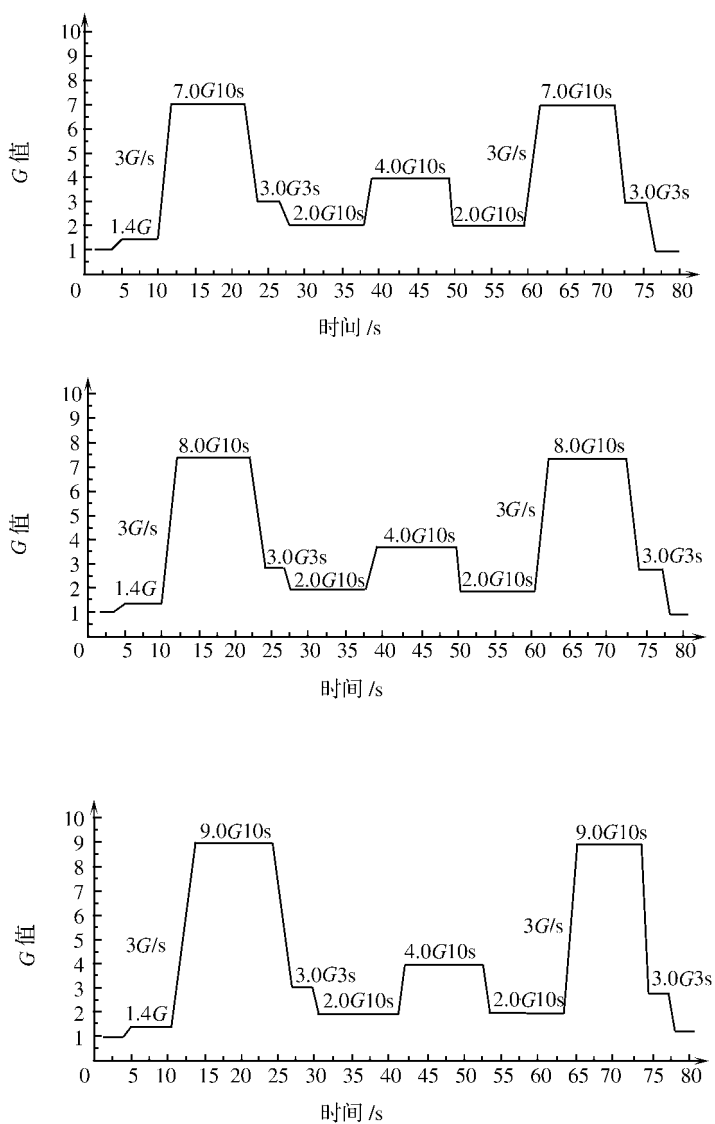


图 5 - 14 模式 4

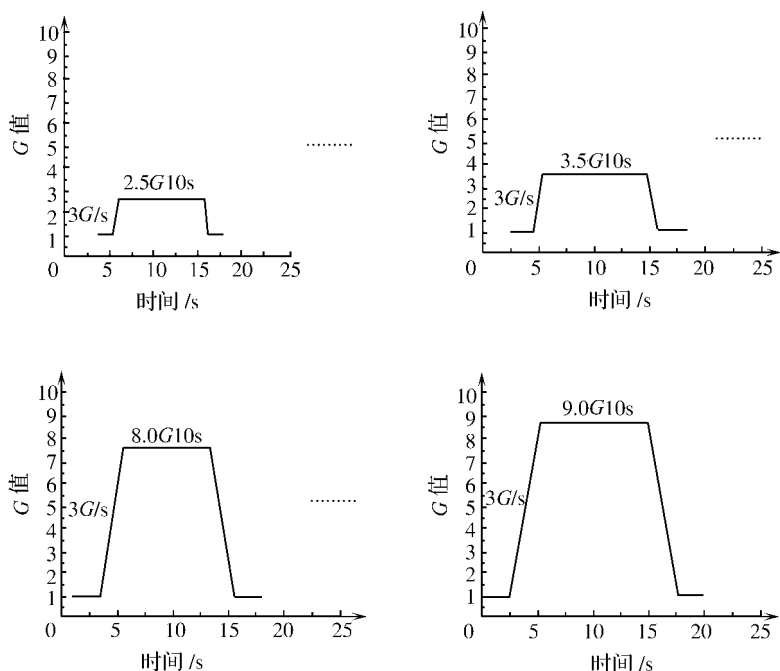


图 5 - 15 模式 5

2. 训练时间

训练时间为 6 天 第 1 天使用模式 1 以 1G/s 增长率测试基础 G 耐力和 L - 1 动作耐力并学习 L - 1 动作 第 2 天使用模式 2 训练,规范 L - 1 动作和抗荷正压呼吸动作,受训者做 L - 1 动作和抗荷正压呼吸动作并穿着抗荷服通过 7G 15s 第 3 天使用模式 3 训练,进一步训练 L - 1 动作和抗荷正压呼吸动作。测试做 L - 1 动作和抗荷正压呼吸动作并穿着抗荷服时 6.5G 30s 模拟打靶的成绩 第 4 天使用模式 4 中 7G 10s 的模拟空战动作。穿抗荷服,做 L - 1 动作与抗荷正压呼吸动作,经过低 G 值梯形 G 曲线过渡后,通过 7G 10s 的模拟空战动作 第 5 天使用模式 4 中 8G 10s 的模拟空战动作。受训者穿着抗荷服,做 L - 1 动作与抗荷正压呼吸动作,经过低 G 值梯形 G 曲线过渡后,通过 8G 10s 的模拟空战动作 ;

第6天使用模式4中的9G 10s模拟空战动作。穿抗荷服,做L-1动作和抗荷正压呼吸动作,经过低G值梯形G曲线过渡后,通过9G 10s的模拟空战动作。

在训练的第5天或第6天,使用模式5,受训者穿着抗荷服,做L-1动作和抗荷正压呼吸动作,经过低G值梯形G曲线过渡后,进行8G 10s的训练标准评定和9G 10s的训练目标检查。如果受训者的抗荷耐力达到8G 10s,则认为是训练合格^[9]。

3. 训练效果

中国空军航空医学研究所在63型载人离心机上对47名高性能战斗机飞行员进行为期6天的加速度训练,G耐力得到明显的提高。训练分为1、2两组,1组不用抗荷正压呼吸,2组则用抗荷正压呼吸。1组的综合G耐力比训练前增加1.9G,比训练前基础耐力提高4.3G。2组的综合G耐力比训练前提高3.3G,比训练前基础耐力提高4.7G。

经过载人离心机训练后,用7G 15s或7G 10s模拟空战动作模式对42名受训者进行测试,100%通过。用8G 10s或8G 10s模拟空战动作模式对37名受训者进行测试,89%通过。用9G 10s或9G 10s模拟空战动作对30名受训者测试,有47%通过。

训练后飞行员的工效水平也有明显提高,打靶成绩比训练前提高88%~113%,跟踪成绩提高14%~21%,说明飞行员的G耐力得到提高,抗G收紧动作已经熟练^[10]。

(二) 美国空军的载人离心机训练

美国空军是世界上历史最悠久、装备最精良、作战经验最丰富的部队之一。虽然美国空军正式组建于1947年,但它的前身美国陆军通讯兵部队已在1908年就购买了莱特兄弟制造的飞机。20世纪70年代中期美国空军开始装备F-15、F-16等第三代作战飞机,它所拥有的第三代战斗机数量是世界上首屈一指的。据1996年统计,美国生产的F-16已达3500架,其中美国空军和海军有2800架。第四代战斗机F-22也于1997年服役,已订购224

架。第二次世界大战以后局部战争连绵不断,从朝鲜战争、越南战争一直到 2003 年的伊拉克战争,几乎每场局部战争都有美国空军参加,因此它对飞行人员生理和心理上的要求也是相当规范和严格的。

美国空军飞行人员的离心机训练开展得早,推广得快,20 世纪 60 年代开始试验性的训练,70 年代开始大批训练。到了 80 年代后期则建立了专门的离心机训练基地,建造了专用的训练离心机。1988 年,ETC 公司专为美国空军霍洛曼空军基地建造了 G-LAB 载人离心机,它结构简单、成本较低,专门用于训练。该基地不仅训练本国的高性能战斗机飞行员,而且还为加拿大、日本、韩国、约旦、以色列、巴林、巴基斯坦、澳大利亚、波兰、意大利、中国台湾、新加坡、智利、英国、瑞士、瑞典、捷克斯洛伐克、埃及、芬兰、德国、土耳其、科威特、沙特阿拉伯等国家和地区的飞行人员代为培训,至今已训练飞行人员约 4 万人次,成为世界性的高 G 训练中心^[4,5]。

据美国空军 1998 年至 2001 年 13 年间的统计分析,美国空军因 G-LOC 造成的飞行事故下降了 15% 以上,载人离心机的高 G 训练取得了十分突出的成效。

1. 训练方法

美国空军飞行人员载人离心机训练分为慢增长率训练和快增长率训练两种,快增长率训练又分为练习模式、耐力标准模式、训练目标模式以及“检查 6 点钟”模式 4 种。

慢增长率训练模式见图 5-16。以 0.1G/s 的慢增长率达到高峰,然后以大约 1G/s 的下降率降至 1G 。这种模式训练时抗荷服不充气,受训者完全处于被动状态(加速度力并不是受训者自己拉驾驶杆所引起的)。要求受训者全身处于肌肉松弛状态,眼睛盯住前方的红灯。当受训者看不见红灯两边的绿灯时(绿灯离红灯 30° 角),就说“诺”并开始做抗 G 收紧动作。当 G 负荷增加时,慢增长率仍在继续,受训者的抗 G 收紧动作也越来越使劲,一直到使最大的劲也看不见绿灯时。这时候受训者左手立即按动紧

握的开关,离心机随即停止转动。如受训者仍能看见绿灯,慢增长率达到了9G的训练限值也没有按动左手的开关,那么离心机也会自动停机。当慢增长率训练模式完成时,受训者报告他在慢增长率峰值时,周边绿灯和中央红灯看不清的程度(通常绿灯100%看不见,而红灯看不见则小于50%)。训练主持人员则告诉受训者他在喊“诺”时的松弛G耐力、做抗G收紧动作时的G耐力(他按动开关时的G值),或达到了9G的耐限值,G耐力增加的数值则是做抗G收紧动作的结果。这时训练主持人员对受训者所做的抗G收紧动作是否正确规范应提出指导性的意见。

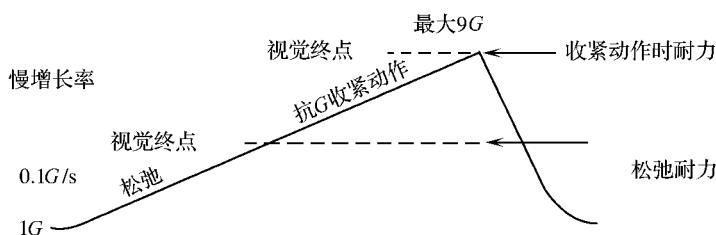


图 5-16 慢增长率训练模式

休息(1~2) min 之后,受训者再进行快增长率的高加速度的系列模式训练。快增长率训练模式如图 5-17。

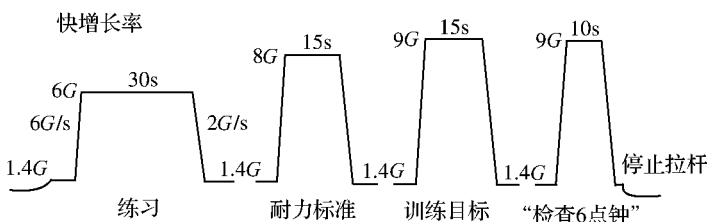


图 5-17 快增长率训练模式

① 练习模式 离心机启动后增加到 1.4G 的基础 G 值,从 1.4G 基础值开始快增长,目的是为了产生 6G/s 的增长率并减少在离心机驱动时长时间高启动扭矩所带来的不良作用。快增

长率训练时受训者抗荷服加压情况应与美国空军充气制度一致(2G以上1.5 psi/G,最大值 10psi)。为启动和保持离心机的快增长率,受训者必须用足够的力量拉动 F-16 战斗机类型的侧驾驶杆以达到特定的快增长率使离心机传递最大的 G 作用力。除了最后一轮快增长率训练,其他所有训练均要提醒受训者根据离心机吊舱内受训者前面录像监护仪上向上移动的模拟目标飞机开始训练。在极限范围内,产生的加速度力与向后拉动驾驶杆的压力是成比例的。目标飞机从录像监护仪的中心上瞄准具中心光点的移动位置是与理想的 G 值和实际获得 G 值间瞬时的差值成比例的。足以获得训练理想 G 值的驾驶杆的力对 G 值和 G 增长率不会有别的影响,也就是说受训者不会超过理想的 G 值。当理想的 G 值达到时,目标飞机则位于瞄准具中心光点下面。训练结束时,目标飞机落到光点下面,向受训者发出信号,松开驾驶杆的压力,让离心机回到基础 G 值状态。他们的经验是:用模拟飞机跟踪任务主动操纵加速度力的飞行员与那些必须被动受训即不能控制加速度力的飞行员相比,极少有人反映说高 G 训练中缺少现实感。因此,主动操纵和用真地平显示器模拟跟踪任务的飞行员在离心机训练期间和训练之后很少会有运动病的症状。

所有的快增长率训练均以 6G/s 升至持续性的高 G 平台,然后以大约 2G/s 的下降率回到基础 G 值。练习训练模式为 6G 30s。在这个训练中,受训者在训练人员严格监督下熟练抗 G 收紧动作。6G 比较低,不至于因为抗 G 收紧动作做不好而发生意识丧失,而且 30s 的时间也能使受训者有时间改变动作技巧并体验改变技巧的效果。在所有训练结束时,询问受训者周边视力和中心视力模糊不清的程度,并报告这二者各占的百分比(即使在快增长率时他并没有查看红灯和绿灯)。要求受训者估计和报告视觉丧失情况有助于使他集中注意力于 G 负荷的症状,也加强了与抗 G 收紧动作效果有关的直接反馈。

② G 耐力标准训练模式 这种训练模式为 8G 15s。称它为 G

耐力标准训练模式,是因为希望每个受训者只要做有效的抗 G 收紧动作,就都能通过这个训练而不发生完全的周边视力丧失。如果受训者抗 G 收紧动作不正确,8G 就足以引起 G - LOC,15s 时间也足以越过 G 时间耐力曲线。如有受训者第一次未能完成这项训练,重新指导 L - 1 动作的要领,再给机会完成。

③ 训练目标模式 这种训练模式为 9G 15s。此种训练对大多数受训者来说是一种挑战,只要受训者精力不集中、体力不足或做抗 G 收紧动作不到位,就很容易导致 G - LOC。即使目前新一代的战斗机也不可能出现持续性的 9G 环境。美国空军训练部门认为,能够顺利完成 9G 15s 训练的飞行员表明他可以耐受在飞行中拉杆时可能出现的任何高 G 负荷。

④ “检查 6 点钟”的训练模式 这是最后一种训练模式。最高 G 值也是 9G,但要求飞行员通过左肩上方观察而不是向前直视,持续时间是 10s 而不是 15s。用这种方法训练快增长率有两个原因:一是要让受训者在类似于飞行中经常遇到的体姿不利的条件下做抗 G 收紧动作;二是向受训者强调,在飞行中许多 G - LOC 事件和 G - LOC 引起的飞行事故都发生在飞行员向后看的时候,在高 G 防御性训练中的抗 G 收紧动作显得特别重要。受训者在开始 9G 10s“检查 6 点钟”快增长率训练时头部向左转动(转动要缓慢以免离心机转动时出现的前庭科里奥利反应),观看大约在他 7 点钟水平位上的数字显示器,大声读出显示的数字并立即用右手拉动驾驶杆将离心机加速到 9G。训练期间数字是在不断改变的,要求受训者大声念出新的数字。到 9G 10s 时,受训人员指令受训者放松驾驶杆,离心机回复到基础 G 值。然后由受训人员控制离心机停机,受训者头部转向正常位置。

对多数受训者来说,他们的离心机训练随着“检查 6 点钟”快增长率训练的结束而结束。在训练后期,如果时间允许,受训者可以作为志愿者进行模拟空战动作 G 模式的训练。这种训练时间总共 86s,由 3G 或 3G 以上的 G 值组成,包括开始和结束时 9G 10s

的峰值。受训者用驾驶杆“飞”这种模式,力图使监护仪上的模拟目标飞机始终保持在瞄准具中心光点下面。当模拟目标飞机在中心光点下时,他可以按动驾驶杆上的扳机向目标射击。训练结束时,受训者的跟踪和射击分数与前面的平均及记录分数一道交给受训者。如图 5 - 18、图 5 - 19、图 5 - 20。

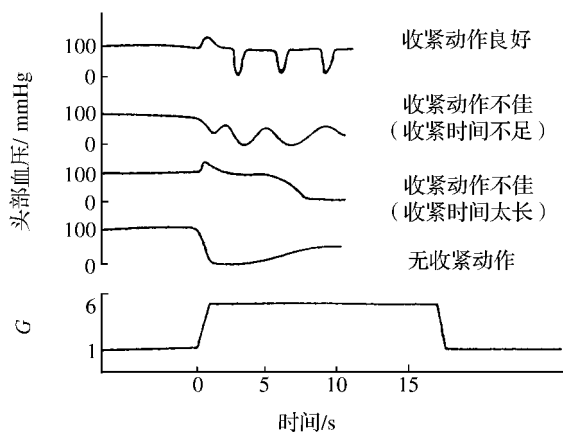


图 5 - 18 抗荷收紧动作效果

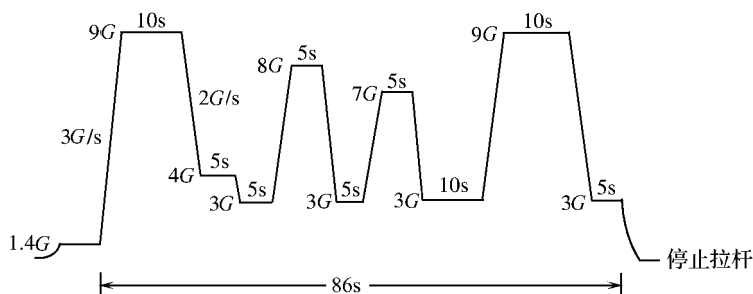


图 5 - 19 模拟空战动作 G 模式

当每个受训者完成离心机训练时,训练人员要对他的抗 G 收紧动作进行讲评,并且给他一张训练时记录下来的抗荷服的压力表,如图 5 - 21。

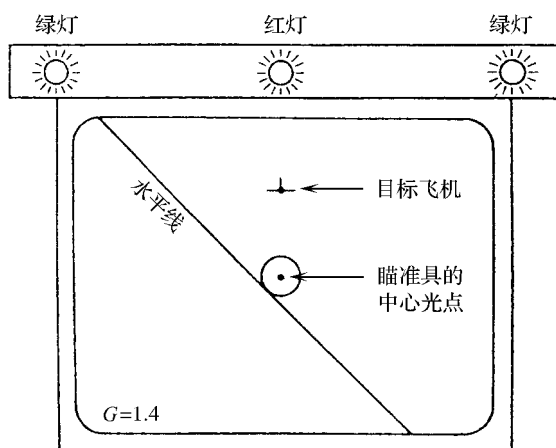


图 5 - 20 灯杆和录像显示

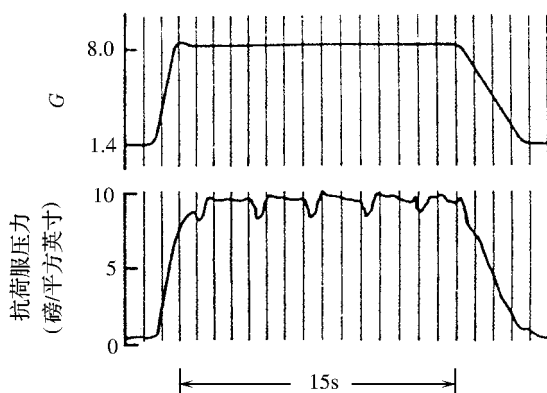


图 5 - 21 高 G 训练时抗荷服的压力

从图中可以看出,受训者在吸气和呼气动作时暂时出现的型式,通常这表示在做收紧动作时腹部肌肉使劲收缩。每位受训者训练时均记录有录像带,训练人员在休息期间可以对受训者的工作能力进行讲解和指点。如果有特殊的情况如发生 G - LOC,训练人员可以向所有受训者回放录像并进行适当的评论^[7]。

当一名受训者在离心机上训练时,其他的受训者应在等待室的闭路电视上观看他受训的情况。通过观察同伴的动作,他们能很快学会如何来评价抗 G 收紧动作并认识自己动作的不足之处(这样在纠正收紧动作时可以节省许多时间和精力)。

目前,美国空军许多加速度生理学研究也都是结合实际空战动作进行的。如 2003 年 4 月,WI. Balldin 等人报导了美国飞行员在反复高 G 作用下使用有效抗荷措施时的耐力和工作能力变化。试验是在布鲁克斯空军基地的载人离心机上进行的(半径 6.1m,增长率 6G/s)。有 9 名健康男子参加试验。在 4h 试验期间进行 5 次模拟出击,每次出击中又有 4 次格斗,总共有 80 个 9G 峰值和 80 个 8G 峰值。2 次格斗之间休息 5min,2 次出击之间休息 30min。每次格斗又有 4 个程序周期。

2. 训练结果

据美国空军报导,1985 年 1 月 8 日至 1986 年 2 月 12 日有 741 名战术司令部的飞行人员在美国空军航空航天医学院的载人离心机上进行高 G 训练。训练的结果见表 5 - 2 所列。

表 5 - 2 741 名高 G 离心机的训练结果

受训项目	人数/人	G 耐力/G	SD	百分比/%
慢增长率时松弛 G 耐力	741	5.17	0.94G	
慢增长率时收紧动作 G 耐力	741	8.32	0.82G	
慢增长率时达到 9G 峰值	302			40.8
完成 6G 30s 快增长率训练	740			99.9
完成 8G 15s 快增长率训练	739			99.7 ^①
完成 9G 15s 快增长率训练	697			94.1 ^①
完成 9G“检查 6 点钟”快增长率训练	692			93.4 ^①
完成 86s 模拟空战动作	39 ^②			97.5
说明 ①不是所有 741 名受训者都试图通过全部快增长率训练; ②有 40 名受训者试图通过模拟空战动作。				

从表中看出,受训者平均松弛慢增长率 G 耐力和平均收紧动作慢增长率 G 耐力之间的差值为 $3.2G$,这是非常有意义的,因为这种差值完全是由于抗 G 收紧动作的效果。1983 年 73 名受训飞行员平均松弛慢增长率 G 耐力和平均收紧动作慢增长率 G 耐力之间的差值为 $2.9G$ 。这两个差值相差不大。相反,较早训练的 434 名男性被试者平均松弛慢增长 G 耐力与 354 名男性被试者平均收紧动作慢增长率 G 耐力之间的差值仅为 $0.9G$ 。这个差值只代表人群中对抗 G 收紧动作不作特殊详细强化指导的情况下平均收紧动作的效果,因此这种指导显然可以对收紧动作慢增长率 G 耐力增加 $2G$ 。

741 名飞行人员中除 1 人以外 (99.9%) 均完成了 $6G$ 30s 快增长率训练,除 2 人以外 (99.7%) 均完成了 $8G$ 15s G 耐力标准训练。未通过 $6G$ 30s 快增长率训练的受训者是一名 F - 15 战斗机飞行员,由监护医生进行检查,并决定当天不再继续进行高 G 训练。第 2 天他重新参加训练,成功地完成了 $8G$ 的训练, $9G$ 15s 的训练也完成 10s。另一名未完成 $8G$ 快增长率训练的飞行人员是 F - 111 战斗机武器系统军官,由于对他耐受高 G 负荷的要求比 F - 15 和 F - 16 飞行员的低,没有要求他再作其他的训练。在受训者中,有 44 人未完成 $9G$ 15s 的训练目标,有 49 人未通过 $9G$ 10s“检查 6 点钟”的离心机训练,成功率分别为 94.1% 和 93.4%。未完成这些训练的常见原因是周边视觉完全消失或发生 G - LOC,而有些受训者则由于身体不适而提前中止训练。

如果时间允许,可能有更多的志愿者参加模拟空战动作训练,但因时间仓促,只有 40 名 (占 5.4%) 飞行人员参加了这项训练。除 1 名未通过,其余 39 名均完成了训练,成功率为 97.5%。未完成模拟空战动作的飞行员是因为在开始一个 $9G$ 峰值时发生了 G - LOC。

741 名受训者中,在训练时有 69 人 (9.3%) 发生一次以上 G - LOC,见表 5 - 3。

表 5 - 3 高 G 训练发生的 G - LOC

训 练 项 目	人数 / 人	百分比 / %
训练总人数	741	100
发生 G - LOC 的受训者	69	9.3
慢增长率训练时	44	5.9
6G 30s 快增长率训练时	2	0.3
8G 15s 快增长率训练时	3	0.4 ^①
9G 15s 快增长率训练时	18	2.4 ^①
9G“检查 6 点钟”快增长率训练时	19	2.6 ^①
86s 模拟空战动作训练时	1	2.5 ^②
说明 ① 741 名受训者没有全部参加该训练。		
② 仅有 40 名受训者参加模拟空战动作训练。		

发生 G - LOC 的 69 名受训者中有 44 名是慢增长率训练时发生的。发生这么多的 G - LOC 主要原因是到达收紧动作耐限和重新松开手柄开关使离心机停机后有一种立即松弛的自然趋势。如果这时的 G 值远远高于他的松弛 G 耐力,他必然会失去意识。虽然在训练前对受训者反复叮咛过,放开手柄开关后仍然要保持一段时间收紧动作使离心机的 G 值降至松弛 G 耐力以下,但许多受训者忽略了这一点。有些受训者则想超越他们的收紧动作耐限,也许想达到 9G 的训练极限,其结果 G 作用力还在增加的时候就发生了意识丧失。仅有 2 名受训者在 6G 快增长率训练时失去意识,仅有 3 名受训者在 8G 训练时失去意识。但在 9G 快速增长率训练时发生 G - LOC 的人数较多 在 9G 15s 训练时有 18 人,在 9G 10s“检查 6 点钟”训练时有 19 人,有 1 人在模拟空战动作时失去意识。发生 G - LOC 的原因一是做抗 G 收紧动作不适当,二是他们的 G 耐力低(患病、体力不佳或先天不足)。

尽管 10% ~ 20% 的受训者在离心机训练后有轻度运动病的症状(胃部不适、发冷),但 741 名受训者中仅有 3 人有严重运动病症状并记录在案,其中 1 名受训者发生了呕吐。与训练有关的严重运动病的发生率实际上远远低于 1%。

有 3 名受训者训练后感觉不适引起了监护医生的注意,进行了体检,并做了 X 光透视和拍片。1 位有下胸上腰部脊柱双侧肌劳损,用消炎止痛药布洛芬和热敷做了治疗;第 2 位由于做高 G “检查 6 点钟”训练造成颈肌劳损,但 X 光检查颈椎有退行性变引起症状也不能排除。用布洛芬作急性症状处理并嘱颈部疼痛消失后进行颈部肌肉锻炼;第 3 位受训者在“检查 6 点钟”训练时发生瞬间肋骨肋软骨连接处分离,到基地航空军医那里要求治疗。还有 1 名 F - 15 战斗机的飞行员在低 G 值训练时反复发生 G - LOC,原因是他近日乘车旅游搞得筋疲力尽,训练人员要求他好好睡一觉后再参加离心机训练。大部分受训者在完成离心机训练后在手臂(特别是在右臂)、躯干中部和腿部无支持的部位(抗荷服无覆盖的区域)出现瘀斑,这在离心机高 G 实验研究时在被试者身上是很常见的。这种瘀斑无疼痛,对人体不会有大的伤害,而且在数天之内就会消失。另一种与训练有关的常见症状是高 G 作用时或作用后立即会发生的右肘关节中等度的疼痛,关节僵硬和运动受限会持续几个小时。在离心机训练时,肘部相对处于依靠的位置而且右手在驱动离心机时又是拉动驾驶杆的,可能与这些症状有关。试验证明,双臂如在 G 作用之前用弹力绷带包裹就可以防止肘部的疼痛和手臂皮肤瘀斑的出现。

训练后要求 452 名受训者对训练进行评论。收到答复的有 382 名,他们对这次训练的态度可以分为 5 种:热情支持、肯定、一般、否定、坚决反对。表 5 - 4 列出了这 382 名受训者 5 种态度的分类及百分比。

表 5 - 4 382 名受训者对训练的态度

态 度	人数 / 人	百分比 / %
热情支持	110	28. 8
肯定	169	44. 2
一般(可有可无)	95	24. 9
否定	7	1. 8
坚决反对	1	0. 3

其中有 1 名受训者在评论中说：“这种训练的效果很突出。我学到了许多有关 G 耐力的知识，学会了做收紧动作，而且训练的环境也十分安全。我认为这种训练是千金难买的，在飞机上也难以重复的，除非你冒巨大的风险。我相信定期复训肯定有好处。如果经费可能，这种训练计划和设备是否可以放到战斗机基地去。如果它能拯救一个飞行员的生命，特别是能拯救我的生命，那它就是无价之宝。我确信，这种训练还有助于我们战胜敌人。”^[7]

（三）日本航空自卫队的载人离心机训练

1. 训练方法

据日本航空自卫队航空医学实验队（日本东京）Chiharu Sekiguchi 等人 1986 年报导，从 1982 年开始他们对 138 名高性能战斗机飞行员进行了高 G 离心机训练，其中 76 名是 F - 14 战斗机飞行员，他们是从 T - 2 飞机转过来的。62 名是 F - 15 战斗机飞行员，分别从 T - 2、F - 104 或 F - 4 战斗机改装过来的。飞行员年龄范围为（22 ~ 29）岁，F - 4 和 F - 15 飞行员的平均年龄为 24.3 岁 ~ 31.4 岁。

日本航空自卫队 1982 年建造了一台由 Shimazu 公司（属美国 ETC 公司）设计生产的载人离心机，它可以产生 9G 以上的加速度，增长率为 2.5G/s，有手操纵和计算机控制两种操纵方式，用来对飞行员进行高 G 训练。离心机还可以由受试飞行员在试验吊舱里用操纵杆进行闭环操纵。吊舱内有一个后倾 13° 的 F - 15 座椅的仿制品、视野测试设备、使用平视显视的跟踪能力设备、监护受试者的彩色电视摄像头、心电、呼吸及 G 值前置放大器。

每次离心机高 G 训练时，用双极心电图导联、阻抗呼吸监护仪和视野反应仪对受训者进行不间断地监护。这些监护参数均可在闭路电视上观察到，试验者与受训者之间可以进行不间断的对话联络。

F - 15 战斗机飞行员的离心机高 G 训练用 1 周时间。训练的第 1 天有 3 项内容：①是进行体检，排除各种不适应训练的身体状

况；②是由训练人员向飞行员讲解高 G 对人体的影响，使受训者对高 G 有一个理论上的认识，明确高 G 训练的目的和意义；③是教会每位受训飞行员做抗 G 收紧动作（即 M - 1 和 L - 1 动作）。

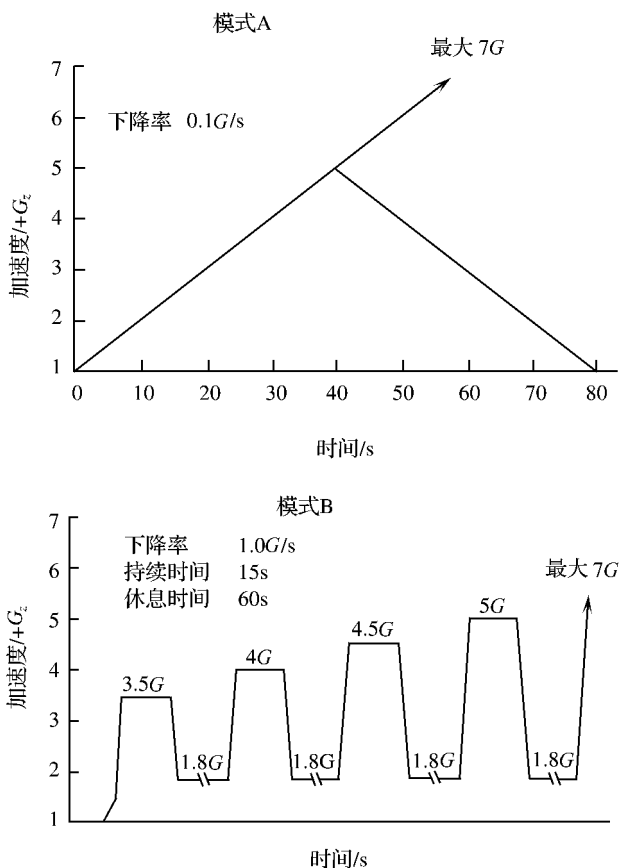


图 5 - 22 模式 A 为不穿抗荷服慢增长率的 G 形式
 第 2 天开始上载人离心机训练。训练的模式见图 5 - 22 中的模式 A 和模式 B。这两种训练模式均不穿着抗荷服，而且都处于放松状态（即不做抗 G 收紧动作）。模式 A 为慢增长率训练，即增长率为 0.1G/s，直到受训者出现灰视，即 100% 的周围灯光消失时为止。

经过短暂休息以后,受训者进行模式 B 训练,这是在 3.5G 时开始进行快增长 1G/s 15s 的训练。G 值以 0.5G 逐步向上增加,一直到受训者发生灰视为止。只有完成这些训练后,飞行员才有资格参加抗 G 收紧动作训练。

训练的第 3 天,受训者接受模式 D 的离心机训练,增长率为 2G/s。这是一种不同 G 值和时间组合的模式,如图 5 - 23。受训飞行员穿着抗荷服并做抗 G 收紧动作。

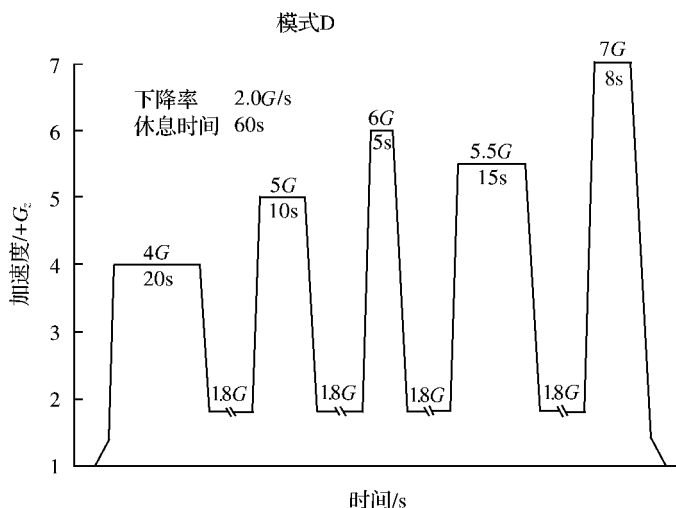


图 5 - 23 穿抗荷服、做抗 G 收紧动作、
快增长率的 G 形式 (模式 D)

第 4 天的训练按图 5 - 24 所示模式 C 进行,这是一种测试跟踪能力的模式。跟踪能力在不同 G 值时使用平视显示仪追踪并击中目标来测定。受训者穿着抗荷服,必要时可做抗 G 收紧动作。

第 5 天受训者接受模式 E 载人离心机训练。这是整个训练计划最终必须达到的目标。模式 E 是模拟空战动作的形式,由一组不同 G 值有快增长率和补偿率组合而成。受训人员穿着抗荷服并做抗 G 收紧动作。在整个训练过程中观察受训者是否学会

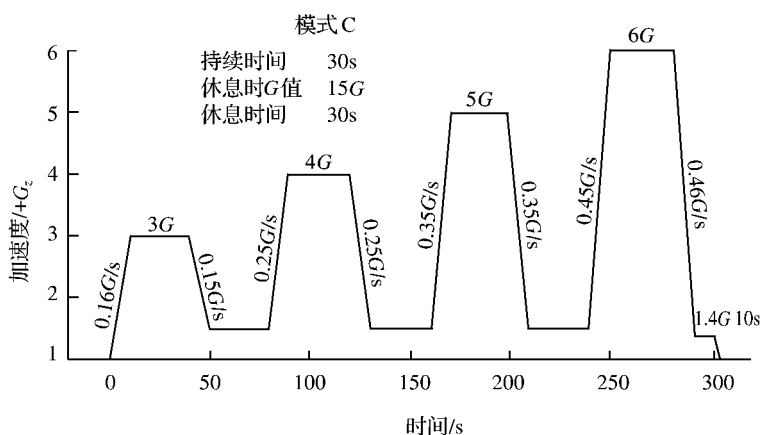


图 5-24 穿抗荷服持续高 G 形式,在每次持续 G 水平飞行员做任务跟踪 (模式 C)

了抗 G 收紧动作及有效地使用了抗 G 收紧动作,如图 5-25。

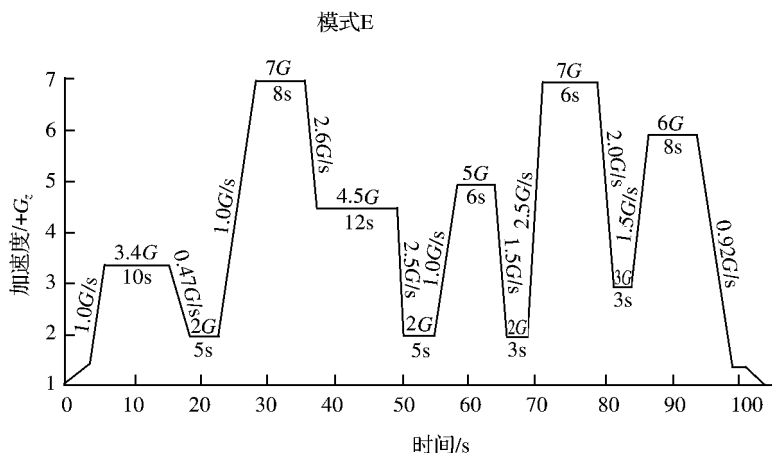


图 5-25 模拟空战动作形式 (模式 E)

为了评估训练效果,每天训练结束后要求每位受训者填写问卷调查表。第 6 天进行体检,观察是否有因 G 负荷引起的身体病

理学变化。最后组织受训者讨论,并播放录像带对他们的训练情况进行总结讲评。

F - 4 战斗机飞行员受训的时间要比 F - 15 的短,他们的训练模式由 A、B、C 和 D 组成。

2. 训练效果

① 表 5 - 5 为模式 A (GOR) 和模式 B (ROR) 训练时平均松弛 G 耐力。慢增长率 (GOR) 为 0.1 G/s,快增长率 (ROR) 为 1.0 G/s。

表 5 - 5 松弛 G 耐力

	平均 $\pm$ SD/G		
	F - 4 (n = 67)	F - 15 (n = 62)	全部 (n = 129)
GOR	5.4 $\pm$ 0.8	5.6 $\pm$ 0.7	5.5 $\pm$ 0.7
ROR	4.8 $\pm$ 0.6	4.9 $\pm$ 0.5	4.9 $\pm$ 0.6

慢增长率和快增长率的 G 耐力分别为 5.5 G 和 4.9 G。由于快增长率时维持血压的心血管代偿机制不能很快地作出反应,因而快增长率时的 G 耐力总是比慢增长率时低。

② 表 5 - 6 和表 5 - 7 分别为 F - 4 飞行员和 F - 15 飞行员在不同的模式训练后发生的各种症状和体征。

表 5 - 6 F - 4 飞行员每种模式训练后发生的
症状和体征 (n = 73)

症状和体征	模式 A 和模式 B/%	模式 D/%
恶心	0 (0)	7 (9.6)
眩晕	5 (6.8)	36 (49.3)
全身不适	10 (13.7)	31 (42.5)
颈部疼痛	1 (1.4)	3 (4.1)
四肢疼痛	0 (0)	24 (32.9)
瘀斑	7 (9.6)	58 (79.5)

表 5 - 7 F - 15 飞行员每种模式训练后发生的
症状和体征 (n = 62)

症状和体征	模式 A 和 B/%	模式 C/%	模式 D/%	模式 E/%
恶心	1 (1.6)	2 (3.2)	9 (14.5)	1 (1.6)
眩晕	6 (9.7)	15 (24.2)	26 (41.9)	16 (25.8)
全身不适	13 (21.0)	11 (17.7)	22 (35.5)	28 (45.2)
颈部疼痛	1 (1.6)	16 (25.8)	1 (1.6)	1 (1.6)
四肢疼痛	1 (1.6)	17 (27.4)	20 (32.3)	35 (56.5)
瘀斑	8 (12.9)	33 (53.2)	50 (80.6)	41 (66.1)

从以上两表中可见,模式 D 训练后,所有受训者瘀斑的发生率高达 80% (这种瘀斑有人称为“高 G 麻疹”)。其次常见的症状为眩晕、全身不适、四肢疼痛尤其是肘部疼痛。四肢疼痛在模式 D 和模式 E 训练后的发生率为 20% ~ 30%。恶心和颈部疼痛的症状则不常见。所有这些症状的发生以模式 D 和模式 E 训练后为多。除瘀斑外,其他症状均在训练后第二天即消失,瘀斑在 1 周后消退。

③ 有 18 名 F - 4 飞行员和 15 名 F - 15 飞行员在训练时发生意识丧失 (G - LOC)。以模式 B 和模式 D 训练时更为常见。在离心机停机后 10s 内恢复意识,无中枢神经和其他并发症。详细情况请见表 5 - 8。

表 5 - 8 G - LOC 的发生率

形 式	F - 4 (n = 73)	F - 15 (n = 62)	总 计
模式 A 3GOR (松弛) 不穿抗荷服	3	0	3
模式 B 3ROR (松弛) 不穿抗荷服	6	9	15
模式 C 跟踪能力 穿抗荷服	未做	1	1
模式 D 3ROR (做收紧动作) 穿抗荷服	9	5	14

(续)

形 式	F - 4 (n = 73)	F - 15 (n = 62)	总 计
模式 E 空战动作 (做收紧动作) 穿抗荷服	未做	0	0
总 计	18	15	

在模式 B 和 D 训练时,常发生意识丧失的原因是由于对抗因 G 负荷血压下降的心血管代偿机制来不及在快增长率加速度时迅速作出反应之故,但在模式 E 训练时意识丧失并不发生。这可能是因为受训者已经学会了抗 G 收紧动作,在加速度来临之前就做收紧动作,因而可顺利地耐受模式 E 训练。

④ 训练时受训者的心电图变化见表 5 - 9 和表 5 - 10。F - 4 飞行员以室性期前收缩 (PVC) 和室上性期前收缩 (SVPC) 最为常见。F - 15 飞行员以室性期前收缩 (PVC) 最为常见,占全部受训者

表 5 - 9 F - 4 飞行员在各种训练模式时
心电图心律不齐的发生率

G 训练模式				
心律不齐类型	A	B	D	总计
PVC	4	8	18	24 (33%)
SPVC	2	3	3	7 (9.5%)
SAB	-	-	1	1
AVD	1	-	-	1

表 5 - 10 F - 4 飞行员在各种训练模式时
心电图心律不齐的发生率

G 训练模式						
心律不齐类型	A	B	C	D	E	总计
PVC	4	4	21	14	16	31 (50%)
SPVC	1	0	6	3	2	13 (21%)
SAB	-	-	-	-	1	1

AF	-	-	-	1	-	1
----	---	---	---	---	---	---

的 50%，并在模式 C、D 和 E 训练时最常见。其次常见的心律不齐是室上性期前收缩，占受训者的 21%。另有 2 例窦 - 房传导阻滞 (Sino - Atrial block, SAB)、1 例房室传导阻滞 (A - V Dissociation, AVD)、1 例房性纤颤 (Atrial Fibrillation, AF)。

房室传导阻滞的原因是由于迷走神经生理性反应增强，这是暂时的现象，所以允许他们继续参加飞行训练。

⑤ 有一名受训飞行员在 4G 时发生房性纤颤，并伴有频发的意识丧失。训练完成后进一步作心血管系统检查，发现患有间歇性的 WPW 综合征。WPW 综合征全称沃尔夫 - 帕金森 - 怀特综合征 (Wolf-Parkinson-White Syndrome)，又称预激综合征、异常房室激动综合征、假性束支传导阻滞综合征。这是一种心脏传导系统先天性的变异，超过房室结的延滞，提前激动部分心室，但无明显病理改变。心电图 P - R 间期缩短，QRS 复波增宽，QRS 向量提前 (δ 波)。由于有阵发性心动过速的可能性，故做永久停飞处理^[11]。

(四) 印度空军的载人离心机训练

印度空军的航空航天医学研究所在 1991 年 3 月至 2001 年 3 月 10 年期间，对 415 名战斗机飞行员进行了高加速度训练。训练的主要内容分为理论学习和载人离心机训练两个部分。

理论学习是通过讲课的形式向参加训练的飞行员介绍现代高性能战斗机做空战动作时在何种情况下会产生高加速度、高加速度对人体的影响、为什么会发生 G - LOC 和推拉效应、如何对抗 G - LOC (提高人体耐力、学会做对抗动作，穿着抗荷服) 等。这是载人离心机训练前的知识准备和心理准备。

通过载人离心机高加速度的训练，使飞行员对高 G 作用有一个真实的体验，以后在实际飞行中做空战动作时遇到高加速度作用就不会惊慌失措，毫无思想准备。通过学会抗荷动作和正确地

使用抗荷服,从而提高飞行员的抗荷能力。

1. 训练方法

吊舱内安装有战斗机飞行员座椅及心电监护系统。

训练的 G 模式

热身训练 增长率 0.5G/s 2.5G 15s ;下降率 0.2G/s 。

慢增长率训练 增长率 0.1G/s ;G 峰值 9.0G 2s ;下降率 1.0G/s 。

快增长率训练:分 6 次试验,每次 G 峰值和作用时间不同,但增长率和下降率都是相同的,均为 1.0G/s 。6 次 G 峰值及作用时间分别为 4.0G 15s ; 5.0G 30s ; 6.0G 30s ; 7.0G 15s ; 8.0G 10s ; 9.0G 5s 。

模拟空战动作训练 增长率和下降率均为 1.0G/s 、 4.0G 15s 和 8.0G 10s 交替进行,持续时间长达 50min 。

模拟空战动作和加速度防护的正压呼吸训练 训练的 G 模式与模拟空战动作训练一样。

G - LOC 的绝对失能期、相对失能期和恢复期用音频警报器和训练者头部的活动情况来测定。恢复期中如出现肌阵挛和梦幻,则为 II 型 G - LOC,否则为 I 型 G - LOC。

2. 训练结果

平均慢增长率松弛耐力为 $(5.01 \pm 0.77)\text{G}$ 。用抗 G 收紧动作,耐力增加值为 $(2.9 \sim 3.8)\text{G}$ 。平均快速增长率松弛耐力为 $(4.2 \pm 0.47)\text{G}$ (不穿抗荷服,以周边 $52^\circ \sim 56^\circ$ 光感消失为终点)。

快速增长率收紧耐力,穿抗荷服,以周边光感消失和中心光感消失,G - LOC 的终点为 8.87G 。飞行员完成收紧快速增长率 7G 、 8G 和 9G 耐力的百分比分别为 98.8% 、 97.13% 和 90.45% 。除 5 名飞行员因各种原因未能完成最低标准,其余 410 名 (98.8%) 飞行员均能耐受 7G 15s ,有 403 名 (97.13%) 飞行员达到 8G 10s 的耐力,375 名 (90.45%) 飞行员达到 9G 5s 的耐力。5 名未完成 7G 15s 最低耐力标准的飞行员,其中 3 名因 G 耐力差,1 名有模拟器病,另外 2 名半年后再接受载人离心机训练。

接受载人离心机训练的 415 名飞行员中,有 144 名 (34.69%) 在训练的离心机上发生因加速度引起的意识丧失 (G - LOC)。发生 1 次 G - LOC 的有 98 名,2 次的 35 名,3 次的 8 名,4 次的 2 名,5 次的 1 名。从 G 模式来看,慢增长率 G 模式发生 G - LOC 的有 24 名,快增长率 G 模式发生 G - LOC 的有 96 名,模拟空战动作 G 模式发生 G - LOC 的有 24 名。以 G - LOC 症状分,I 型 G - LOC 96 名,II 型 G - LOC 48 名。总失能期时间在各 G 模式训练中有一定差别。见表 5 - 11、表 5 - 12 及表 5 - 13。

表 5 - 11 不同 G 模式发生 G - LOC 总失能时间的比较

G 模 式	总失能时间/s
慢增长率	21.26 ± 6.31
快增长率	17.20 ± 5.75
模拟空战动作	18.73 ± 4.90

表 5 - 12 I 型和 II 型 G - LOC 总失能时间的比较

G - LOC 分型	总失能时间/s
I 型	18.40 ± 5.71
II 型	19.75 ± 6.07

表 5 - 13 1998 年 3 月至 2001 年 3 月不同 G 模式发生 G - LOC 总失能时间的比较 (共 52 名飞行员)

G 模 式	总失能时间/s
慢增长率 (4 人)	24.25 ± 3.5
快增长率 (37 人)	19.40 ± 6.72
模拟空战动作 (11 人)	23.00 ± 5.04

一般载人离心机训练时,低下降率停机过程中发生 G - LOC 要比高下降率时高,因而在慢增长率 G 模式训练时 G - LOC 的发生率较高。但在印度空军航空航天医学研究所的载人离心机 G 训练时 G - LOC 大多发生在快增长率 G 模式中 (96 名),这可能同该所的载人离心机的特点有关。该所的载人离心机增长率和下降

率均较低。慢增长率 G 模式 G - LOC 总失能时间要比快增长率和模拟空战动作 G 模式引起的 G - LOC 总失能时间长。在快增长率 G 模式中, G 值越高则 G - LOC 发生的人数越多。II 型 G - LOC 恢复时间要比 I 型 G - LOC 长^[12~16]。

六、心律不齐现象

在航空环境中,引起飞行员心律不齐的因素很多。基本上可以分为 3 类:一类是心理因素,如焦虑、恐惧、任务过重、疼痛等;另一类是生理因素,如体育锻炼、呼吸改变、机械性的膨胀或扭转、疲劳、激素改变、自主神经失调、电解质改变、血流改变等;第三类是环境因素,如高空、加速度、温度、振动、噪声等。在航空中往往多种因素结合在一起,形成复合因素。

高 G 训练引起的心律不齐现象非常普遍,而且种类繁多,基本可分为良性心律不齐和可引起失能的心律不齐两种。

(一) 良性心律不齐

据美国德克萨斯州布鲁克斯空军基地阿姆斯特朗研究所(现更名为空军研究所)连续 3 年多的调查研究,健康无症状男性人群中在 G 作用下发生心律不齐的次数、种类见表 5 - 14。544 名载人离心机被试者在做离心机试验前均作了航空医学医学鉴定,均无任何症状,健康状况良好。这说明,这些心律不齐和其他心电图发现确系加速度作用所引起的。

表 5 - 14 阿姆斯特朗研究所加速度引起心律不齐的概况

序号	心律不齐的种类	发生人次/次
1	窦性心律不齐 (>25 次/min)	1566
2	室性期前收缩	1073
3	房性期前收缩	768
4	窦性心搏缓慢	546
5	异位房性节律	372
6	窦房结期前收缩	272

7	有二联律或三联律的室性期前收缩	171
8	多形态的室性期前收缩	126
9	房室阻滞	104
10	成对的室性期前收缩	104

要说明的是,表中所列心律不齐的情况是根据阿姆斯特朗研究所连续 3 年对 544 名被试者进行 9831 次载人离心机试验记录统计分析得出的。

美国宾夕法尼亚州伏明斯特的美国海军航空作战中心对 378 名在该中心进行标准高 G 模式训练(最大 G 值为 9G)时出现心律不齐的情况也作了分析,再次证实在高 G 作用下是可以产生心律不齐的结构,见表 5 - 15。表中所列的心电图改变没有一人是有临床症状的,也没有一人是因 G 耐力不良引起的。在完成离心机训练的飞行员中,仅有 7% 的人无任何心律不齐。

表 5 - 15 378 名战斗机飞行人员训练时出现的心律不齐

序号	心律不齐的种类	人数 / 人	百分比 / %
1	房性期前收缩	302	80
2	室性期前收缩	263	62
3	窦性心律不齐	114	30
4	成对的房性期前收缩	85	22
5	成对的室性期前收缩	79	21
6	异位房性节律	48	13
7	多形态的室性期前收缩	36	10
8	有二联律或三联律的期前收缩	35	10
9	窦性心搏缓慢	35	10
10	室上性心动过速	31	8
11	室性心动过速	18	5

从临床观点看,比较有意义的心律不齐如室性心动过速和室上性心动过速,时间均很短暂,而自我控制在 (3 ~ 6) 跳。把这两种心动过速和室性异位(多形态的室性期前收缩、二联律的室性

期前收缩和成对的室性期前收缩)加在一起,那么离心机训练期间有 38% 的飞行人员至少有 1 次出现有意义的心律不齐。但不能说明这些飞行人员已患心脏病,绝大部分是在高 G 环境中的一种生理性反应。

心律不齐出现的时间可以分为训练前、训练时、训练后及训练前至训练后整个时段 4 种。表 5 - 16 为各种心律不齐出现在各时段内的频率。训练后出现的心律不齐是自主神经失调之故。

表 5 - 16 加速度引起心律不齐出现的时段

心律不齐的种类	发生的时段			
	训练前	训练时	训练后	训练前至训练后
室性期前收缩	5	65	27	3
房性期前收缩	5	61	31	3
房室结期前收缩	9	63	22	6
有二联律的室性期前收缩	9	60	21	10
多形态的室性期前收缩	1	74	25	0
成对的室性期前收缩	9	71	20	0
窦性心律不齐	2	4	94	0
窦性心搏缓慢	5	8	87	0
异位房性节律	6	5	89	0
房室传导阻滞	2	7	91	0

(二) 可引起失能的心律不齐

有些心律不齐的确具有航空医学意义,它往往可以降低 G 耐力并可引起飞行人员突然失去工作能力。这类心律不齐包括伴有心搏停止的窦性传导阻滞、G 作用时的房室分离及室上性或室性心动过速,如图 5 - 26。

在航空航天环境中,长时间的窦性传导阻滞是非常危险的。心输出量最后的丧失可以造成意识丧失,如果与加速度引起的意识丧失刚好同时发生,那么就可能会延长失能时间。通常 G 引起

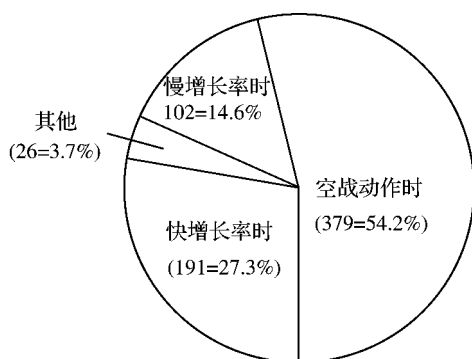


图 5 - 26 各种 G 作用下室性期前收缩的百分比

的绝对失能时间一般为 12s,此时可能会延长到 30s。造成这类心律不齐的最主要原因是副交感神经过度兴奋,这是由于做强力的抗 G 收紧动作的结果,或因 G 作用当即压力感受器受到强烈的刺激所致。有些研究人员认为,有人对此特别敏感,这些人可能有非常高的副交感神经兴奋性。但高 G 引起的心搏过缓同样认为对保持正常 G 耐力不利。

房室分离即心房和心室的功能失去协调,在模拟空战动作训练已经观察到它可以降低 G 耐力。心房功能的丧失可以造成血液压力高达 30mmHg 的 1Pa 损失 (大约 1G 的耐力),这就足以使原来只发生灰视而变成黑视甚至意识丧失。

有足够频度足以降低心输出量的任何心动过速、心律不齐都可能对 G 耐力不利。降低心输出量的心动过速必定是持续性的,但心动过速短时间的发作并不影响心功能。完全健康的人在 G 作用下也可能会发生短暂的 (3 ~ 6) 跳的心动过速。虽然有这样的可能性,即这类心律不齐发展成为更加严重的室性纤维颤动,但在健康人进行的加速度研究中,至今未见有这方面的记录。

关于女性在高 G 训练时心律不齐的信息不多,类似的有意义的心律不齐也有人观察过。根据现有的资料来看,男女间并无明

显差别^[17]。

(三) 典型例子

据日本航空自卫队报导 (Shoichi Tachibana et al, 1994)。1981 年至 1994 年日本航空自卫队在 Tachikawa 空军基地有 5500 多名飞行员接受离心机高 G 训练, 每例都有心电图监护记录。日本早在 1956 年由 Zuidema 等人提出高 G ($5G \sim 5.6G$) 可以引起某些心律不齐, 在当时引起激烈争论, 现在已被大家公认了。他们认为, 以前认为“不严重”的心律不齐中, 窦房阻滞和室性纤维颤动有明显的航空医学意义, 应引起关注, 因为这些心律不齐可以很容易造成 G - LOC, 延长 G - LOC 的时间或者减少 G 耐力。窦房阻滞虽有报导但很少见, 下面的第 1 例窦房阻滞达 7s, 在已报导的例子中是最严重的。高 G 引起的心搏持续缓慢是一种压力感受器对 M - 1 动作使全身血压上升的反射性反应。

例 1 窦房阻滞伴有 G - LOC。

一位 25 岁男性 F - 15 战斗机飞行学员到日本航空自卫队航空医学实验队进行改装航空医学体检和高 G 训练。既往史包括心电图无特殊。据记录过去做过 5G 的抗 G 训练, 一切正常。改装体检亦无异常发现。

离心机训练 F - 15 飞行学员的离心机训练有 8 种模式, 其中包括慢增长率 ($0.1G/s$)、快增长率 ($2.5G/s$) 和模拟空战动作 (用 F - 15 座椅最大 G 值 $8G$)。开始按模式 II - 1 训练 (如图 5 - 27), 不穿抗荷裤, 目的是为了确定 G 耐力。在大约 $3G$ 时, 这位飞行学员喊“灰视”然后做 L - 1 动作。在快达到 $7G$ 时他又喊“灰视”, 操作人员停止增加 G 值并开始以 $1G/s$ 的下降率减速。在减速期间, 监护仪上心电图显示窦房阻滞, 持续时间 7s。同时他的意识也模糊不清, 不能正确回答操作人员的问话。如图 5 - 28。经过 50s 以后, 又一次出现 ($3 \sim 4$) s 的窦室阻滞, 同时意识完全丧失, 总的失能时间为 30s。在恢复到正常窦性节律之前, 缓慢的结性节律持续了 4min。

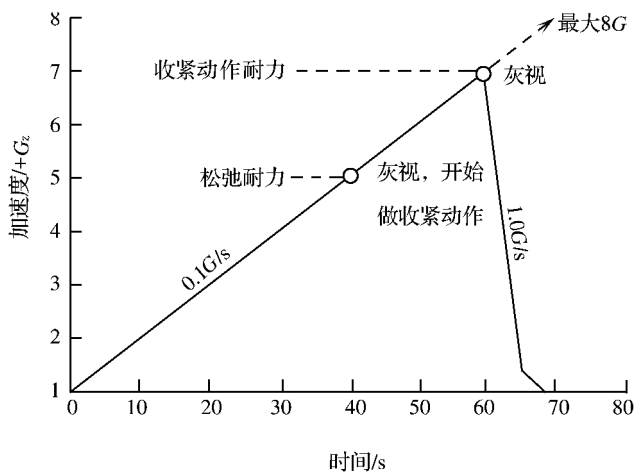


图 5 - 27 抗 G 训练模式 II - 1

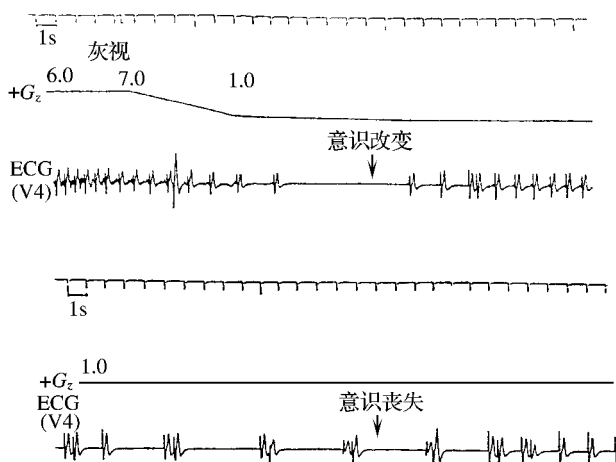


图 5 - 28 心电图记录

进一步的医务鉴定和航空医学处置 接受包括电生理试验在内的心脏病学鉴定,但鉴定结果无异常发现,诊断为因迷走神经过

度兴奋继发的窦房阻滞。

即使飞行员本无心脏病理学问题,由于 G 作用下心律不齐造成的意识改变对飞行安全是极其危险的,因此建议改飞运输机。

例 2 窦房阻滞伴有意识改变。

一位 21 岁男性飞行学员到日本航空自卫队航空医学实验队进行飞行前的生理训练。训练内容包括离心机训练、低压舱训练、弹射训练和空间定向训练。既往史无特殊。训练前航空医学检查结果正常。其他的生理训练记录也没有问题。

离心机训练 按飞行学员常规的模式 I 训练,目的是为了确定对 G 负荷和科里奥利现象的生理反应,不穿抗荷裤。

从 5G 减速,在 3G 时心电监护仪上显示窦性心律不齐,1min 后出现窦房阻滞,持续 4s,同时意识也模糊不清,面色苍白,冷漠。随后是结性心律持续 4min,自述有恶心、出冷汗。离心机停机后测血压为 70/42mmHg,如图 5 - 29、图 5 - 30。

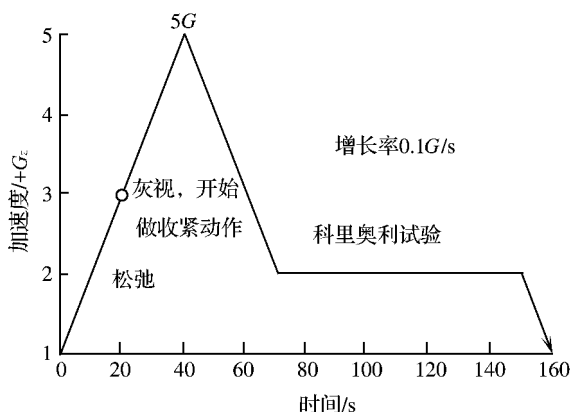


图 5 - 29 抗 G 训练模式

进一步的医务鉴定和航空医学处置:被送往医学中心进行心脏病学医务鉴定,检查结果表明无病理改变。因为当时飞行

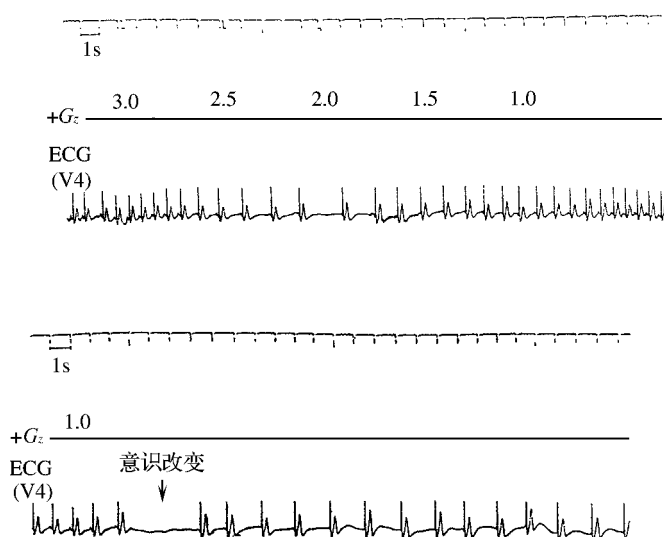


图 5 - 30 心电图记录

训练课程里包括喷气式战斗教练机 6G 的动作,因此该学员被判为飞行训练不合格(后来这种课程作了改变,制订了新的运输机课程,有些飞行学员无需通过高性能教练机可直接进入这些课程)。

例 3 窦房阻滞伴有意识改变

一位 20 岁男性飞行学员到日本航空自卫队航空医学实验队进行飞行前的生理训练(与第 2 例同)。既往史和航空医学检查均无异常发现。

离心机训练 按模式 I 训练以显示不穿抗荷裤时对加速度的反应。5G 时灰视,心电监护仪上显示 P 波消失伴有结性节律。减速时出现成对收缩、意识不清、答非所问,面色苍白、冷漠。结性节律持续 3min。然而此例的结性节律的速率足以维持正常的心输出量,意识不清可能是由于加速度作用使脑部血流灌注不足所致。如图 5 - 31 所示。

进一步的医务鉴定和航空医学处置:检查心脏功能无异常

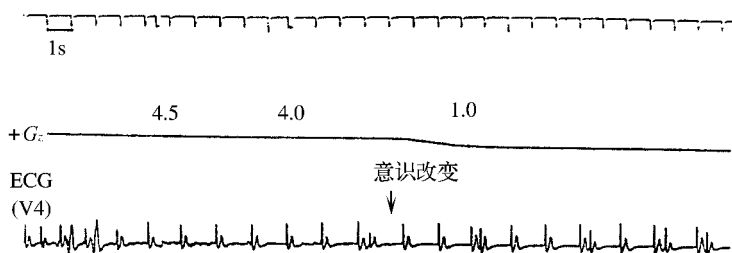


图 5 - 31 心电图记录

发现。由于他的心律不齐并不严重,他要求再重复进行原来的离心机训练模式。在第二次试验时,心电图无异常,意识也无问题,因此被准予进行运输机飞行训练,但不进行战斗机飞行训练。

例 4 室性心动过速并伴有 G - LOC。

一位 25 岁男性 F - 15 战斗机飞行员因飞行训练时多次发生灰视、黑视和 G - LOC 到日本航空自卫队航空医学实验队进行医学鉴定。

既往史 他是一名 F - 15 战斗机的飞行员,在 F - 15 上已飞行 86h。刚从 F - 15 训练班飞行 4 个月 (30 个飞行小时) 返回部队。在训练班训练作为后座飞行员,在空战动作大约 6G 时会发生多次黑视和一次 G - LOC (当时未向教员报告)。在基地飞行联队单飞 6G 时发生过 4 次黑视和 1 次 G - LOC。联队长发现他在做空战动作时飞机失去常态。这件事与他飞行中发生 G - LOC 有关。当中队长向他询问最后一次 G - LOC 时他才说出多次发生 G - LOC 的真相。他被立即停飞并送往当地航空军医处检查。在正常规定时间内做完常规医学检查。他在 6 个月里体重减轻 5kg。据他自己讲,由于有节制的饮酒而导致食欲不佳,因而体重减轻。在常规航空医学体检时发现血中甘油三脂升高,他决定少喝酒,然后到日本航空自卫队航空医学实验队作进一步的航空医学鉴定。

既往史 既往病史无特殊。常规航空医学检查均为正常。在他改飞 F - 15 战斗机之前的离心机训练记录优秀,G 耐力属于中上水平。

航空医学鉴定结果 :体检正常,是一位健康男性,身高 173.7cm,体重 68.5kg,休息时脉搏 64bpm 并且规律。坐姿血压 114/80mmHg,卧姿血压 112/76mmHg,立姿血压 102/70mmHg。心电图及平板锻炼试验均正常,无任何心律不齐。24 小时心电监护亦无异常发现。肺功能、实验室检查(包括葡萄糖耐量试验)、脑电图及心理测试均在正常范围内。

离心机测试 离心机测试是作为确定他飞行中发生 G - LOC 原因的最后手段。选用 G 耐力训练的模式是通常用于 F - 15 飞行学员的,他在 6 个月以前就做过一次。第一次慢增长率升到 8G (模式 II - 1),他在 6G 时就喊“灰视”,立即减速到 1G。心电监护仪上显示最大心率为 170bpm,但无心律不齐。他的 G 耐力下降,因为以前做同样模式可以很轻松地耐受持续性的 8G。

为了确定他对快增长率的反应,进行了模式 II - 2 的测试,如图 5 - 32。他能耐受 4G 15s 和 5G 15s,无任何问题。但持续性 6G 时,大约到 6G 后 4s,他就喊“灰视”。立即减速至 1G,在减到 1G 后立即失去意识。心电监护仪上显示从持续性 6G 开始,就出现 250bpm 的室性心动过速。这种室性心动过速持续了 90s,最后回复到 108bpm 的窦性心律,如图 5 - 33 所示。

航空医学处置 :飞行中 6G 时常发生的视觉紊乱和 G - LOC 与室性心动过速有关,这在离心机测试中得到印证。进一步的心脏病学鉴定和甲状腺功能检查结果排除了有病理学改变。这位飞行员拒绝再作进一步的检查,并辞掉了日本航空自卫队的工作。一年后随访仍很健康^[18]。

七、偶发事件举例

虽然飞行人员的载人离心机训练是十分安全的,但高加速度

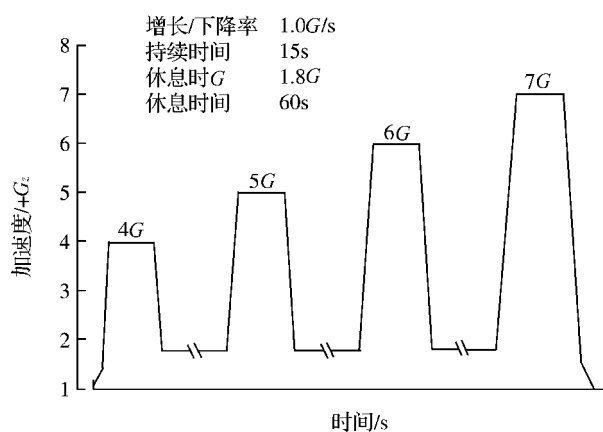


图 5 - 32 抗 G 训练模式 II - 2

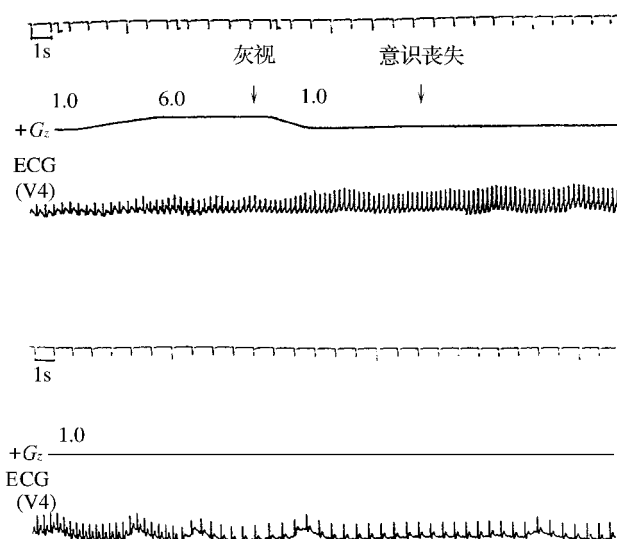


图 5 - 33 心电图记录

作用对人体的生理和心理毕竟是一个很大的负荷。受训的飞行人员成千上万,由于先天或后天形成的个体差异在巨大的加速度负荷下就会呈现出来。这些意外的偶发事件数量极少,但应引起我

们的重视。

(一) 高 G 训练后发生心肌梗塞的病例

1991 年 11 月 6 日上午,一位 37 岁的美国空军 F - 15 男性飞行员在新墨西哥州霍洛曼空军基地的载人离心机上进行 F - 15 空战动作的训练,训练模式的内容如表 5 - 17 所列。

表 5 - 17 飞行人员离心机训练模式

训练次序	G 作用力 /G	作用时间 /s	加速度变化率 / (G/s)
1	8	(慢增长率)	0.1
2	5	30	6
3	7	15	6
4	8	15	6
5	6	10	6

将近中午时,这位飞行员的载人离心机训练顺利结束。但当他在吊舱里解开安全带准备出舱时,突然感到胸骨后面剧烈疼痛,同时还伴有左臂痛、恶心、大汗淋漓、呼吸困难,并要求吸氧。病人被立即送往基地急诊室。基地医生根据病人以下 5 种表现确诊为前壁心肌梗塞:

① 心电图具有典型的前壁心肌梗塞的特点。异常的 R 波连续不断地出现,T 波倒置,呈非常尖的波形,S - T 段呈弓背向上抬高。

② 患者有心肌梗塞的明显症状。

③ 血液酶化验检查发现,心磷酸肌酸激酶升高,说明有中度心肌梗塞。

④ 患者具有 4 种冠心病危险因子 有 15 年的吸烟史,吸烟量为每天 1 包 没有正规有序的身体锻炼计划 外祖父和舅父均有冠心病,1990 年发现有高脂血症,此后一直使用药物治疗。

⑤ 有心电图异常的既往史。1986 年在一次体检做心电图时,发现有边缘性心电图异常:在第 III 导联上有非特异性的 ST - T

波异常,运动中有 T 波倒置,J 点下移,ST - T 波下移 1mm。因无胸痛等其他任何症状,故特许飞行,但每年复查跟踪观察。

第二天患者胸痛明显减轻,数天后症状完全消失。后经血管造影 X 光检查和铈负荷试验,发现冠状动脉左前枝有 95% 受到损害。铈运动耐力试验发现左室前侧有明显的缺血反应。超声心动图发现左室前侧运动减弱,射血分数接近 55%。后病人在医院做了血管成形术。

据分析,患者在载人离心机训练前,在冠状动脉左前下降枝血管内壁上已有动脉粥样硬化的斑块形成。在离心机训练中模拟 F - 15 空战动作,患者受到 8G 6G/s 15s 的作用,这时心脏和大血管明显变形并向下移位,因而冠状动脉也受到压力、牵扯及变形,血管内壁上的斑块就会破裂、脱落随血流流动,造成血栓形成,引起急性心肌梗塞。

载人离心机高 G 训练引起急性心肌梗塞的病例是极为罕见的,数万名受训者中至今只报导过这一例。但对实施离心机训练的管理人员来说,必须对原先有心电图异常、有高脂血症等冠心病危险因子的飞行人员应保持一定的警觉,因有冠状动脉粥样硬化的人在高 G 快速增长率作用下,确实有可能使粥样斑块破裂、脱落、阻塞血管,造成急性心肌梗塞,应该引以为鉴^[19]。

(二) 左侧舌下神经麻痹

20 世纪 80 年代后期,美国空军一位 41 岁的实习航空军医在布鲁克斯空军基地航空航天医学院载人离心机上进行第一次高 G 训练。训练时为慢增长率 0.1G/s。吊舱内安装的是 F - 16 战斗机的座椅,椅背后倾 30°。被试者不戴头盔,穿着抗荷服但不充气。训练中在 6.4G 时开始做收紧动作。在 6.5G 时,他突然感到颈背部疼痛,但尚能忍受,仍然坚持训练。但 7s 后加速度增至 7.2G 时,周边视野完全消失,并且颈背部疼痛越来越严重,立即中止了训练。在 +G_z 作用时,他的头部紧靠座椅头靠,训练期间最快心率为 140 次/min。训练结束后,离心机吊舱内的录像带马上

进行回放。录像带上显示,被试者口齿不清,带有急促含混的辅音“s”,这种言语上的缺陷在训练前肯定是没有的。被试者离开吊舱后几分钟,医护人员对他进行了体检,当时就发现舌头明显向左偏歪。1h内做了完整的病史采集和神经病学的医务鉴定。病人主诉左侧枕下区疼痛,训练后一周才逐渐减轻。近来无胸痛、呼吸道症状及颈部肿痛史,过去亦无颈部疾病和颅神经疾病。检查发现,患者说“eeee”时发音正常,但在发需要用舌头的辅音时则不能。张口反射对称,但语调变尖,饮水及吞咽无困难,过去无腺病史,其他颅神经无异常,也无其他异常体征。颈部X光照片发现颈4和颈5的颈椎上有轻度骨刺增生。核磁共振检查无特殊发现。几天后复查,患者主诉咀嚼困难,食物滞留在左颊部,舌头无力,无法控制。训练后3天,舌头运动控制有改善,但发声质量仍无改进。2周后检查,说话、吃东西及舌头随意运动几乎已恢复正常,说话质量也大为改善。6周后病人已完全无症状。一年随访表明无任何后遗症,也无复发。病人完成了航医训练课程,但以后不再在载人离心机上做高G训练。

舌下神经是舌的运动神经,神经核位于延髓,即在中央管的腹部,神经从延髓的前外侧沟出脑,经舌下神经管出颅。在颈内动、静脉之间下降至舌骨上方弯向前内,沿舌骨舌肌外侧入舌,支配舌内肌和舌外肌。一侧舌下神经受损伤,同侧舌肌麻痹,伸舌时因健侧颌舌肌的作用使舌头偏向患侧。

舌下神经麻痹往往与颈部手术、创伤、肿瘤有关,单纯性的舌下神经麻痹是极为罕见的。这位航医的舌下神经损伤是外周性的,颈部疼痛和左侧枕下区疼痛均与舌下神经损伤有关,正好说明是外周性的损伤。从病因上看可能是机械性而不是血管性的。在高G作用下,舌下神经在舌下管内直接受到压迫,或神经受到过度的伸展所致。也许这位实习航医在解剖学上有轻度的变异:一是舌下神经管可能有变异;二是在颈部舌下神经走向有变异。因为这些变异用核磁共振检查也是难以发现的。在7.2G作用下以及做抗G收紧动作时会产生压迫舌下神经的机械力。由于其他

原因均已排除,因此可以得出结论说,这种损伤是由于离心机训练引起的。主管部门建议,他以后不再做离心机训练,并被分配到低性能(低 G)飞机的部队任职。

这例离心机高 G 训练后发生舌下神经麻痹在数万名受训者当中也是仅有的一例,这说明人在解剖生理上个体差异极大,也说明高 G 对人体的影响确实是一个不可忽视的问题^[20]。

(三) 浅表静脉炎

20 世纪 80 年代末,一名 37 岁的美国海军陆战队的飞行员在某军事训练基地进行了一次 G 耐力训练。训练计划中包括 1 次慢增长率(0.1G/s)和 4 次快增长率(6G/s)载人离心机训练。最高 G 值达到 9G 15s。训练时除了开始时的慢增长率训练,以后均穿着抗荷服并充气。穿着的抗荷服是美国海军的 CSU - 15/P,2G 时启动,1.5 磅/英寸²/到最大的 10.5 磅/英寸²。训练后这位飞行员发现臀部外侧有斑点状出血,除了疲劳无其他症状。与他同时受训的其他飞行员则无此现象。

离心机训练后的第一天,该飞行员参加了海军陆战队的体能测试,不到 28min 就跑完了 3 英里,做了 3 次单杠引体向上和 40 次仰卧起坐。当天除臀部有些疼痛之外,并无其他不适。训练后的第二天,患者在家围篱笆,做了(4~6)h 的重木工活,但没有出现明显症状。训练后的第三天,患者飞行了 2h,经受最大 G 值为 2G_z。训练后的第四天患者才感到双侧腿部明显疼痛,而且逐渐加重。活动时疼痛更厉害,疼痛部位主要是小腿后部和大腿中部。训练后的第五天,相同部位的疼痛更加严重,去当地一家急诊室就医。患者过去身体一直健康,否认过去有胸痛、大量出汗、气短等类症状,无明显既往史。查体:血压 118/80mmHg,脉搏 68 次/min,呼吸 16 次/min,口腔体温 36.6 (97.8°F)。发现患者小腿后部及大腿中间部位有明显触痛,皮肤温热有红斑,腿部无水肿。除双侧臀部外侧有一块直径 9cm 的瘀斑外,下肢无明显感染症状,也无腹股沟淋巴结肿大。查体无其他发现,多种血化验(全血

细胞计数、碱性磷酸酶、转氨酶、血中尿氮、肌酐 CPK 和胆红素) 均在正常范围内。Doppler 血流检查未见深部静脉阻塞。

患者卧床休息、热敷并用非类固醇类消炎药物治疗,24h 后症状消退并出院,诊断为浅表静脉炎。查阅美国空军航空航天医学院离心机训练档案,类似的病例仅有 1 例,患者为一名机上护士,在一次 G 训练后几天发生单侧静脉炎。

浅表静脉炎与癌症、创伤、化学物品刺激和静脉曲张有关,往往是特发性的。这位 37 岁的飞行员训练时吊舱内安装的是仿 F - 16 战斗机座椅,有 30° 后倾角(即座椅是后倾的)。但在 9G 时下肢静脉压膝部约为 50mmHg,而踝部则为 420mmHg,压力已明显超过了人体正常生理学上的耐受压力。抗 G 训练时常常出现瘀斑,说明毛细血管内皮层的完整性受到了破坏。在未被抗荷服覆盖的体表静脉静压力增加也是理所应当的。大多数受训者没有发生静脉炎,说明健康的被试者可以耐受。而这位飞行员训练不久又接受体能测试及重体力劳动,二者结合促使浅表静脉炎的发生^[21]。

(四) 加速度引起的 Wolff-Parkinson-White 综合征

一位 30 岁白种男性航空军医在返回战斗机基地之前进行 G 负荷适应训练,训练包括 3G、5G 和 7G。此人身高 182.9cm,体重 81.2kg。在训练前已通过了美国空军 II 级体检,包括实验室、X 光、休息时心电图检查。胆固醇和甘油三酯正常。无任何症状,自己认为也很健康。既往史和家族史也无特殊。不吸烟,饮酒也很少。表 5 - 18 总结了他对加速度作用的反应。

表 5 - 18 加速度负荷

训练顺序	训练类型	最大 G 值/G	作用时间/s	最大心率 (bpm)
休息		1		57
1	快增长率	3	15	115
2	快增长率	5	30	150
3	快增长率	7	15	160

第一次训练时,快增长率达到 3G,心电图突然改变,表现为 Δ

波和 ST 段拉平,同时有 0.12s 的 P - R 间期。心电图的突然改变几乎与 M - 1 收紧动作同时开始,收紧动作包括肌肉等长收缩和由于使劲对抗声门使胸内压增高。在 3G 训练期间预激综合征始终存在。直到加速度停止后至少 5min 正常传导才恢复,超声心电图和 24hHolter 监护无预激综合征证据。离心机试验前 3 个月最大平板车锻炼试验也未见预激综合征的表现。

预激综合征也就是 Wolff-Parkinson-White 综合征,其特征是心电图的 ST 段下降。正常人中出现这种综合征是由于迷走神经受刺激的缘故,而不是解剖学上有变异^[22]。

(五) 空战动作高 G 引起腹股沟疝和部分三头肌肌腱撕脱

有些意外事件发生在空中做空战动作变高 G 作用时,我们在离心机训练时也应引起注意。下面介绍国外空军在空战动作时发生意外的 2 个实例。

1. 腹股沟疝

据 2002 年 1 月美国空军国民警备队报导,一位 41 岁的航空军医在 F - 16 战斗机上作空战动作训练时出现左侧腹股沟疝。当他第一次出击到指定战区后,在 4G 和 5G“G 热身”机动和空战动作约 6G 时,做了抗 G 收紧动作。当时他穿着的是美国空军标准抗荷服,他认为是很合身的。第二次出击时,飞机进入机动时速度达到 0.95 马赫。在拉起时出现持续高 G 状态,他又做了抗 G 收紧动作。在机动动作将结束时,左腹股沟韧带上方出现挤压感和刺痛,当时最大 G 值为 6.8G。飞机恢复至平飞状态以后以上症状完全消失。在以后的几次出击时每次做抗 G 收紧动作均出现以上症状。但机动动作在 4G 以下,未做抗 G 收紧动作则无此症状,完成出击返回机场时也无症状。但在跑道上空转弯进入着陆飞行,转弯时加速度又增加到 4.5G,他又做了抗 G 收紧动作,症状又重新出现。飞行后回诊所检查,指检左腹股沟有不适感,在咳嗽时左腹股沟有挤压感和刺痛。患者过去史无特殊发现,曾做过双侧输精管切除术。家族史中,父亲 40 岁时做过双侧腹股沟疝修补

术,54 岁时患心肌梗塞。经外科探查确诊为左腹股沟疝并行修补术。用聚丙烯网眼移植植物修补筋膜缺口并加强肌肉。手术后 1 个月恢复飞行,以后在飞行中再无出现类似症状。

在飞行中发生狭窄性疝是极其危险的,会引起剧烈的腹痛和肠坏死,会使飞行人员失去操纵能力,甚至造成机毁人亡事故。当然这极为罕见。美国空军体检标准规定,有腹股沟疝的人是不能进入飞行人员队伍的。中国空军在飞行中也发生过腹股沟疝的例子。

在载人离心机高 G 训练中至今尚无人报导受训者发生腹股沟疝,但高 G 环境是同样的,甚至更严酷。虽然每位飞行员都经过严格体检,但在训练中仍需十分留心^[23]。

2. 部分三头肌肌腱撕脱

据以色列空军 Blumberg 等人报导(2002 年),一位 32 岁 F-16 飞行员按惯例回家休假 4 个月后返回部队参加飞行训练。飞行中反复受到高 G 作用,最大达到 5G。在一次 5G 空战动作约 1min 之后立即感到左肘部疼痛,飞行以后左肘疼痛更加严重,3 天后到以色列航空医学中心会诊。这位飞行员一向身体健康,每年飞行体检完全正常。在这次飞行训练前间断飞行 4 个月。查体时发现,左肘部鹰嘴附近有肿胀,有明显压痛。左肘部虽可被动伸屈,但主动伸屈不足 10° ,与右肘部对比有明显差别。其他无异常发现。经 X 光照片发现,左肘鹰嘴处有一小块撕裂碎片,超声波检查后确诊为三头肌肌腱撕裂。治疗措施为左肘弯曲 30° 用夹板固定。不久肿胀和疼痛逐渐减轻,3 周后除去夹板,运动范围基本恢复正常。一年后随访,飞行员身体已完全康复,已准予参加飞行训练。导致飞行员三头肌肌腱撕裂的主要原因是长时间空战动作时受到高 G 的作用。飞行员长期间断飞行,肌肉运动不够协调,致使肌肉对抗高 G 的耐力下降,也是引起这次意外外伤的一个原因^[24]。

参 考 文 献

- 1 Борисов В. и др : Жизнь и Космос с. 77 1961
- 2 Leverett S D, et al : The use of a fixed base simulator as a training device for high sustained or ACM (air combat maneuvering) + Gz stress AGARD Proc 189 : A8 - 1 - A8 - 6 1976
- 3 Gillingham K K. Centrifuge training of USAF fighter pilots (Abstract) Aviat Space Environ Med 55 (5) : 467, 1984
- 4 [http ://www. amtiusa. com/amti-highg. htm](http://www.amtiusa.com/amti-highg.htm)
- 5 [http ://www. etcaircrewtraining. com](http://www.etcaircrewtraining.com)
- 6 Wood D H, G A Hallenbeck Voluntary (self-protective) maneuvers which can be used to increase man 's tolerance to positive acceleration Federation Proc. 1946 5 : 115
- 7 Gillingham K K, Fosdick J P High-G training for fighter aircrew Aviat Space Environ Med 1988 59 : 12 ~ 19
- 8 High-G Physiological Protection Training AGARD-AG-322 ISBN 92 - 835. 0596. 4 Dec 1990
- 9 GJB《高性能歼击机飞行员离心机训练方法与评定》
- 10 耿喜臣,王璇,陆霞等. 高性能战斗机飞行员离心机高 G 训练方案. 中华航空航天医学杂志. 1998. 12 Vol. 9 No. 4 : 216 ~ 9
- 11 Sekiguchi C, Iwane M, Oshibuchi M Anti-G Training of Japanese Air Self Defense Force Fighter Pilots Aviat Space Environ Med 1986 57 : 1029 ~ 34
- 12 A Agarwal, H Malik, J K Dwivedi Centrifuge Training for Fighter Aircrew 1nd J Aerospace Med 1997 41 (2)
- 13 R Kapur, H Malik, J K Gupta Our Experience with Centrifuge Training 1nd J Aerospace Med 1991 35 (2) : 10 ~ 3
- 14 H Malik Centrifuge Training for ab-intio Pilots : Overview 1nd J Aerospace Med 1999 43 (2) : 1 ~ 3
- 15 A K Singh, H Malik, A Agarwal Centrifuge Training for ab-intio Pilots (Stage II A) of Indian Air Force : Training Schedule at IAM, IAF 1nd J Aerospace Med 1999 43 (2) : 4 ~ 6
- 16 A Agarwal, AK Singh, H Malik Centrifuge Training for ab-intio Pilots (Stage II A) of Indian Air Force : Results 1nd J Aerospace Med 1999 43 (2) : 7 ~ 10
- 17 Shoichi Tachibana, Tomomitsu Akamatsu, Akio Nakamura et al Serious Arrhythmias Coinciding with Alteration of Consciousness in Aircrew During + Gz Stress Aviat Space En-

viron Med 1994 55 60 ~ 66

- 18 Cayce W R, Zerull R G Myocardial Infarction Occuring at the Conclusion of Centrifuge Training in a 37-year-old Aviator Aviat Space Environ Med 1992 63 1106 ~ 8
- 19 Katchen M S, Lvons T J, Gillingham K K et al A Case of left Hypoglossal Neurapraxia Following G Exposure in a centrifuge Aviat Space Environ Med 1990 61 837 ~ 9
- 20 Speidel F X High G Training and Superficial Phlebitis :A Case Report Aviat Space Environ Med 1990 61 748 ~ 9
- 21 Whinnery J E Acceleration Stress-Induced Wolff-Parkinson-White Syndrome with Marked ST-Segment Depression Aviat Space Environ Med 1981 52 654 ~ 7
- 22 Snyder Q C, Kearney P J Clinical Medicine :High + Gz Induced Acute Inguinal Herniation in an F - 16 Aircrew Member :Case Report and Review Aviat Space Environ Med 2002 73 68 ~ 72
- 23 Blumberg N, Arbel R, Dabby D Clinical Medicine :Avulsion of the Triceps Tendon During Acceleration Stress Aviat Space Environ Med 2002 73 931 ~ 3

第六章 载人离心机动态 飞行模拟应用的发展

随着新一代高性能战斗机的发展,飞机产生的非常速度和加速度及角运动刺激将会严重影响飞行员空战时的操纵。特别是具有超机动飞行能力飞机的出现,将会给载人离心机的研究和训练内容带来明显改变,这就要求离心机能够提供高保真、交互式和真实的飞行模拟环境。从研究的角度看,离心机的模拟能力应该达到或超过飞机的极限参数。从 20 世纪 80 年代末开始,许多国家在新组建的载人离心机上都考虑了不同程度的飞行模拟应用。

在应用中,由于载人离心机是在固定半径旋转,限制了在物理上完全模拟飞机的角运动,而在地面模拟中,人体视觉和感觉上的差异也影响了模拟的开展,就此引发了离心机动态飞行模拟(DFS)的研究。

一、载人离心机动态飞行模拟的发展内容

飞行模拟器的应用是为了使飞行员在地面熟悉飞行环境。但固定或部分运动平台模拟器在运动的模拟和感觉的连续性上都不能满足全面模拟现代高性能战斗机的需要。研究发现,在实际飞行中人对角运动的感受受滚转和俯仰轴上的角运动和线性加速度的影响。所以,若通过控制离心机万向架系统和主驱动,结合视觉在适时的姿态建立与纯角运动相关联的线性加速度,就可获得所需的角运动感受^[1]。

DFS 研究的开展始于 20 世纪 50 年代,但真正的发展是在计算机发展以后。美国是发展 DFS 最早的国家,早在 20 世纪 60 年

代就开始对载人离心机进行 DFS 改进的考虑,并在 WRIGHT PATTON 空军基地的离心机上开展研究。位于 WARMINSTER 的美国海军航空发展中心 (NAVAIRDEVCEEN) 的载人离心机在 1984 年进行了 DFS 改进,首次使用了飞行员控制的闭环控制系统。

自 80 年代末以来,随着第四代战斗机的出现,DFS 在离心机上的应用引起许多国家的普遍重视。德国航空医学研究所从 1995 年起也进行了离心机的 DFS 改进,对 F - 16 和欧洲战斗机进行模拟。美国海军,新加坡、俄罗斯、中国台湾、日本、瑞典、英国空军都在已完成或正在完成的新离心机上不同程度地考虑到 DFS 的应用。

比起固定/部分运动平台的空间定向模拟器来说,离心机能提供更为连续的运动保真,特别是加速度过载的运动保真,为研究和训练准备了更广泛的运动环境。而且,现代高性能战斗机的复杂动作对前庭的刺激,业已影响到了人体加速度耐力。所以,发展高性能战斗机更广泛的综合模拟变得更为迫切^[1,2]。

(一) 在离心机上开展 DFS 的主要内容

在载人离心机上开展的 DFS 应用主要包括以下几个方面。

1. 加速度耐力训练

DFS 应用都是在离心机闭环控制模式基础上开展的,利用闭环控制模式进行有关加速度耐力的训练,可以使飞行员能主动地对抗加速度影响,准确把握做对抗动作的时机和力度,并结合训练科目完成高过载的飞行动作训练。因为比起实际飞行训练,离心机动态飞行模拟在可操纵性、安全性和经济性都有明显优势,而成为目前在离心机上普遍开展且行之有效的任务应用。

在载人离心机上开展 DFS 是有视景刺激的高 G 训练。在模拟的飞行动作中,飞行员反映像高 G 盘旋、俯冲拉起等动作感觉真实。在这种模拟技术基础上开展起来的空战环境模拟 (ACES) 和战术模拟系统 (MSS) 也成为 DFS 在离心机应用上的主要内容。

2. 非常姿态飞行动作模拟

对飞行员品质和人员因素进行定量分析,如对飞机的螺旋、大攻角(HAOA)飞行动作、超临界飞行、螺旋的定量研究,对平螺旋训练以及复杂飞行动作的训练等。模拟的飞机类型已经包括了对第三代、第四代战机的模拟内容。已经进行的离心机应用开发,可提供诸如导弹规避、平螺旋改出等飞行动作的软件,用户可根据DFS任务要求选用不同的软件。有的国家还把矢量推力飞机、超机动飞行、直升机等有关研究列入离心机应用计划^[1,3]。

3. DFS 应用的研究性任务

在过去开展的研究性任务中,还包括了对飞行员辅助装备人工智能系统设备的测试、为新旧飞行模拟设备做定量标定及开展有关空间定向障碍和运动病的研究等。许多新建离心机配有空间定向模拟软件,使之具有能开展高G负荷下的空间定向模拟功能。此外,空战的战术、战法应用研究也成为载人离心机DFS应用的最新研究之一。重新、充分认识DFS带来的应用变化正在为载人离心机的发展带来新的生命力^[1,3]。

(二) 在离心机上开展DFS的优越性

在离心机上开展DFS的优点有以下几个方面。

- 主动操纵易于被飞行员所接受。
- 可以更精确地模拟高G、高G增长的飞行动作,抗G训练效果好。
- 感觉更真实(“跌倒”感较少或没有)。
- 可以开展高G条件下定向障碍方面的研究。
- 利于开展与操纵相关的研究(仪表飞行)。
- 经济、安全,训练条件重复性好^[1~3]。

(三) 离心机动态飞行模拟和模拟器任务的比较

必须强调的是,载人离心机上开展的DFS是以加速度模拟为基础的,这也是离心机DFS应用的特点和优势。充分认识离心机

DFS 应用和其他飞行模拟器应用的区别,有助于离心机应用发展、安排适宜的模拟飞行任务。

与固定平台和部分运动平台模拟器比较,载人离心机属于完全运动平台模拟器。下表是一般离心机性能要求和其他平台形式模拟器于飞机运动特征的比较^[2,4] :

运动特征	飞机性能	固定平台模拟器	部分运动平台模拟器	载人离心机
G_x (G)	$\pm 1.5G$	0	有方向且瞬变	- 10, +15
G_y (G)	$\pm 1.5G$	0	有方向且瞬变	- 10, +10
G_z (G)	- 4, +9G	1	有方向且瞬变	+1, +15
俯仰角速度 (rad/s)	± 6.98	0	瞬变	6 ~ 8
滚转角速度 (rad/s)	± 1.75	0	瞬变	3 ~ 4
偏航角速度 (rad/s)	± 3.49	0	瞬变	
定向障碍	有	有	有	有
运动病	有	有	有	有

二、动态飞行模拟对载人离心机的设备要求

明确具有动态飞行模拟任务要求的离心机,在系统设计上与单纯生理研究应用离心机设计有区别。其中软件方面的要求则根据模拟任务的不同会有很大变化,快速实时的解算是软件要求的特点。除此之外,动态飞行模拟对离心机的结构上也有一些特殊要求。

(一) 离心机硬件系统的要求

离心机作为地面模拟设备,其运动平台不能像实际飞机那样具备 6 个自由度。在最大限度地使用有限的自由度空间、产生模拟的加速度环境这一点上,离心机飞行模拟和单纯生理研究用离心机的要求有较大的区别。

1. 主驱动系统

动态飞行模拟要求主驱动系统要经过优化控制,以提供满足特定飞行模拟任务要求的高 G 增长率所需的力矩。力矩产生造成的应力影响应低于系统结构耐受的最低强度要求。此外,还要求驱动系统具有更高的可靠性、可维修性和效率。

2. 双自由度 (2DOF) 吊篮和吊篮驱动

为了充分利用 3DOF 的离心机运动平台,需要采用滚转、俯仰运动是可控的 2DOF 吊篮,主要是出于以下目的。

① 提供保真度更为广泛的加速度模拟 复合加速度影响是在实际飞行中真实存在的,特别是对具有超机动飞行能力战斗机更是如此。2DOF 吊篮是定量、精确控制模拟 G_x 、 G_y 和 G_z 的必备条件,这能使在飞行模拟中对加速度环境的模拟更为逼真。

② 消除或减轻 G_x 、 G_y 影响 对 G_z 的模拟一直是离心机的主要功能,但离心机运动平台在模拟 G_z 变化时不可避免地产生吊篮角运动,结果是出现非正常的 (实际飞行中不出现的) G_x 、 G_y 影响。飞行员在加速度增长时感觉有向斜上方爬升,在加速度下降时有“跌倒感”。采用 2DOF 吊篮设计,在模拟 G_z 变化的飞行模拟动作时通过优化加速度曲线控制,使 G_x 、 G_y 影响降到最小,对加速度保真的控制也更精确^[5~7]。

现代高性能战斗机的机动性和敏捷性体现在离心机上,即 $(6 \sim 12) G/s$ 的 G 值增长率和角速度变化率。要达到这样的性能,就需要提高控制滚转、俯仰运动驱动响应。对具有超机动飞行模拟能力的离心机来说,舱运动的角加速度的要求要达到 10 rad/s^2 以上。另外,由于采用模拟实际飞行座舱环境,座舱布局、视景显示等项要求导致吊篮体积和质量的增加,也提高了对吊篮驱动的功率要求。尽管可以采用吊篮平衡调整措施和尽可能使用轻型结构材料,但这种对大扭矩、高响应,以及能够满足在高过载环境中使用的需求对吊篮驱动本身品质要求又是一大提高。

3. 系统响应

同样是出于对飞机高机动性和敏捷性模拟的考虑,需要离心机这个系统具有较高的响应品质。这个响应品质体现在整个系统结构,包括离心机基础的响应品质、驱动设备响应、计算响应及控制算法响应等几个方面。这些响应品质可以在设计阶段初期应用建模技术仿真作为系统设计的依据。驱动设备、计算设备和算法及控制算法会随着方法和要求的不同而不同,但对于结构系统设计来说,选用强度高、质量轻的材料、合理设计结构连接等是提高响应品质的普遍做法。对于增长率要求在 $(10 \sim 12) \text{ G/s}$ 的性能来说,一般要求系统的自然频率应达到或超过 10Hz ^[1,6,7]。

另一个反应系统响应的参数是所谓的系统响应时间,包括了控制输入、系统解算(包括飞行模拟有关的所有解算)、控制器解算、安全解算、驱动控制器响应、驱动响应、信号采集及反馈等环节,一般要求在 $(100 \sim 200) \text{ ms}$ 左右^[8]。

4. 高保真座舱环境

由于载人离心机动态飞行模拟是针对特定飞机开展的,所以要求对某些特定的飞机座舱做一定保真程度的模拟,且这种模拟的飞机座舱可以通过更换座舱平台或再布局进行更换,以满足不同模拟机型的需要。

座舱的保真要求主要体现在以下几个方面。

① 座舱布局保真 座舱内的设备包括:座椅、控制单元、仪表板、平显、视景显示的相对位置关系应尽可能地参照实际飞机座舱的要求。由于离心机吊篮结构的特殊性,座椅不能像飞机上那样调整,但坐在座椅上的飞行员与控制单元(杆、舵、油门)以及和前仪表板的相对位置关系要力求准确,以免影响到飞行员的操纵及观察信息的感受。

② 座舱控制保真 对离心机 DFS 应用来说,驾驶杆、蹬舵、油门的力度感觉、运动范围和运动效果都力求和实际飞机相符,特别是一些飞机的控制力度感觉和运动效果与飞机的姿态相关。所有对控制单元的力度和效果模拟需要实时解算飞机本身及航空动力

学模型,即形成所谓有反馈的控制回路。当然,对控制单元控制特性的要求与进行的飞行模拟任务要求有关,如模拟加速度过载为主的飞行模拟,控制单元操纵就要充分体现飞机加速度过载控制的特性。

③ 座舱显示保真 与单自由度座舱离心机不同,现代离心机的 DFS 应尽可能地再现实际飞行环境,强调的是运动和感觉的一致性,所以显示系统的保真变得必不可少。座舱环境的计算机模拟系统一般包括两部分显示内容:首先是飞机窗外的视景显示。视景的生成是根据实际探测地形、地貌数据,通过计算机成像系统,借助一定视角范围的显示区域显示给飞行员。视野范围参考了人体自然的视野范围,如水平 120° 垂直 50° 。视景显示的实际地貌要根据任务要求来显示范围和细节。对有靶机显示需求的任务,由独立的靶机运动计算机计算显示轨迹,结合视景计算机显示在视景上。视景模拟还可以模拟不同的气象条件,如一天中不同时间的光线、雨、雪等,达到模拟真实空中飞行环境的目的。另一个是仪表显示。仪表显示的形式和效果都要依据实际飞机仪表板和飞行动作对应的离心机运动,由独立的仪表显示计算机根据飞行模拟解算结果进行控制。灵活的座舱仪表显示设计成模块化的显示区域,它根据任务要求确定要经过哪些环节的解算,以及在每个模块上的显示和变化内容。例如,对要求显示航迹的任务,仪表显示计算机需要飞行模拟中对导航模块的解算结果,然后按显示要求将解算的结果显示在指定模块的区域上(显示的内容同样支持在工作站上的航迹显示)。

可以看出,座舱显示保真要求同样需要应用飞行模拟计算机实时解算的结果,这些保真要求都大大增加了系统在响应、解算和显示上的复杂性。

④ 座舱音效环境保真 由独立音效计算机控制的立体声模拟系统可以同步地对飞机引擎、气流及着陆时的声音进行模拟。特定的飞行模拟任务还可以规定对有故障引擎音响的模拟。

(二) 离心机控制系统的要求

具有动态飞行模拟功能的载人离心机,其控制系统会因任务要求的不同而有很大的变化,这也是离心机动态飞行模拟功能要发展、改进的主要环节。从概念上讲,离心机动态飞行模拟最具特点、对控制系统有共同要求的环节有以下两方面。

① 闭环控制系统 这里指的闭环控制系统有别于一般研究任务应用的控制系统,是指在控制环中包含了有 DFS 算法的闭环控制,即模拟所需的控制需要参照实际飞机的控制和运动,以及飞行环境对飞机的影响。闭环控制指令经过一系列控制算法的处理,以确定各轴间的相互运动关系,再将结果转换成合适的控制命令送给主驱动和万向架驱动系统,完成载人离心机动态飞行模拟运行驱动。在整个过程中系统的响应时间为 $(100 \sim 200) \text{ ms}^{[7,8]}$ 。

在离心机动态飞行模拟控制中形成的另一个闭环是对人体视觉刺激形成的闭环,即飞行员的操纵行为除了依据本体感觉以外,还需要参照吸收的视觉信息。这种系统无疑在普通意义上的闭环控制系统基础上做了很复杂的改进。对 DFS 闭环控制算法的产生和调整就是在离心机上进行动态飞行模拟的关键所在^[9]。

② 人体感知觉算法 DFS 闭环控制系统的另一个突出的特点,是在包括人的闭环控制环节中 (man-in-loop) 加入了包括运动转换和人体感知觉模型在内的控制算法。通过这一算法的处理,对离心机的控制既参照了飞机的运动,也强调了操纵和运动感受 (包括视觉感受) 的一致。包括了人体感知觉内容的离心机控制算法,结合视觉、前庭、中枢神经系统的模型,协调视觉和运动感觉间的运动刺激,并通过试验不断修正,在整体上保证了飞行员受到与实际飞行环境尽可能接近的运动刺激^[9]。

图 6 - 1 为离心机动态飞行模拟闭环控制的概念框图。在以后的章节中还要详细描述有关环节的内容。

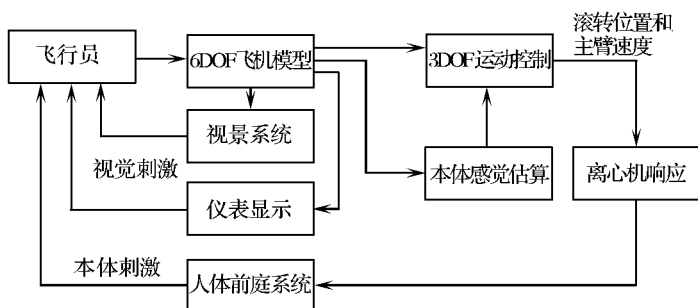


图 6-1 离心机动态飞行模拟闭环控制的概念框图

三、载人离心机动态飞行模拟的构成

载人离心机的动态飞行模拟靠软件和硬件实施，硬件体现在对离心机系统的要求上，这里主要介绍软件方面的构成。

（一）飞机及其空气动力学模型

模型是一组描述要模拟飞机动态特性的方程，是一整套的飞机非线性航空动力学模型。输入是飞行员控制的控制单元输入，输出是 6DOF 的变量输出。模型内容包括了要模拟飞机的气动力特性、航空动力学特性、发动机动态特性、燃油系统特性、飞控系统特性、起落架特性、传感器系统特性和大气气象特性等环节。决定模型解算的内容和详细程度取决于对模拟飞行动作的要求，如大攻角飞行动作模拟，飞机模型中就应该包括相应的方程和数据。通过组合这些不同功能的模块来满足不同飞行模拟任务的要求^[8]。

离心机动态飞行模拟过程中，对飞机及其空气动力学模型的解算是实时连续进行的，是一个高保真的、对飞机动态特性的 6DOF 模拟过程。结合任务要求，对这些模型解算的结果还包括了对姿态和位置的解算结果，如飞机的姿态、相对位置关系，以及对大地的位置关系等。

对模型解算的输出，除了为下一步的离心机控制提供输入以

外,解算结果还用于驱动座舱视景显示和仪表显示,将最真实的飞机响应提供给离心机控制系统^[8]。

(二) 人体感知觉模型

人体感知觉模型是载人离心机动态飞行模拟中最具特点模型之一,它将飞机运动对人体产生角运动和直线运动刺激,转换成相当的离心机运动对人体产生的角运动和直线运动刺激,使身处离心机飞行模拟任务的飞行员得到真实的、与实际飞行相当的飞行感觉。之所以称之为相当的飞行感觉,是要强调从飞机到离心机的运动转换并不是简单地移植实际飞行中的各种物理参数。

人体感知觉模型主要以前庭模型为主,前庭模型中又包括了感受角运动的半规管模型和感受直线运动的耳石模型。有些设计还根据任务要求增加了其他本体感受模型,如大脑感知觉模型。通过解算人体感知觉模型,解算出与实际飞行感觉对应的、适应离心机运行的角位置、角加速度和线性加速度控制变量。

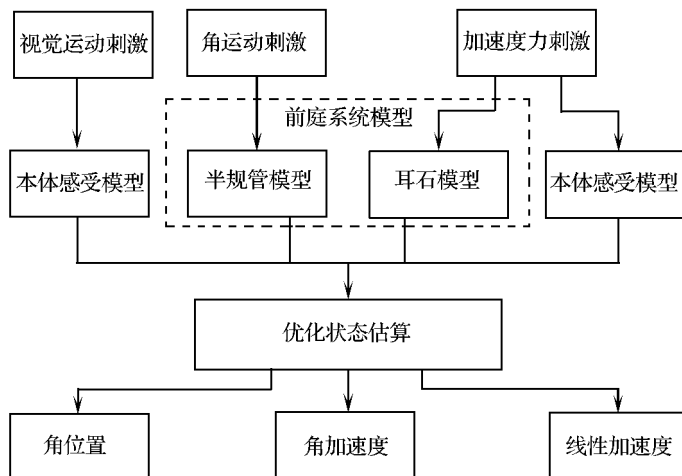


图 6-2 人体感知觉模型构成的原理框图

图 6-2 为人体感知觉模型构成及其应用的原理框图^[1,9]。

在应用的离心机动态飞行模拟控制中,有对人体感知觉模型进行实时解算的设计,也有根据充分的经验数据预测可能发生的人体感知觉的设计,后者无疑更利于整个系统的快速响应。

(三) 离心机控制算法

离心机动态飞行模拟的另一个关键环节,是要通过相关算法把特定飞机的空中 6DOF 飞行运动转换成离心机 3DOF 运动。图 6-3 是这种转换的示意图。

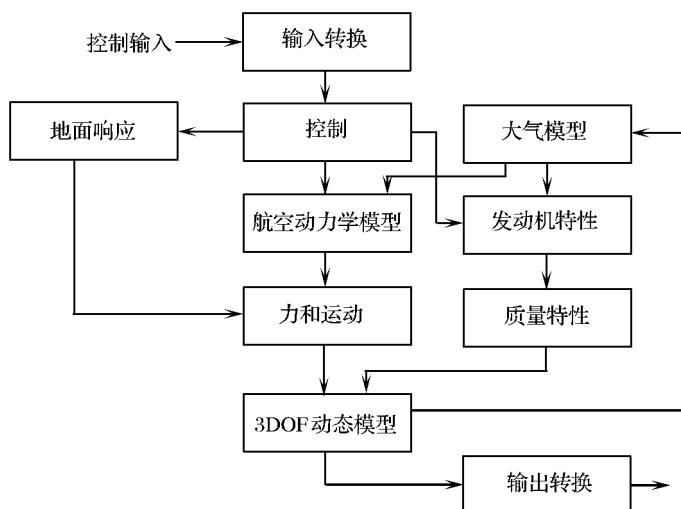


图 6-3 离心机控制算法中 6DOF 到 3DOF 转换

从图中可以看出,运动转换包括了飞机中与运动有关的环节特性,如飞机的空气动力学特性、发动机特性、质量特性及起落架特性等,也包括了飞行环境影响的特性环节,如大气模型特性等。应该认识到,这种运动转换不仅是在离心机上实现动态飞行模拟的必经环节,还要体现模拟任务对这种转换的要求。例如,飞行模拟任务中包括对飞机飞控特性的仿真,那么在 6DOF 到 3DOF 的运动转换中也必须考虑飞机飞控的特性和环节。

利用离心机控制算法实现的运动控制必须能够产生真实的过

载运动感觉,而且要限制特有离心机运动产生的副效应影响^[1]。

四、载人离心机动态飞行模拟的实现

系统地看,虽然软件控制算法的开发是实现离心机动态飞行模拟的主要内容,但在载人离心机上实现动态飞行模拟应该是从整个系统设计的角度开始的。这其中既包括了软件算法方面的设计,也包括对硬件系统的整体设计考虑。不管是针对新组建的离心机,还是对现有离心机做动态飞行模拟改造来说,将硬件系统状况纳入系统设计的范畴有利于提高整个动态飞行模拟系统的品质^[8]。

(一) 实现载人离心机动态飞行模拟的基本步骤

在现代载人离心机动态飞行模拟设计中,利用建模技术来设计或了解整个系统构成的情况,预测模拟效果,为设施设计和开展模拟调整提供依据。

完成建模和模型分析后,按照对各个分系统的分析结构检查实际的模拟效果,然后再综合到整个系统中去。

系统评价是实现动态飞行模拟的结束步骤。根据模型模拟的结果调整模拟控制的精度,预测最终能够实现模拟的能力。在精度和模拟效果都达到任务要求后,可视为对动态飞行模拟控制客观评价阶段性的结束。

在接下来的主观评价中,有经验的飞行员对模拟飞行动作的感觉进行由定性到定量的评价。主观评价的结果可能会引发再一轮的客观评价。如此的评价过程周而复始,直至主观评价认为达到了模拟任务的要求为止。

在离心机上开展的评价和调整过程,是从静止状态到单一轴向、单一方向加速度,再到多轴向、多方向加速度顺序的发展过程^[8]。

（二）系统设计与模型应用

利用建模技术对系统的各个环节建立不同复杂程度的模型,利用这些模型快速评价整个系统的性能参数。模型的建立依靠技术成熟的软件包或市场上销售的商业软件。为了获得更为可靠的分析结果,有些设计要求使用两种以上的、具有相同功能的软件对相同性能参数进行建模分析,结果对比不应该出现显著的差别。使用的建模技术包括^[8]：

1. 有限元分析模型

用于对主臂、基座、吊篮系统、轴等处的应力进行评价。评价的内容包括：①应力分析；②疲劳分析；③振动分析。

通过建模,不仅对大的系统部件进行核查,也可以对结构内部每一个细小结构的受力情况进行分析。分析结果对进行优化材料选择、应力计安放、检验联接方法等生产过程提供参考依据,并在这些模型的基础上做力和响应的模拟以检验系统达到的性能参数,如驱动力需求,能达到的最大过载增长率,如系统响应时间等。

2. 模态特征模型

是机械系统设计中专为分析主臂结构参数设置的模型,主要用于检测主臂的刚度,包括在运动中主臂可能在所有方向上出现的形变,主臂系统的阻尼特性和主臂本身的自然频率特性等。模型还用来分析对主臂系统频率特性测试的方法和效果,如检查测试中不同振动激励源位置和信号接受位置对测试结果的影响,为实际测试提供参考依据。

分析结果可以表现为数字或曲线形式,以便进行理论值和模拟值的比较。还可以用动画的形式将主臂的振动或形变模拟显示出来。

3. 控制与动力学模型

是以动态飞行模拟为目的的、针对离心机闭环控制(包括人员控制环节在内)所建立的模块。通过分析模型分析,了解离心机动态飞行模拟的控制方法,检查改变设计参数可能带来的变化

效果和离心机动态飞行模拟可以完成飞行动作的能力。主要包括以下三方面的内容。

① 离心机描述动态性能和控制性能的模型 是整个模型的核心,目的是为系统动态行为的控制系统提供一个输入,并为主驱动和轴驱动优化设计提供数据。在模型描述中包括了离心机基础模块、控制模块、驱动模块、轴(弹性)模块、设备模块、输出处理器模块及人体前庭模块等内容。各内容为独立功能的模块,方便根据模拟任务要求进行选择和调用。图 6 - 4 是一种动态和控制性能模型的内容及其相互关系。

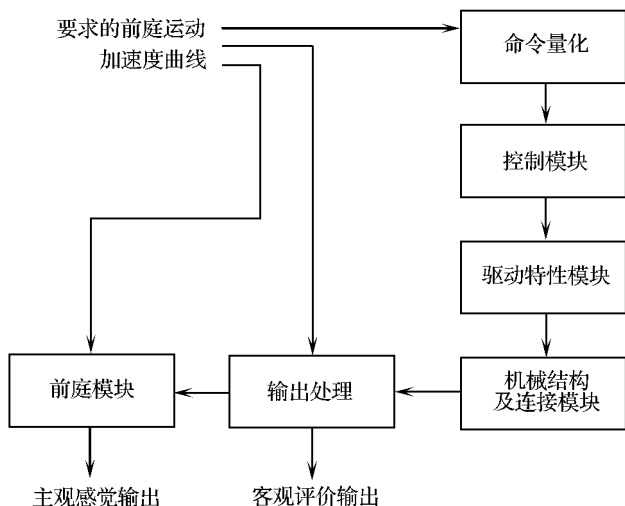


图 6 - 4 动态和控制性能的模型

② 人体感知觉模型中动态响应的模型 人体感受线性加速度和角加速度包括本体感觉和前庭感觉两部分。人体感知觉动态响应模型通过人体感知觉模型,处理离心机的运动响应并产生适合的感觉输出。

前庭模型是这个响应模型中的主要部分,包括感受角加速度的半规管模型和感受线性加速度的耳石模型。在半规管模型中包括了转动特性、系统增益、感觉调整和感觉阈值等环节。在耳石模

型中包括耳石加速度感受器机械特性、机械阈值和神经处理等环节。

③ 仿真评价动态和控制性能的模型 是评价离心机按照规定输入所完成模拟运动保真程度的模型。评价包括保真度客观评价,主要是对纯物理量的评价以及针对感觉加速度的本体感觉保真度的评价。客观评价是通过硬件感受的信息进行计算,而主观感觉评价则是应用人体感知觉描述进行评价。图 6 - 5 是这种评价模型的示意框图^[1,8~11]。

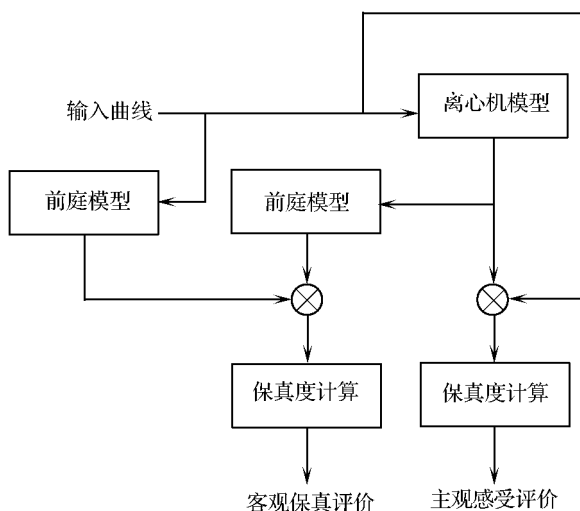


图 6 - 5 仿真评价动态和控制性能的模型

(三) 飞行仪表的开发

飞行仪表开发是根据动态飞行模拟要求,按照飞机模型参数,借助仪表软件开发工具包生成仪表板显示。

飞行仪表开发首先要确定仪表及其特征。按照飞行模拟要求选定有功能的主要飞行仪表和辅助飞行仪表,同时要确定仪表板上有功能的按钮。

仪表生成需要借助仪表软件开发工具包,它以原始图形库为

基础生成仪表或仪表群(仪表板)。这种仪表板是可以在屏幕显示整套仪表,并显示从远端计算机通过网络接收的数据。利用仪表软件开发工具包的这些功能,将通过飞机模型解算的数据结果,经过格式转换以后,再通过网络发送到仪表生成计算机用于仪表生成显示。利用仪表软件生成仪表本身并不复杂,关键是要协调好飞机的运动关系。

仪表软件开发工具包已形成不同品牌的商用软件,一般软件运行的硬件要求是标准的 PC 机。为了得到最好的视觉输出,应该配备技术成熟的图形加速卡,并具有和 OpenGL 相当的能力和抗混叠能力^[10,11]。

(四) 离心机动态飞行模拟控制算法的调整

由于离心机大多提供的是 3DOF 运动平台,对于模拟 6DOF 的飞机运动来说肯定有一些飞行动作无法模拟或模拟不像。通过对控制算法的调整,实现或改善一些飞行动作模拟的效果,或为一些不适宜的飞行动作找到替代。

1. 对低 G 值的模拟

离心机动态飞行模拟应能提供与高性能飞机相一致的高逼真加速度过载模拟环境。但在稍高或稍低于 $+1G_z$ 的平稳、连续控制上,实际飞行和离心机动态飞行模拟显然存在着矛盾,这在模型分析上可以得到证实。假如单纯在量上再现 $+1G_z$,离心机是不动的,飞行员没有动感。而一旦飞机加速度过载提高,离心机就要经历由静止到运动的过程,而且定量的旋转运动会导致飞行员头部转动,引起与视觉不协调的转动感受和 Coriolis 影响,所以在离心机模拟中需要寻找到可接受的替代模拟方案。通常采用的方法是牺牲一部分线性加速度的保真度来换取角加速度的保真度^[1,2]。

研究表明,在离心机上实现 $+1G_z$ 水平上下过载的替代模拟方法需要遵循以下一些原则。

- ① 飞行员可以长时接受。
- ② 模拟 $+1G_z$ 点的选择,万向架的运动要最小。

- ③ 对 $-1G_z$ 的模拟要连续,干扰小且有无载荷感。
- ④ 离心机运动转换要连续。
- ⑤ 作用在飞行员身上的 G_x 、 G_y 要尽量小^[2]。

图 6-6 是根据这一原则进行研究的结果。从图中可以看出,替代模拟方案需要定义与离心机、飞机的 $+1G_z$ 对应的 G_z 水平,以及与离心机和飞机上 G_z 形成 1:1 关系的 G_z 水平,这在不同的应用研究中有不相同的结果。目前大部分离心机采用 $1.4G_z$ 水平对应飞机上的 $+1G_z$ 水平。

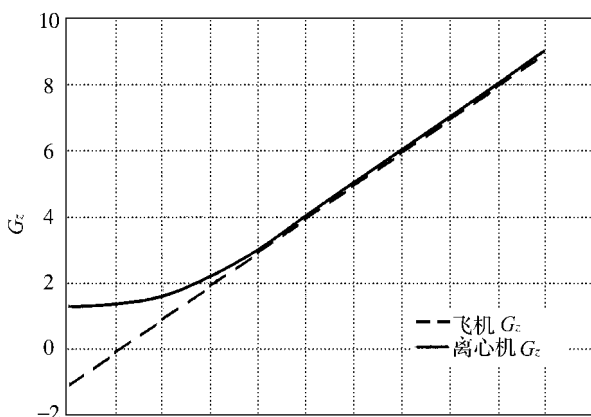


图 6-6 离心机上模拟 $+1G_z$ 左右过载的方案

在 $+1G_z$ 以下的模拟中,离心机从未真正达到 $+1G_z$ 以下。图中表示的这种替代模拟方案以让飞行员接受的感觉为主要考虑方向,而不是获得量上完全对应的运动刺激^[4]。

2. 不同 G 水平间的变化

在获取精确线性加速度(过载)的同时,另一个容易引起飞行员不适的感觉发生在过载变化的过程中。离心机吊篮的滚转或俯仰角度会发生变化,而这种角运动变化在实际飞行中是不存在的。这种因为驱动特性和在过载变化过程中滚转和俯仰运动造成的角运动,影响到模拟线性加速度的保真度。所以,在离心机控制算法的调整中,需要利用优化离心机控制算法来减轻运动副效应的影

响。例如,用减少角运动副效应影响的方法,像调整感受阈值采用“洗 - 出滤波”(wash-out filter)等方法协调改善线性加速度的模拟保真度。而这种调整,不应该影响到实际飞行中应有的角运动效果。在建立控制算法模型的初期就应该考虑到今后可能进行的调整。

(五) 离心机动态飞行模拟的主客观评价

不同的研究所采用的方法也不尽相同。使用主、客观评价是在载人离心机上判断动态飞行模拟效果常用的方法,即采用评价离心机总体模拟运动物理量和请有经验飞行员评价感受相结合的方法。美国早在 1988 年即对这一方法进行了研究,并将形成的系统评价方法申报了专利^[4]。

评价按先进行客观评价(物理量),后进行主观评价的顺序进行。

1. 客观评价

① 模型验证 在客观评价中,验证模型是很重要的一步,通过实施和验证检查模拟控制精度,也预测能够开展动态飞行模拟的能力。精度验证是通过比较由离心机控制系统产生的命令曲线、离心机模型系统执行上述命令曲线和实际离心机运行这些命令得到的曲线来实现的。

建立和调整好的模型,还可以作为一种研究同一台离心机动态飞行模拟性能的一个预测工具,应用到今后的动态飞行模拟发展和其他飞行模拟器的开发和标定。

② 飞行动作输入 飞行动作输入是验证模型的一个步骤。选取的飞行动作直接反映评价目的。客观评价选用的输入飞行动作通常包括以下一些动作元素:平飞、左右方向的滚转、不同速率的加速度过载增加、减少(甚至是负过载)、保持和重复^[12,13]。

2. 主观评价

据研究,描述离心机动态飞行模拟的基本运动参数包括:飞行员身体坐标 x, y, z 轴向上的加速度 G_x, G_y, G_z , 飞行员身体俯仰、滚

转和偏航轴上的角速度 rad/s , 以及俯仰和滚转环的角位移 ϕ_c, θ_c 和离心机的角速度 ω 。为体现飞行员对运动模拟的感受, 在对基本参数的描述中加入了与滚转、俯仰运动和飞行员操作能力有关的系数。调节先在无人运行上进行, 在假设条件单一的环境中 (如 $G_y = 0$) 对系数进行初调, 再在载人试验中进行微调。飞行员先不进行主动操作 (以免操作的差异带来不同), 结合视景和仪表显示对初定好的一系列模拟进行评定, 进一步调节各系数和个体感受, 最后在所有负荷发生的环境中完成调整^[12,13]。

3. 副效应措施的评价

对抗离心机动态飞行模拟副效应的措施, 可以视为一种新的控制算法或算法调整, 所以与评价飞行模拟效果的步骤相同, 对抗措施的调整也是主、客观评价交替进行, 特别是由有经验飞行员评定的主观评价。通常用评分的方法评价改善措施的效果^[8,14]。

评分从 (0 ~ 10) 分, 代表的意义如下。

- 0 分 表示采取改进措施后, 感觉不到副效应的影响。
- 2 分 表示采取改进措施后, 还是感觉得到副效应的影响。
- 4 分 虽然感觉得到副效应的影响, 但影响不是破坏性的。
- 6 分 感觉得到副效应的影响, 而且造成了感觉上的损害。
- 8 分 感觉得到副效应的影响, 并且造成了明显的不适。
- 10 分 对改进后的效果完全不能接受。

五、载人离心机动态飞行模拟的未来发展

1. 离心机抗荷训练应用

利用离心机的动态飞行模拟功能进行抗荷训练, 是许多离心机正在做而且证明是行之有效的提高飞行员加速度 G 耐力的方法之一。由于离心机动态飞行模拟控制采用的闭环控制系统使飞行员成为控制环节中的一部分。飞行员根据接收的感受控制离心机“飞行”, 这无论从感受还是从心理接受上都较传统的加速度训练更主动也更真实。此外, 参照目标 (视景和靶机) 的离心机飞行

使得飞行员在对抗加速度的同时,能够完成更接近真实飞行的跟踪或动作保持,使得在加速度耐力训练中掺加了人一机工效学的效能,也使得飞行员在这方面的研究和提高成为可能^[15,16]。

2. 实际飞行数据的应用

因为离心机动态飞行模拟是依据对飞机及其环境模型的解算完成的,所以根据记录的飞行数据参数,通过相应的转换,在离心机上再现某些飞行动作是完全有可能的。其中,运动描述以及运动和视觉刺激的转换是实现这一应用的关键环节。

利用实际飞行数据完成的离心机动态飞行模拟,可以用来对某些(适合的)复杂飞行动作的训练,特别是对在实际飞行中有一定危险动作的训练。另一种有价值的可能应用是,根据收集到的失事飞机有关数据,再现事故发生前后的飞机载荷、运动、姿态的变化,从而鉴别事故是否与飞行员的加速度耐力有关。

3. 离心机心理研究

离心机动态飞行模拟提供了接近实际的飞行环境和运动感受,也为研究高过载负荷下飞行员心理活动提供了可能的手段。在对操作复杂的高过载、超临界条件的飞行动作模拟中,研究飞行员的心理活动有利于提高完成飞行动作的品质和完善开发相应的系统设备。因此,有的离心机设计甚至设置了名为心理运动测试模式(psychomotor testing mode)的离心机控制模式。

4. 空间定向障碍的研究

空间定向障碍和加速度引起的意识丧失(G - LOC)是引起致命飞行事故最主要的两个原因。对具有超机动飞行能力的现代高性能战斗机来说,两种因素可能无法分割地、综合地影响在飞行员身上。无论是研究高过载下的空间定向障碍影响,还是研究空间定向障碍对加速度耐力的影响,具有动态飞行模拟功能的离心机都无疑是最理想的工具^[28]。

5. 座舱设备的研制与开发

由于离心机动态飞行模拟是按照特定飞机的特性来进行飞行环境显示和飞行状态模拟的,这也为相应的座舱设备研发提供了

可能发展的空间。例如,早在 1986 年美国海军就曾利用离心机的动态飞行模拟功能研究了座舱显示设备,以及设备对加速度响应的研究^[1]。

6. 飞行模拟与战术、战法的研究

在离心机动态飞行模拟应用中的战术、战法的研究还在进行,这种研究是在离心机模拟空中格斗的基础上发展起来的。位于离心机吊篮内的飞行员从可以跟踪由编辑加速度曲线控制的靶机,发展到可以借助视景和仪表显示与位于控制台飞行教官操控的靶机进行空中格斗,甚至与位于其他飞行模拟器中的飞行员进行空中格斗。在显示和导航功能进一步完善发展后,离心机飞行员有望与虚拟的敌机、友机做多机的空中格斗。而位于控制台的飞行指挥官可以通过“上帝之眼”的区域航迹显示观察控制的情况进行战术战法的研究^[17,18]。

为达到这样的功能,在导航、多飞机方程解算、显示等诸多方面需做相当大的改进和提高。据估算,单是完成显示功能的系统造价就可能超出离心机本体的造价。现在的研究支持一定程度的战术、战法研究,但能否在将来做到上述复杂的功能,现在还不得而知。

六、结 束 语

在载人离心机上开展的动态飞行模拟一定是特定飞行任务的产物,每一个飞行模拟任务都不是盲目脱离具体应用的任务。对特定飞机性能参数的掌握和对实际飞行数据的应用是离心机飞行模拟的基础。

离心机动态飞行模拟是不断调整、改进的结果。以美国的发展为例,1986 年开始进行超临界飞行定量模拟,舱显示模拟和非常速率时的加速度响应的研究。1987 年以后,又着手控制算法和机械结构的改进,进一步提高了运动的保真性。在 1991 年—1992 年间,则着重对运动感受,如 G_y 、滚转响应和在不造成激励的前提

下的快速动响应进行改善,以利于在大攻角飞行定量分析中提供连续的运动保真和对人员因素进行研究。

离心机动态飞行模拟不是实际飞行。尽管与其他地面固定/部分运动平台的模拟器比较,具备动态飞行模拟功能的离心机是一个理想的、甚至是唯一的替代设备。但应该认识到,离心机动态飞行模拟仅对在离心机上的飞行员维持一个相对真实的运动感觉,毕竟不能完全代表实际飞行。据美国方面的报导,目前对飞行模拟中的慢滚、俯仰运动的超调,以及对 $-G_y$ 的感受等都还需做进一步改善,所以在 DFS 研究中应尽量减少副效应的影响。对模拟不了的动作,如对接近 $\pm 1G_z$ 上下的模拟,应找到可替代的方法。还应特别注意避免错误的设计。

简言之,离心机的发展是新技术与飞行模拟应用的发展。而飞行模拟发展的核心是响应和保真度的发展,这已在国外的离心机发展中有所体现。我们应当重视离心机发展的趋势,并根据自己的实际情况与国情,更好地开发离心机的应用潜力。

参 考 文 献

- 1 Ricahrd J Crosbie, Dennis A Kiefer. Controlling the Human Centrifuge as a Force and Motion Platform for the Dynamic Flight Simualtor. In :AIAA Paper 85 - 1742, Flight Simulation Conference, July 1985 :37 ~45
- 2 Ricahrd J Crosbie. Dynamic Flight Simulator Control System. AD - D013 811.
- 3 Jacob Eyth Jr, Peggy L Heffner. Recent Improvements on the Dynamic Flight Simulator. In :SAFE JOURNAL,1993 ;23 :10 ~23
- 4 L G Janssens. How to Make Simulator Fly Like Airplanes. In :AIAA Paper 86 - 9777, SFTE 3rd Flight Testing Conference. 1986 1 ~8
- 5 D. Lau M S. Dynamic Characteristics of Centrifuge. Aviation, Space and Environmental Medicine. December 1994. 1134 ~1139
- 6 Brown, Yorke J. et New Approaches to Motion Cuing in Flight Simulation. Cardullo, Brown and Associates, Airforce Research Laboratory Technical Rpt. ALTR - 1991 - 0139, Sept, 1991.
- 7 Crosbie, Richard J. Controlling the Human Centrifuge as a Force and Motion Platform for

- the Dynamic Flight Simulator Technologies. Proceedings of the AIAA Flight Simulation Conference, St Louis MO, AIAA Paper 85 - 1742, July 1985
- 8 R. A. Leland. Developing Rapid G-onset and Sustained-G Dynamic Flight Simulation (DFS) in Next Generation Human Centrifuge. Environmental Tectonics Corporation
 - 9 Marcus, J T, et al. Vestibular Ocular Response in Man to Hypergravity. Aviat. Space Environ. Med. 1990 ;61 531 ~5.
 - 10 Poppel, J,A. Simulation of Trust-Vectored Aircraft Maneuvers in a Human Centrifuge : Model Validation and Design for the Dynamic Environment Simulator. Biodynamics Research Corporation, Air Force Research Laboratory Technical Rpt AFRL-HE-WP-TR-1998-0138, Sept 1998
 - 11 Spenny, C H. and B. S. Liebst. Model of a Sustained-G Dynamic Flight Simulator. AFIT Rpt No. CRDA 98-AFIT-02 prepared for ETC. December 1998
 - 12 David E Bischoff, David A Poole, Jacob Eyth,Jr. Flight Simulation Fidelity in a Total G-Force Environment. In :AIAA Paper 85 ~ 1730, Flight Simulation Conference, July 1985 :29 ~ 36
 - 13 Airplane Simulator Qualification. Advisory Circular No. 120 - 40B, Federal Aviation Administration, June 6, 1993
 - 14 Alnasser, Sofyan A. . . . Sustainable-G Dynamic Flight Simulator Analysis. AFIT Master Thesis No. AFIT/GSE/ENY/98S - 01. September 1998
 - 15 Whinnery, JE Hamilton, RJ. Aircrew Critique of High-G centrifuge Training : Part I : “ what was the best part of the program ?” Warminster, PA :Naval Air Development Center, 1991 ;NADC-91054-60
 - 16 Robert E. Van Patten. The case for recurrent training on the human centrifuge
 - 17 Dennis A Kiefer, Jeffrey F Calvert. Development of a Centrifuge Simulator As An Enhanced Maneuverability Flight Qualities Tool. In AIAA Paper 92 - 4587,1992 :191 - 212
 8. William B Albery. Development of a Flight Simulation Capability in the Dynamic Environment Simulator. In :AIAA Paper 81 - 0978, 1981 :92 ~97
 - 18 Development of a sustainable-G Dynamic Flight Simulator