

航空救生技术



30267512



目 录

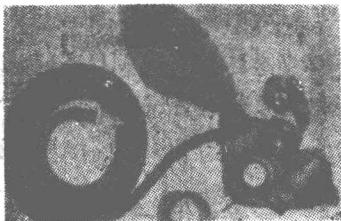
1. 头盔安装式稀释肺式调节器系统	351 厂.....1
2. 营救和回收研究对宇宙飞船设计和工作计划的影响	508 所.....5
3. 安全弹射范围指示系统 (SENDS)	611 所.....10
4. 弹射座椅的射流推力矢量控制系统	611 所.....16
5. 航天飞机轨道级的飞行试验	508 所.....20
6. 乘员自动逃生系统的射流程序子系统	610 所.....24
7. 从航天飞机应急逃逸	508 所.....29
8. 业经提出的用于灾难性故障的直升机安全系统	602 所.....36
9. 生命保障设备的测试—1976	空四所.....41
10. 美国海军对乘员防暴露服的使用要求	
第一部分 生理考虑	510 厂.....43
11. 美国海军对乘员防暴露服的使用要求	
第二部分 使用考虑	510 厂.....47
12. 脉动座垫的评定	601 所.....54
13. 目视目标捕获装置与头盔的关系	510 厂.....58
14. 英国皇家空军 P/Q 氧气面罩和美国空军 HGU.2A/P	
飞行头盔配套的人体协调试验	510 厂.....63
15. 装在头盔上的 PLZT 热/闪光保护系统的发展	510 厂.....67
16. HITEFINDER 自动开伞器的设计和发展	181 厂.....71
17. 垂直定位座椅转向系统的性能与设计	610 所.....76
18. 高速飞机飞行员的自动解脱安全带的发展历史	610 所.....80
19. 弹射座椅的救生伞新结构的发展	610 所.....85
20. 根据事故环境制定离机系统特性的实际训练技术	610 所.....91
21. 美国空军生命保障系统装备计划处扩大了的职责	空四所.....94
22. 美国空军飞机失事拯救的经验	南 航.....98
23. 乘员的逃生与救生: 问题与解决的办法	610 所.....103
24. 美国空军航空航天医学院对西埃腊 (SIERRA) 轻型头盔的鉴定	510 厂.....108
25. 高过载座舱乘员位置设计	628 所.....112
26. 应急定位器发射机 (小组会议)	630 所.....115
27. 飞机故障调查 (小组会议)	630 所.....118
28. 空中相撞事故 (小组会议录)	空四所.....121

392616

头盔安装式稀释肺式调节器系统

在讨论新的航空氧气系统时，有必要首先简要地回顾一下氧气装备的近期沿革。

1940 年秋，我向莱特空军基地报告了现役装备的情况，不久，自愿承担了高空试验计划的试验工作。根据这个计划，我们使用带再呼吸囊的 A—8 型氧气面罩，坐在 12800 米的高空室里。氧气调节器是 A—9 恒定流量装置。该计划要求试验者坐在高空室里阅读旧的国家地理杂志，一直到感受高空病为止。然后下降，恢复压力，并要求第二天回来重复进行同样的过程。而这次略有不同，比如，不吃早饭，或骑 15 分钟自行车。第二次世界大战前，空军 A—8 氧气面罩和 A—9 恒定流量调节器是空军里的标准装备。



A—8 氧气面罩



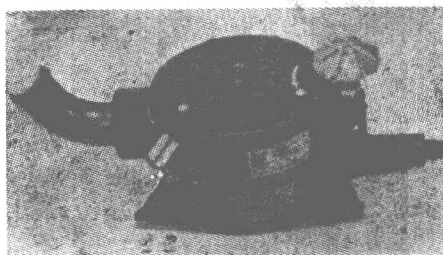
A—9 恒定流量调节器

随后很快进行了改型，改型是以缴获的德国肺式调节器作为全的部设计依据。



德国肺式调节器

第一个空军肺式调节器是 A—12 型



A—12 肺式调节器

接着是可手动加压呼吸的肺式调节器 A—14 型。

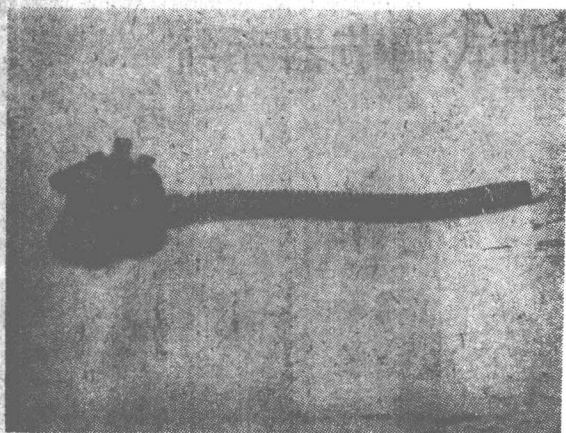


手动加压呼吸的肺式调节器 A—14 型

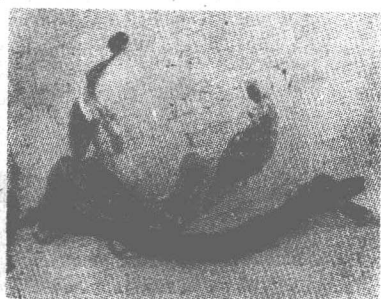
随后是具有自动加压呼吸、稀释和手动开关的肺式调节器 D—1 型。

与肺式调节器配套的面罩，空军首先把带再呼吸囊的 A—8 面罩换成 A—14 型，然后是

海军使用的 A—13 型加压肺式面罩。



A—13 型加压肺式面罩



MBU—5 面罩

现在空军使用的 MBU—5 型面罩，整个结构非常类似于 A—13 加压肺式面罩。



MBU—5 型面罩

在 40 年代后期，空军改用所谓大仪表板式调节器 D—2 型。



D—1 小型仪表式调节器

现在的标准装备 CRU—73 仪表板安装式调节器是空军在 60 年代开始的研究计划的结果。

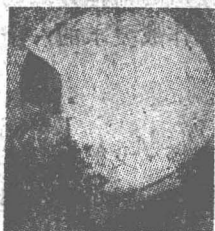


CRU—73 仪表板安装式调节器

这种调节器具有上述 MD—1 型调节器的所有性能和在原位进行试验的能力。空军接着研究了胸佩式 CRU—66 调节器。这已在 F—111 机上使用了。

在越南战争中，战斗机使用的是仪表板安装式调节器 CRU—73 型，配以 MBU—5 面罩。总的来说，这种类型的装备与第二次世界大战结束时所用的装备相类似。

在越南战争末期，普遍要求战斗机飞行员采用猛烈向上逃避的特技动作以躲避 SAM 导弹的攻击。这就使飞行员要承受大到 8—9g 速度，发生这种情况时带有粗软管的 MBU—5 型面罩有可能从脸上拉脱，结果，驾驶员在飞行时只好一手按住面罩以保持原位，而另一手操纵驾驶杆进行飞行。这种情况促使海军去研制一种新的 HGU—35/P 型轻的氧气头盔和氧气面罩。



HGU-35/P 型轻的氧气头盔和氧气面罩

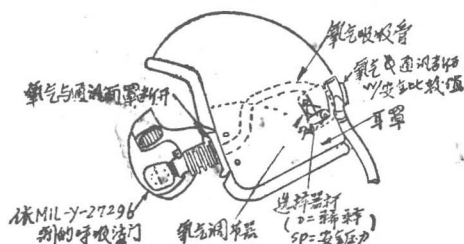
这种头盔与目前 460 克重的空军 APH—6 头盔相比较只有 240 克重。与 550 克重的 A—13 面罩相比，新的 MBU 面罩只有 145 克重。这表明新系统的总重量减轻了 625 克或几乎减轻了 62%。它还去掉了飞行员面前的一根笨重的象鼻型软管。这种头盔系统正由海军在评论，并且将由空军进行试验。

HGU-35/P 头盔和面罩系统氧气的吸取，是通过一条大直径的软管沿着飞行员背后把氧气引到头盔后部的连接器。氧气从这里接出来，通过软管到达头盔左侧的连接分离器里。氧气通过补偿呼气活门从面罩内排出。

新系统的优点是重量轻，只有 1.38 磅，减轻了 62%。在前后左右的平衡上有很大改善，取消了飞行员胸前的大直径软管。在 8—9g 加速度时性能大大地改善了，飞行员的舒适情况也相应地得到改善，并减轻了飞行员的疲劳。

这就给我们提出了一个问题，将来飞行员的头盔组合件就象这样了呢？还是要作进一步的改进？

新调节器工艺和新材料的利用有可能提出在头盔内安装稀释、加压、肺式氧气调节器。这种结构并不代表主要的研制方向，而只是现



头盔安装式氧气系统

在 HGU-35/P 的一种延用。

这个图反映了头盔安装式氧气系统的结构。

这个系统既可配用 HGU-35/P 头盔，也可配用面罩。安置在头盔壳体内部的肺式调节器是目前使用在空军 A/P225—6 型压力服上的一种调节器改型，在这个调节器里增加了一个稀释机构。

系统可提供两种工作状态。一种是自动稀释肺式呼吸，另一种是供具有小余安全压力的 100% 氧气。后者是拨动小连杆来实现的。

优点：头盔安装式稀释肺式系统具有下列优点。

- 1) 消除了大直径的软管及其有关的缺点：
 - a) 限制头部的转动；
 - b) 体积大；
 - c) 笨重；
 - d) 飞行员胸前的杂乱。
- 2) 消除了长的大直径软管所固有的管路压力降。
- 3) 取消了累赘的吸气单向活门。在过去十年里，海、空军面罩里使用的组合式吸气/呼气活门，由于呼吸困难而感到苦恼。这个问题总是归咎于粘附在片状吸气活门上的污染物。这意味着飞行员必需抵着整个吸气压力呼气以克服可能使活门完全堵塞的吸气压力。因此，彻底取消累赘的吸气活门对于改善面罩的可靠性是一个主要的优点。
- 4) 减轻了重量。所提出的头盔安装式稀释调节器系统的总重量是 95 克。这比重量为 3 磅的美国空军 CRU—73 仪表板安装式的调节器减少了 2.8 磅或减轻了 93%。
- 5) 较长的跳伞或应急供氧时间。最普通的跳伞系统仍然是 H—2 跳伞系统，仍然是 1942 年为第二次世界大战所

研制的 H-2 跳伞氧气瓶式。它没有调节机构。在提出的系统里,应急供氧或跳伞供氧是提供到头盔调节器系统的。这种系统里,氧气流是按飞行员的生理需要提供的。在高空,它使用的氧气较少,它配用 H-2 氧瓶的氧源,能增加 25—30% 的使用时间。

此项研制工作无需花费很大精力。研制这种面罩/头盔调节器系统所需要的金属件,80% 是现成的。

结论

这个计划提出的稀释肺式调节器系统体现了目前海、空军作战要求的一个可能和现实性的反映。

作者简介

约翰·卡列顿·戈德尔是卡列顿控制器公司的创始人和经理。最早是法耶威尔公司的付经理。第二次世界大战时,他是莱特空军基地仪表和氧气部分的负责人。

(苏少棠译 蒋镇筠、赵迎春、
钱大兼校)

营救和回收研究对宇宙飞船

设计和工作计划的影响

G. W. 海 斯

一、提 要

在空间计划的初期阶段，一条很重要的原则就是使乘员能够在运载飞行器中返回地球，而不需要发展营救飞行器，也不要研究在空间进行的营救技术。因此，要求在飞行失败后，乘员能返回到容许的回收区域，并应用广泛的预防性安全措施，在整个飞行期间防止发生可能危及成功逃逸的事故。在空间计划成熟阶段，人们又发展了空间交会、对接和执行舱外任务的能力。到了空间试验室时代，如果必要的话，可以再发射一个运载飞行器到轨道上救回遇难的乘员，并把他们送回地面。

随着“阿波罗”第一个阶段任务的结束和可重复使用的航天飞机运输系统的到来，航天飞机轨道器将提供地面发射的、载人营救能力，在不削弱对乘员的安全保护水平的条件下，将安全的重点转移到确保重复使用部件的回收方面。

本文就“阿波罗”任务讨论如何确保每次飞行任务回收区的合适性问题，以及应用于设计和工作计划的安全方法问题。文中论述了协助航天飞机轨道器发射的固体火箭助推器确实回收的设计规范，还简单地叙述了用轨道器作为营救工具的计划。

二、确保容许的回收区的合适性

飞行工作计划要求轨道飞船在每一圈的飞行过程中可采用二个或二个以上的着落区。

为了确保回收区的合适性，让我们回顾一下返回飞行器的初步设计方案，在“阿波罗”年代，返回飞行器就是指挥舱。选择水中溅落而不是陆地降落，其部分原因是由于大部分地球表面可用于可能的返回区。从飞船设计极限和乘员耐受着陆冲击力的观点来看，确定飞船溅落的水平极限速度为 15.5 米/秒(51呎/秒)。然后，根据着陆区的天气提出使用限制条件。为了确定遍及全世界的可能回收区，进行了气候学的研究。回收区的风和海面条件不能超过下述范围：

风 小于 25 哩/小时，极限 30 哩/小时

波高 小于 8 呎，极限 12 呎

波倾角 不大于 $\pm 8.5^\circ$ ，极限 10°

为了保证容许的回收区气候合适对所需回收区的所要求数目以及回收区地理分布作了研究，事实上，并非每个预定回收区都没有天气影响。例如，为了避免热带辐合区的影响，阿波罗 11 号飞行终点不得不重新选择。热带辐合区的影响是在阿波罗计划期间，根据小规模气象技术探测出来的(主要考虑湍流、阵雨，或对降落伞下降时的影响)。

考虑宇航员的生存环境影响了轨道倾角的选择，所选择轨道倾角应使地面轨迹在中纬度地区。进一步的办法是限制搜索区并提高回收部队快速发现返回飞船的能力。规定飞船白天溅落，落区要求最大飞行高度和能见度分别为 1500 呎和 3 哩。

对于每次飞行任务，要制定特定的回收受

命行动时间和部署回收支援部队（对于降落伞营救作业，最长回收接近时间(recovery access time)为18小时，飞船上各种系统和生命保障设备持续时间为72小时，或更长）。

应该注意，虽然设计选择了水上降落，但在有风的情况下，发射应急逃逸可能导致陆上着陆，所以在设计和飞行计划中必须考虑陆上着陆。

三、安全预防措施

由于在载人空间计划的初期采用先进的逃逸和营救方案是不现实的；所以要依赖于安全防护措施排除在整个飞行期间可能危及乘员应急逃逸成功的事故。

采用的设计方法是个别的故障不应引起乘员丧生，也不致妨碍飞行任务的继续进行。万一在同一部位有第二个故障时，应具有能成功地进行应急逃逸的能力。选择了简单的系统并使系统之间的工作联系最少。在方案阶段，就已研究了飞船环境中不易燃的新材料。

所研究的安全措施要求：

1. 用严格的试验和分析鉴定不测事件；
2. 基于成熟的技术，进行高度可靠的设计，尽可能消除不测事件；
3. 复式系统和备用系统；
4. 监视和诊断系统，以探测工作不正常、故障，或损坏；
5. 最后，保证在整个飞行阶段能成功地逃逸。

四、航天飞机运输时代的营救和回收

展望航天飞机时代，主要着重于将多次使用的系统部件回收下来。为了说明该问题，下面将阐述固体火箭助推器回收考虑对基本设计和工作要求的影响。

两个固体火箭助推器协助轨道器起飞（轨道器容纳乘员和有效载荷）。固体火箭助推器在熄火后被抛弃，用降落伞系统使其下降到在海上溅落，由舰船上的人员把它打捞取回，并

拖上岸，以供重复使用。由于飞行任务要求，回收作业不能限制宇宙运载器的发射，因此回收系统的设计必须考虑在较严重的海情下溅落（4级海情：波浪高5至8呎）；并保证不论白天或黑夜各种天气条件下都能进行跟踪和初步定位。同正常返回一样，在应急逃逸情况下，也必须取回部件，以供故障分析。因此回收系统必须能对正在漂浮的“目标”或已下沉的“目标”进行定位并且能捞回“目标”。由于涉及许多“目标”，因此要求能够识别每个“目标”。

对回收系统的要求是由下而上来确定的。所允许的入水条件确定了末级减速和下降系统设计的要求，末级减速和下降系统开伞条件规定了初始减速和稳定系统的要求。为了确定回收系统设计和使用要求所进行的研究范围，

包括如下几方面：

1. 助推器重心和浮心移动（这是为了达到在水中所需的姿态，以实现回收，并能拖曳到基地）；
2. 各种漂浮物对海情反应的差异（防止撞坏）；
3. 等天气和海情平息下来，进行回收作业所需要的等待时间；
4. 大载荷下降系统；
5. 降落伞的漂浮（湿重为干重的二倍）；
6. 盐水和阳光对降落伞织物的影响；
7. 部件标位方法和标位范围（决定工作方法、研究搜索方针、评定标位辅助系统设计）；
8. 在助推器淹没情况下的寻找技术（为了减少搜索时间和确保海上船只不会同被抛弃的助推器相撞）；
9. 在飞行中主要系统部件失灵时，仍能安全可靠地工作，并能找出故障（其目的之一是发挥人的能动性，克服偶然事故）。

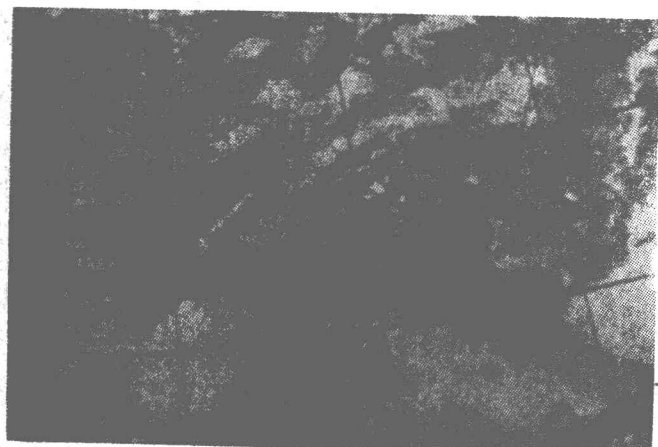
在整个航天飞机运输系统中，工作方案和该方案所依据的研究成果的说明，指出轨道营救系统的发展方向以及介绍如何保证乘员安全等问题，本文不予讨论，只能在以后的论文中

加以论述。简单地说,如果一个损伤的轨道器不能安全地再入地球大气层,或实现安全着陆的情况下,可以发射第二个轨道器,用于营救人员。在轨道上,营救飞行器与损伤的飞船交会以后,应提供很大的营救能力。我们不要求立刻营救,因为在轨道上等候营救时间可以允许几天,而不是几小时。在着陆区,要求适当的装备和简易的地面设备,以便处理营救飞行器及乘员。轨道营救设备包括操纵系统、载人的机动操纵机构、生命保障系统,以及人员营救密封舱。人员营救系统是不复杂的球形密封舱,用于运送失效飞船中乘员。舱上有一个窗口、并备有供氧系统、冷却外衣、通信工具及系绳。在营救工作期间,乘员本身基本上不需要进行操作。

五、结 论

概括地说,早在载人空间计划的设计阶段就已考虑营救和生存的要求,从而发展了安全预防方法。在发展先进的营救技术以前上述方法初步保证了阿波罗飞船的安全返回。航天飞机运输系统提供的营救和回收能力改变了设计和工作要求,安全重点将转移到确保可重复使用部件的回收方面,但并不降低乘员安全保护的水平。

如果我们在确定飞行器的设计和工作要求时,把营救和回收更广泛地看作是“主导”因素,特别是,如果能把保证安保工作的空间计划方法(包括新材料的发展)迅速地运用到人类活动的其它领域,那末我们展望所获,教益是颇为有趣的。



original landing area 原落区
actual landing area 实际落区

图1 为了避免热带辐合区的影响
“阿波罗—11号”重新选定的落点

图2 天空实验室救生包





图3 固体火箭助推器降落设想状态

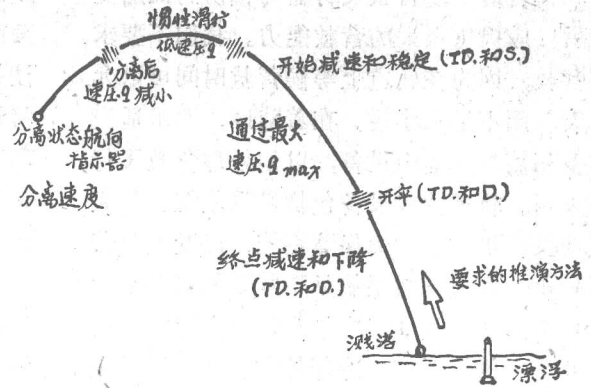


图4 飞行轨道由下而上确定了回收系统的要求

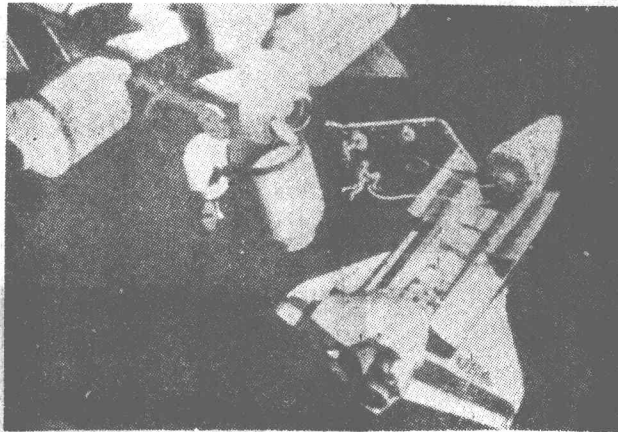


图5 在轨道上，航天飞机轨道器营救概念——伸展控制器，并把遇难乘员转移到营救密封舱中

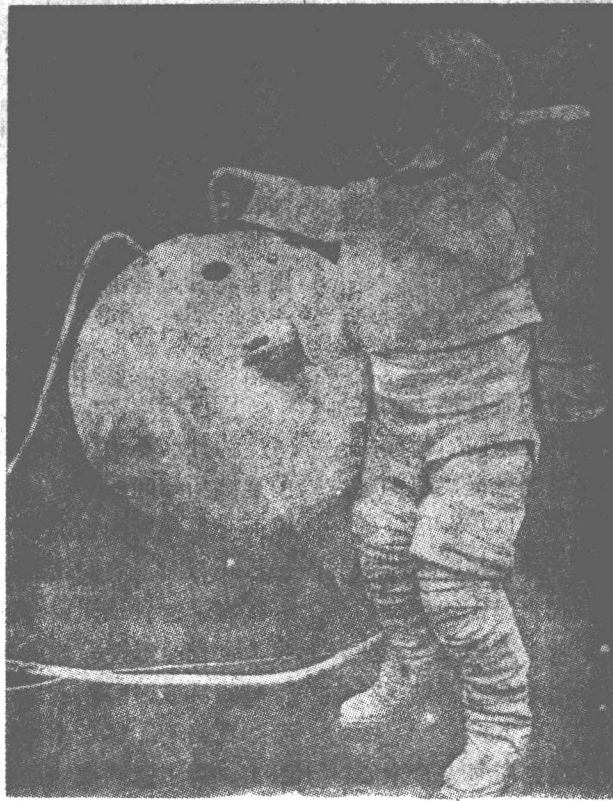


图6 营救人员正在输送人用营救系统的密封舱(装有遇难飞行器的人员),密封舱在轨道上是失重状态

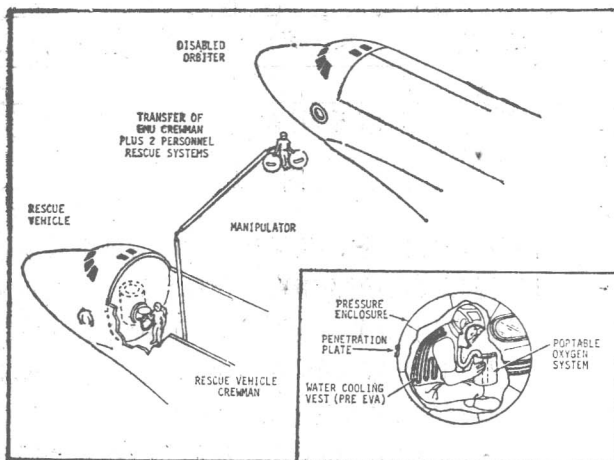


图7 营救密封舱的局部细节

- ① disabled orbiter 失控轨道飞行器
- ② transfer of EMU crewman plus 2 personnel rescue systems 带有两个人的营救系统的鸢式传递乘员
- ③ Rescue Vehicle 营救飞行器
- ④ Manipulator 控制器
- ⑤ Rescue vehicle crewman 营救飞行乘员
- ⑥ Pressure enclosure 受压舱
- ⑦ Penetration plate 充气筏
- ⑧ Water cooling vest(pre EVA) 水冷却衣(出舱活动前)
- ⑨ Portable oxygen system 手提式供氧系统

译者董绍高 校对沈祖焯

安全弹射范围指示系统(SENDS)

提 要

为了给飞行员提供飞行中的救生能力的连续指示, 设计了这个安全弹射范围指示系统(SENDS)。它利用机载传感器感受飞机的动态状况并把数据输送给依照 NATOPS 手册的标准计算救生能力的机载电子计算机, 然后以开始弹射所剩余的的时间的形式来显示出现状, 这时, 飞机仍然处于救生系统安全救生包线范围内。因此, 它的意图是起到帮助飞行员判断的作用。

对这种指示器的要求是根据海军安全中心(NAVSAFECEN)的统计资料提出的。据统计弹射死亡率为 15%(1970 年~1974 年间, 在 695 人次弹射中有 105 人死亡)。分析死亡原因表明, 如果他们较早弹射, 有一半((52~53人)的飞行员是应当成功的。

设计了一台把动态飞行参数和 NATOPS 手册的救生性能数据变成简化显示的原型机显示系统并在 LTV 动态模拟器上进行了试验, 经证明这种系统是可行的, 它为飞行员在飞机离开安全救生包线前及时地决定弹射提供充分的情报。

为了在海军航空试验中心 Patuxent River, Md 实施飞行试验方案, 这个系统装在有适当仪器设备的 YA-7H (YA-7E 的后继机) 飞机上。在飞行试验期间获得的参数和飞行人员特性曲线数据与 YA-7H 飞机预定的进入螺旋试验方案吻合。

将要测定安全弹射范围指示系统与先进的多用途指示系统的一致性, 并详细地评定人的

因素将有最佳的人/指示器效果。

前 言

为什么不给飞行员提供飞行中有救生能力的连续指示呢? 如果他的飞机一点没有失去操纵而必须弹射的话, 至少他会更知道在正常地操纵飞行时, 有时飞到座椅的安全救生包线之外。有了这种认识就使他成为较安全的飞行员, 也就能够挽救他的生命。我们能够予测飞行员的反应时间以及总的弹射过程时间。然而, 我们不能够予测作出弹射决定的时间, 看图 1。为了达到成功的弹射。图上的三部份时

弹 射 分 解

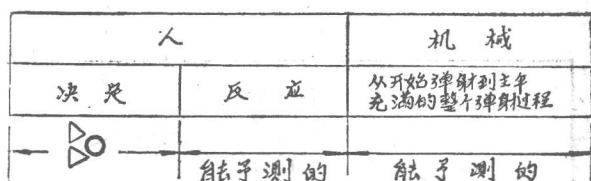


图 1

间必须加在一起, 从触地之前的时间中减去这段时间余数必须为正数。这样我们能够在正确判断过程中给飞行员以帮助, 即挽救其生命。特别是 1970 年到 1974 年期间, 在包线外弹射的 50 例左右死亡例子, 仅仅是由于他们耽误太久而造成的。如果现在我们不围绕这个问题做工作, 在下一个四年期间, 或许有比这 50 例还多的飞行员仍因耽误太久而至死。这些工作就是关于安全弹射范围指示系统的全部范围。

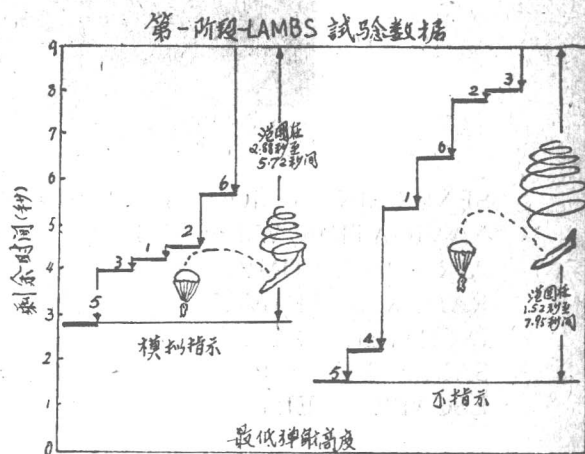
此外, 飞机还装有监控它的性能、发动机状态和其他分系统工作情况的仪器, 但不能监控救生系统, 也不能告诉飞行员什么时候逃离。当他最忙时, 即通过排除故障力图挽救飞机时, 他也必须想在什么时候拉弹射操纵手柄。这时, 安全弹射范围指示系统使他一眼就直观地看到在其座椅的安全救生包线内弹射所剩余的时间, 这个剩余时间正由飞机消耗掉。

讨 论

为了给飞行员提供飞行中救生能力的连续指示, 根据海军安全中心(NAVSAFECEN)、海军航空发展中心(NAVAIRDEVCE)与沃特(Vought)公司提出的要求于1974年6月开始对所设计的救生警戒指示系统进行研究、试验、制造样机、验证可行性和飞行试验这五阶段的计划工作。基本想法是要求用机载传感器监控飞机的动态情况, 把这些数据输送给机载计算机, 由它计算出救生能力, 且显示在救生系统安全回收包线范围内按剩余时间开始弹射的状况。第I阶段系统研究已于1974年10月完成⁽¹⁾。第II阶段, 飞机和飞行员分析和第III阶段飞机计算机程序已分别于1975年4月和5月完成⁽²⁾。第IV阶段系统设计分为三部分: 初步飞行试验阶段已于1976年4月完成⁽³⁾; 系统的改进和鉴定以及实用系统的确定。第V阶段系统的飞行试验将最后完成这个计划。

由于下列原因选择A-7E作为第I阶段的研究机: 它有一个机载导航/军械(NAVW EPS)投放计算机; 在沃特公司(Vought)很容易地得到了技术经验和数据; 为了与安全弹射范围指示系统连接, 目前装在飞机上的及经操作被验证传感系统都可以使用。这样决定选择YA-7E双座飞机上使用的“埃斯凯帕克”1C-2救生系统作为以后安全弹射范围指示系统飞行验证的候选对象。模拟计划在沃特(Vought)公司的大振幅移动支承模拟器(LAMBS)上实施。让六名有经验的飞行员经受发

动机熄火、俯冲和螺旋等应急状态试验, 每一种状态都有恢复原状或弹射的机会。鉴定内容包括30分钟飞行中使用: 1. 不指示; 2. 数字指示; 3. 模拟指示。结果表明模拟指示在判断时间方面的离散性比不指示的离散性减少了50%以上(不指示试验范围从1.52秒至7.95秒, 模拟指示范围从2.88秒至5.72秒), 见图2。

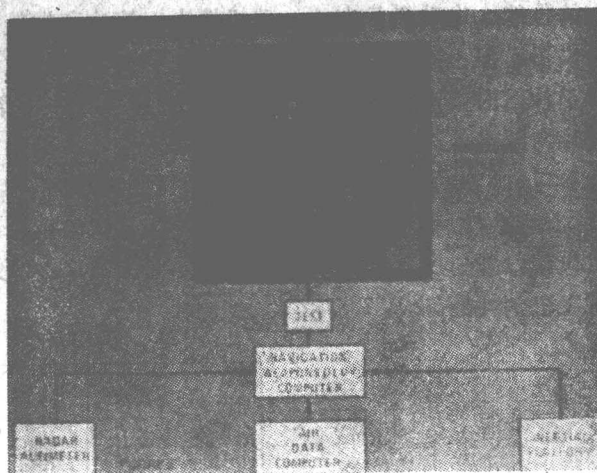


图中1. 1号试验员 4. 4号试验员
2. 2号试验员 5. 5号试验员
3. 3号试验员 6. 6号试验员

图 2

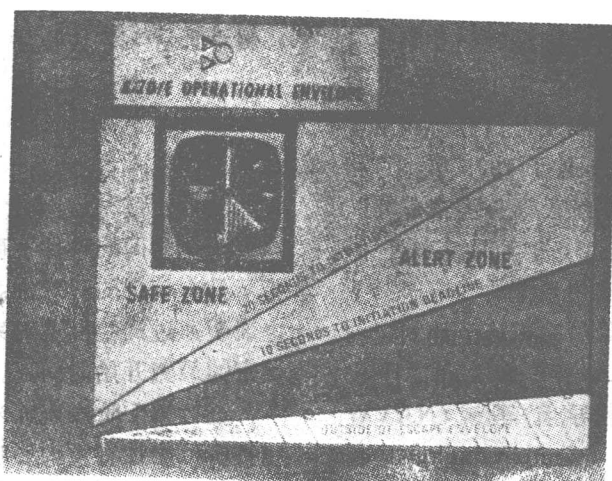
这表明在相同的条件下确定弹射时间时, 模拟指示具有较少的犹豫性和较大的果断性, 同时也表明通过试验以及对系统的相信程度产生了确定的最短开始时间。

进行第II阶段研究来确定对救生系统性能和损伤可能性有重大影响的飞机动态参数。这样, 就导致对下述参数的鉴定, 这些参数对设计安全弹射范围指示系统极为重要: 1. 垂直速度; 2. 高度; 3. 俯仰姿态; 4. 横滚姿态。这就确定了A-7E飞机具有感受这些动态参数并把它们转换成与安全弹射范围指示系统相适应的信号的能力。图3上表示的基本系统规定由以下几部分组成: 1. A-7E飞机现有的传感设备, 包括CP-953/AJQ空气数据计算机,



SENDS MK—0 MOD 1 SYSTEM—SENDS的MK—O MOD1 系统 TEST—试验
 NAVIGATION/WEAPONS DLVY COMPUTER—导航/军械投放计算机
 AIR DATA COMPUTER—空气数据计算机
 RADAR ALTIMETER—雷达高度计
 INERTIAL PLATFORM—惯性平台
 SAFEZONE DIPPLAN—安全范围指示
 ESCAPE ALERT—警告

图 3



A-7D/E OPERATIONAL ENVELOPE—A-7D/E 工作包线
 SAFE ZONE—安全区
 20 SECONDS TO INITIATION DEADLINE—至起动的截止时间 20 秒
 10 SECONDS TO INITIATION DEADLINE—至起动截止时间 10 秒
 ALERT ZONE—警戒范围
 EJECTION INITIATION DEADLINE A-7D/E—A-7D/E 弹射开始截止
 CAUTION ZONE—小心范围
 OUTSIDE OF ESCAPE ENVELOPE—救生包线外面

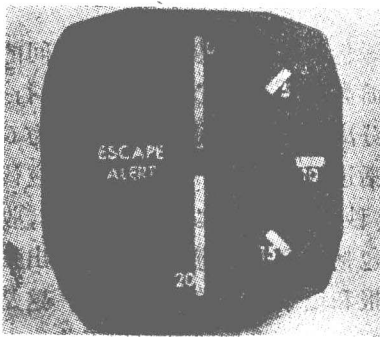
图 4

AN/ASN-90(V)惯性测量系统和APN-194雷达高度计系统；2.作为安全弹射范围指示系统方案用的A-7E飞机现有的ASN-91导航/军械投放计算机；3.在第I阶段研究生产的安全弹射范围指示系统的MK-O模拟显示器，示于图3。

在第I阶段提出的对MK-O安全弹射范围指示系统显示方案的进一步鉴定和人的因素要求的确定也是在第II阶段进行的。这个鉴定确定了模拟型式是优先采用的显示型式，并且作为初步的飞行试验是相适应的。完成的其他任务有试验数据与预定性能的相互关系，计算曲线的关系和安全回收的定义，即在弹射轨迹上总速度降到9.1米/秒，垂直分速度不超过7.3米/秒时。在第III阶段中研究了目前TC-2航空电子系统软件的要求以确定如何使安全弹射范围指示系统的计算机容量最大。在确定足够容量的利用率之后，在适合飞行试验鉴定用的实验室里进行了安全弹射范围指示系统软件编码和纸带准备。在第I阶段中，虽然确定了安全弹射指示系统弹射前的准备时间有20秒，见图4上的曲线，但有时感到太长了，判断时间从0.5秒到15秒是最佳的。

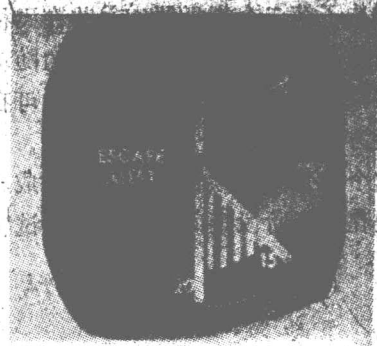
然而，后来的飞行试验表明，20秒的准备时间是适当的。要求进一步的来确定这个参数。

图5、6、7为第IV A阶段飞行试验中使用的座舱指示器，它有一个能转动的圆盘和一个



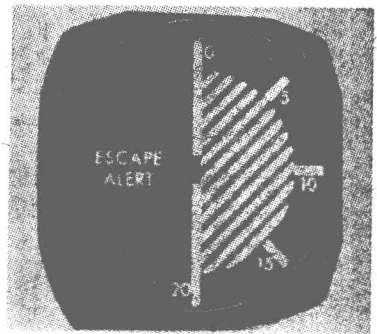
instrument display 仪表显示
escape alert 救生警告

图 5



instrument display 仪表显示
escape alert 救生警告

图 6



instrument display 仪表显示
escape alert 救生警告

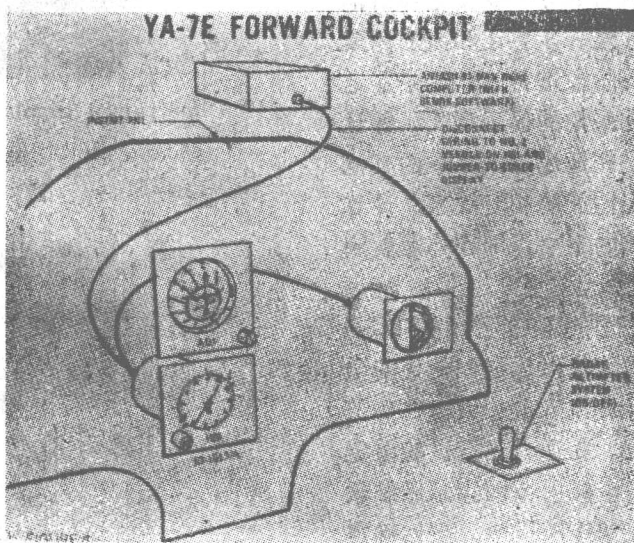
图 7

180°的固定罩子组成的约三吋大小的仪表模拟指示器。罩子上有黑底白字写的“救生警告”字样。在20秒时间内机构使绿色的扇形转动180°逐渐露出红、白相间条纹的半个圆。在20秒或更长的剩余的剩余时间内，可以看见绿色扇形区从时钟的“6点位置”(20秒)沿圆盘的右边到“12点位置”(零秒)。当下沉率超过-7.62米/秒并且剩余时间小于20秒引起机构转动时，为了指示剩余时间，绿色指针以反时针方向转动，出现红、白相间条纹直到指针转动180°为止。飞行试验大纲开始用第I阶段试验期间，在沃特(Vought)公司的大振幅移动支承模拟器(LIA MBS)上使用的同步指示仪表。但是，在进行了飞行试验后，据试飞员报告，同步指示器出现过轻微的阻尼，导致断断续续的振动。因

此，制造了第二个指示器，并装在飞机上。这是一个能与前面所讲的一样指示的随动仪表。发现该仪表在各方面都是优良的，可在以后飞行试验方案中使用。

这个计划分六项具体的工作完成。第一项工作是在第 I 阶段期间研究的飞行试验系统设

计的准备和在第 II 阶段中研究的计算机方案。第二项工作是显示器的安装和战术计算机的程序设计。通过对 YA—7E 飞机的最小改动完成了这项工作。正如图 8 所示，指示器组合件装在前仪表板上，这里通常安装 AN/APR—25 ECM 分析显示器。



YA—7E FORWARD COCKPIT—YA—7E 的前座航

INSTMT PNL—仪表板

AN/ASN—91 NAV—WEPS COMPUTER(WITH SENDS SOFTWARE)

—AN/ASN—91 计算机(带有软件)

DISCONNECT WIRING TO NO.2 NEEDLE ON HSI AND JUMPER TO SENDS DISPLAY—分离接头通过导线与 HSI 上的第二号插头相连，跨接线与指示器相连

RADAR ALTIMETER SYSTEM(ON/OFF)—雷达高度计系统(开关)

图 8

在飞行期间，为了记录与系统性能有关的定量数据，也提供了记录与机上仪器系统连接的数据。第三项工作，在动态飞行状态下为了允许客观地评价系统性能和飞行员对显示系统的意见，制定了综合试验计划。第四项工作是实际的飞行试验方案，在总共34次各种状态的机动飞行中，包含取得安全弹射范围指示系统有效数据的 10 次飞行试验。这些状态包括：滑跑、起飞、爬升和巡航等。当按照常规飞行时，应当出现绿色指针状态。螺旋试验时当垂直速度超过 -7.62 米/秒，且剩余时间小于 20

秒时，绿色的区域将转为红、白相间的条纹。对距地面高度为 5740 米这种机动飞行研究了专门的分离带。因为回收高度规定为 6096 米。返航包括进场和着陆，这时指示器应该再回到保持 20 秒的绿色状态。第五项工作，收集资料阶段，包括飞行员的意见、飞行员出发前的命令、汇报和记录资料等全部资料。这是为鉴定而整理的资料。最后，第六项工作，对在第五项工作中所得到的全部主观和客观的数据进行深入分析。

结论、建议和提要

对所获得的资料的分析表明,安全弹射范围指示系统按设计要求达到了包括机动飞行的整个设计飞行包线,例如:滑跑、起飞、爬升、巡航、下降、进场和着陆等。对所有的 activation thresholds 都精确地反应,由于从传感器来的输入信号是准确的,所以安全弹射范围指示系统的全部计算都是可靠的。分析表明对于与A-7传感系统有相同误差时,输出的剩余时间是精确的。系统工作低于最佳性能的唯一区域是突然高过载机动飞行到进入螺旋的失速时候和偏离水平飞行。当飞行通过大攻角与侧滑不能正常操纵和转弯时,低于最佳的性能与精确确定绝对高度和垂直速度有关。当发生这种情况时,飞机处于雷达测高计的有效距离之外,绝对高度是由予置的地面高度(上述的MSL)和皮托静压计探头测量出压力高度之差同输入到空气数据计算机中的数据确定的。当处于大攻角和侧滑而要求又不太精确时,这种补充方法是容许的。战术计算机感受这个高度,利用软件程序产生高度和垂直速度并在安全弹射范围指示系统中产生一个间隔,并把它放入 degraded mode 直到空气数据计算机(ADC)的输出又成为有效的。但是,由于对现在 TC-2 Barop Loop 软件的修改和当飞行姿态突然和不稳定变化期间的系统性能全面改善,这些不利影响能够消除。飞行员的意见和飞行报告的主观数据是有利的。指示器的版面是够的,很容易看见和辨认。在每次飞行之前都完成了系统自身的试验并得出满意的结论。用飞行的话来说:“看来指示器是按设计工作的。”飞行试验大纲表明,对于装有弹射座椅的飞机,安全弹射范围指示系统方案是可行的。但是,为了进一步提高系统的能力需要继续改进。

那么我们将如何办呢?如果在飞机上安装这种显示器,当然能挽救飞行员的生命。当没有足够的弹射时间时,飞行员仍然不能控制飞

机并冲到地面上。图9和图10表示该系统如何帮助飞行员及时弹射的例子。

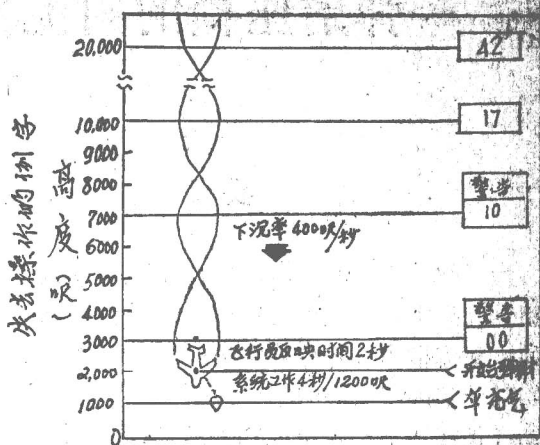


图 9

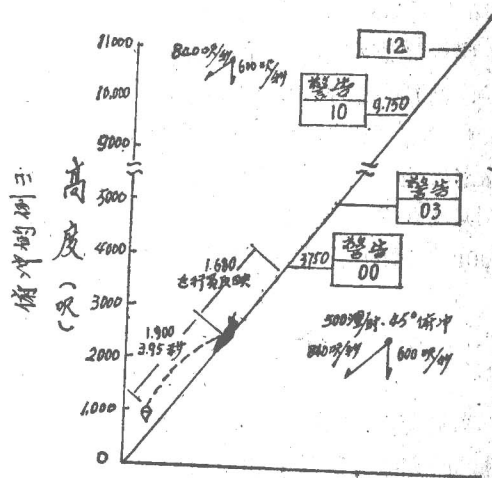


图 10

第IV B阶段完成系统的改进研究,第IV C阶段A-7E小批生产设计和批生产研究。第V阶段飞行试验将在1977年底达到投入使用。当然,这取决于对完成这些阶段的资金利用率。他们将怎样利用呢?唯一告诉的是时间。

参考文献(从略)

李启荣译 林玉华校