

TVC火箭包作为飞机弹射救生座椅 推进动力的可能性

张继惟

(航空航天部江汉航空救生装备公司)

摘 要: 提出了一种TVC火箭包方案,即多喷管火箭包及相应的爆破切割技术,实现飞机座椅弹射后轨迹控制。该方案对大多数国产现役火箭弹射座椅具有较好的适用性。相应的内弹道性能与弹射轨迹的计算结果是令人满意的。

主题词: 弹射座椅, 飞行员座椅, 航空安全, 救生火箭, 逃逸火箭

THE POSSIBILITY OF USING TVC ROCKET-PROPELLED INSTALLATION AS THE PROPULSION POWER OF EJECTION SEAT

Zhang Jiwei

(Jiang Han Aeronautical Life Facility Co. of MAS)

Abstract: This paper presents a new design of TVC (thrust vector control) rocket-propelled installation. Multiple nozzles of rocket-propelled installation and pyrotechnic cutter are used to control the trajectory of rocket-propelled airborne ejection. It can be used for most of the airborne rocket ejection seat made in China and being on active service. The calculation results of thrust-time relation and trajectory are satisfactory.

keywords: Bailout capsule, Pilot seat, Aviation safety, Life rocket,

1 引言

在战斗飞机所使用的敞开式弹射座椅的设计中,最重要的原则就是使逃生的乘员能够在各种紧急状态下安全着陆。现在,低空不利飞行姿态下的安全救生问题已成为各国座椅设计师及军方普遍关注的焦点,也是衡量弹射座椅技术先进性的重要标志。

推力矢量控制(TVC)技术有效地控制弹射座椅的飞行的轨迹在80年代开始进入实用研究阶段。尽管目前已有不少阶段性的进展,但因弹射救生的许多特殊约束而未能达到实用,其中包括美国空军1984年与波音公司、麦道公司所签定的CREST计划也因种种原因暂停。

国产的火箭弹射救生技术起步较晚,目前的主要技术差距仍在于低空不利姿态下的救生性能落后。

2 技术分析

TVC动力系统是弹射救生动力系统的子系统,与各动力子系统配合的结果必须兼容动力的各种要求。如:保障合适的人-椅逃逸速度;避免多座飞机乘员弹射轨迹相互干扰;保证最大推力过载及其作用时间不超过人体生理耐受极限条件并兼顾人椅系统三个轴向稳定性控制等。

TVC动力的应用可以带来许多优越性,如:无须快速开伞和底边展开,极大地提高不利姿态和高下沉率时的救生性能。

当然,和已有大推力矢量控制角要求的导弹不同,飞机弹射救生座椅为完成垂直定位动作和控制气动俯仰力矩,所需TVC偏角约 $\pm 20^\circ$,超出了诸如二次射流、燃气舵及燃气调整片等所具有的能力。在已有方案中,美国人的MPES与CREST代表80年代技术的国际新进展。可以分析它们既有的一些特点:

1) MPES和CREST计划中的TVC系统均属于附加的辅助动力,尽管这二个计划分属美国海军与空军,TVC动力形式有所差异,共同的特点就是没有因此取消原有固定喷管火箭。这样保证了当TVC失效时,弹射座椅仍有相当的救生能力。

2) 在质量代价上均有相当的付出。除装药TVC火箭发动机外,所附设的液压伺服系统往往具有不容忽视的质量。

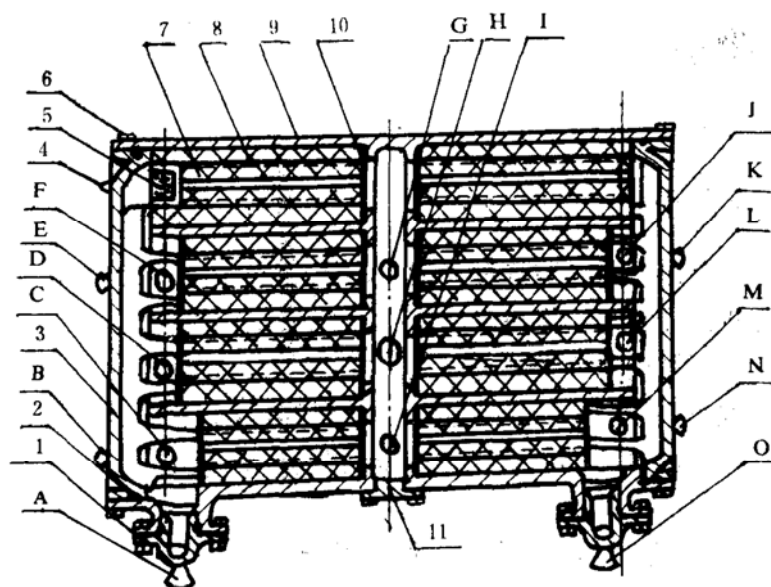
3) TVC动力系统具有更长的工作时间和更大的推力冲量。一般地,主推力火箭发动机的工作时间 $\tau_w \leq 0.5s$,总冲5000N·s左右,而TVC火箭动力的工作时间 $\tau = 1 \sim 2s$,总冲10 kN·s以上,因此,推进剂装药量需要大幅度增加。

4) 动力系统的复杂化程度有较大提高。从弹射段动力、固定推力火箭到TVC动力,存在较多的协调关系;而TVC动力与伺服系统间的频率响应要求较高与推力作用时间较短的矛盾,将使系统的复杂化程度提高。对弹射座椅的使用、维护、经济性等方面产生重大影响。

总之,质量与可靠性方面的代价作为难以承受的负担因素,直接制约了TVC系统的应用情况——尽管TVC技术本身均是可行的。

3 TVC火箭包方案

一种全新的方案就是用对称分布的多喷管火箭包实现飞机弹射救生座椅相应的推力矢量控制。该方案来源于现役助推火箭包在弹射座椅上应用情况以及建立在炸药凹槽聚能效应基础上的切割技术在固体火箭发动机推力中止及飞机乘员弹射通道清除技术上的应用情况。方案基本结构及TVC火箭包安装位置如图1、2。



- | | |
|------------------------------|------------|
| 1. 喷管座 | 2. “O”型密封圈 |
| 3. 侧压盖 | 4. 输入接口 |
| 5. 点火具 | 6. 螺钉 |
| 7. 内装药 | 8. 外装药 |
| 9. 燃烧室 | 10. 装药包覆层 |
| 11. 后压盖 | |
| B, E, K, N—滚转控制喷管 | |
| C, D, F, J, L, M—侧向喷管 | |
| G, I—俯仰控制喷管, H—泄压孔, A, O—后喷管 | |

图1 TVC火箭包基本结构示意图

3.1 结构说明

多喷管TVC火箭包外形似扁盒，其底部均布八个封口的拉伐尔喷管，依照不同的打开选择，可以提供人椅系统俯仰、偏航及稳定性方面的控制。燃烧室二侧的侧压盖上分别装有两个喉径较小的封口的拉伐尔喷管，供控制旋转稳定的用途。燃烧室中央的封口泄压孔主要用于：

- 1) 迅速降低燃烧室压力，用于推力中止。
- 2) 有效地避免点火压力的建立。

从而保证火箭包推力冲量在 $0 \sim I_{\max}$ 间的任意择定，使不同不利姿态下弹射的飞机乘员免受不必要的过载作用。

封口拉伐尔喷管基本结构如图3，出口的旋压盖除防燃气泄漏外，还有使爆破环定位的

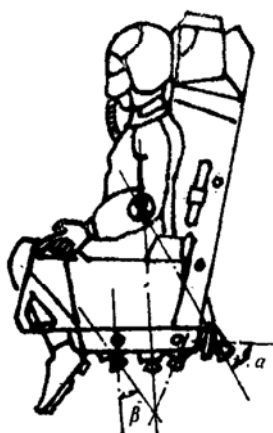


图2 TVC火箭包安装位置

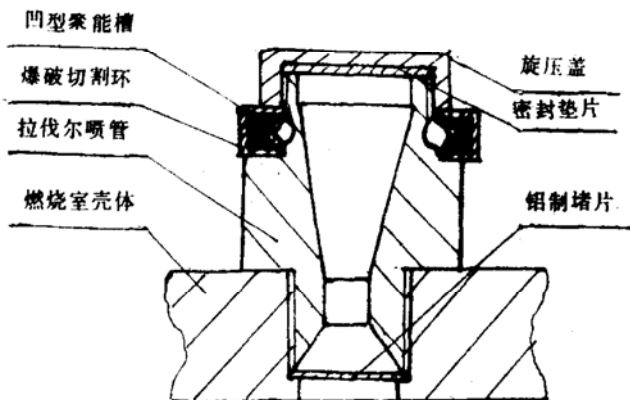


图3 封口拉伐尔喷管安装结构

作用。环状爆破环由高能炸药和凹型聚能槽组成，依靠聚能槽爆炸产物沿轴向集中，能量密度很大的环形聚能射流迅速割开喷管封口，使喷管进入工作状态。喷管入口的铝制堵片是为可能情况下，炸开封口后能建立燃室内点火压力的需要而设置的。

TVC火箭包后部伸出的喷管座上装有倾斜的常规喷管，提供人椅系统沿弹射方向的主推力和一定的水平推力，即使对TVC封口喷管的控制失效，这二个常规喷管仍能保证座椅性能不低于现役固定性能动力的弹射救生座椅。

TVC火箭包栅窝状燃烧室结构中采用套筒式装药结构，用于：1) 保证具有合适的初始燃面维持较大的弹射推力。从计算结果看，在不炸开封口拉伐尔喷管条件下，大推力的维持时间，推力大小均与现役的某型助推火箭包相差无几。2) 双推力结构可以改善逃生乘员承受过载作用的时间，以利于调整座椅姿态和飞行轨迹。但套筒型装药会给装药的固定、支承带来一些问题。较好的解决措施之一就是采用十字翼结构，如图4。

3.2 工作程序

在飞机不同应急姿态下，TVC火箭包具有不同的工作程序选择，极端的情况之一是倒飞姿态下的弹射。可用图1进行说明。

在飞机倒飞的应急弹射中，飞行员首先操纵座椅上的弹射手柄，随弹射通道的清除，弹射筒工作，经一定行程后，多喷管TVC火箭包点火系统被激励工作。与此同时，中央微处理机控制电点火系统激励通往D喷管的导爆索使D喷管上的环状聚能爆破

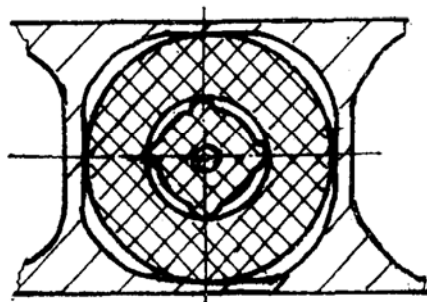


图4 燃烧室与装药结构示意图

环工作并割开相应的封口，产生推力 F_D 。由于D喷管推力轴线到人椅系统重心有一固定距离 S' ，从而使之产生偏航力矩 $M_D = F_D \cdot S'$ ，相应角加速度为 $\frac{d^2\theta}{dt^2}$ 。当然，在发动机点火时，

合推力通过人椅重心的二个常规拉伐尔喷管A·O即开始工作。这样，人椅系统因A·O产生的合推力 F_1 与 F_0 合成作用，在转矩 M_D 作用下发生轨迹的偏航，经一定时间后，座椅偏航

的转动角速度达到 ω_1 。此时,中央微处理机又发出信号割开对称中轴线的另一侧喷管J·L·M的封口,从而产生与 M'_b 相反的控制力矩 M_{JLM} ,且 $M_{JLM} > M'_b$ 。 M'_b 为割开J·L·M时D喷管产生的转矩。经一定时间,人椅系统的角度由 ω_1 滞止为零。此时,人椅系统运动姿态正转到垂直指向天顶方向。这样,再割开喷管F·C使燃烧室中轴线二侧的推力及相应转矩平衡。整个人椅系统在A·C·D·F·J·M·O等喷管共同作用下沿轴向再加速,直至发动机工作结束。

当然,若选择先打开F·C,再打开J·L·M的工作程序,这会导致另一种飞行轨迹。

3.3 性能计算

飞机倒飞时的弹射中,装有TVC方案不允许损坏飞机其它姿态时弹射性能,在乘员生理可耐受范围内,轨迹最低总的相对高度最小以及发动机熄火时座椅有一定的上升速度。内弹道计算要求弹射轨迹能顺利越过飞机机翼及垂尾,且完成 180° 转角所用时间不超过发动机工作时间。保证所有的性能应限制相应的最大推力及推力作用时间。多喷管TVC火箭包工作时,燃烧室内的压力往往因工作数目增加有较大变动。从某种意义上说,TVC火箭包的可行性取决于内弹道性能的保证程度。用双钴2推进剂,装药尺寸为: $D/d-L=100/34-140\text{mm}$, $D_1/d_1-L=30/4-140\text{mm}$,二端包覆,各8根,燃烧室初始容积 $C_{ci}=1880\text{cm}^3$ 喷喉面积满足:

$$A_{tO} = A_{tA} \quad (1)$$

$$A_{tC} = A_{tO} = A_{tF} = A_{tI} = A_{tJ} = A_{tL} = A_{tM} \quad (2)$$

$$A_{tB} = A_{tE} = A_{tK} = A_{tN} = \frac{1}{2} A_{tC} \quad (3)$$

进行计算的结果表明:TVC火箭包在 -40°C 初温、喷管尽数工作时的燃烧室内压仍有 4.02MPa ,大于 3.92MPa 的临界压力;而在 $+50^\circ\text{C}$ 初温,所有封口喷管尽数封闭时,燃烧室最大压力为 17.64MPa ;图5、6分别为TVC火箭包在 $+50^\circ\text{C}$ 、 -40°C 初温时的轴向推力-时间曲线和转向控制力矩-时间曲线。

图7是 $+50^\circ\text{C}$ 、 -40°C 初温下TVC火箭包方案的计算轨迹与MPES计划所计算的轨迹比较情况。计算是以座椅弹射离舱速度 $v_0=15\text{m/s}$,人椅系统质量 $m=185\text{kg}$,工作程序如3.2,

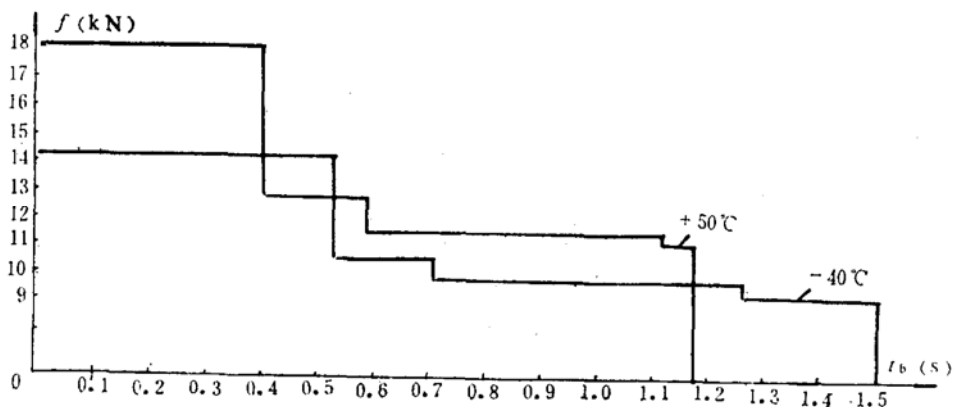


图5 倒飞状态TVC火箭包轴向推力-时间函数关系

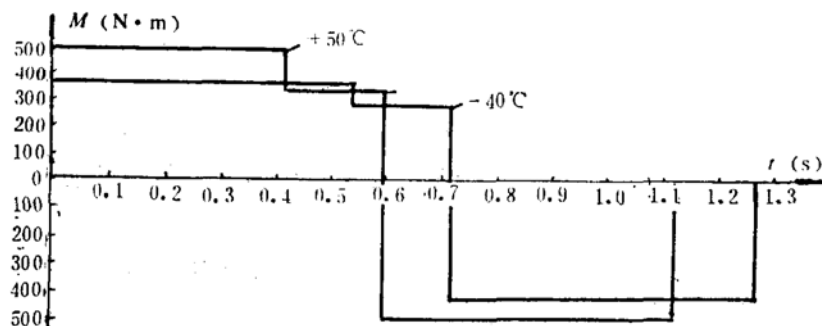


图6 倒飞状态TVC火箭包轴向控制力矩-时间函数关系

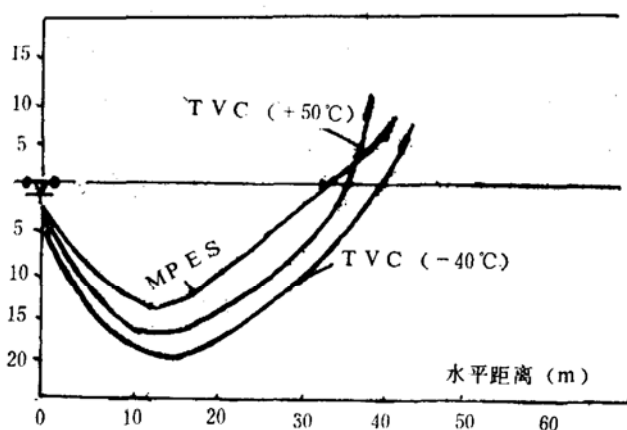


图7 倒飞状态弹射轨迹计算结果(下沉率为零)

简化假设及其它参数借鉴现役弹射座椅。计算结果是令人满意的。

4 讨 论

4.1 TVC概念差异

与控制TVC偏角 θ 的现有火箭发动机TVC技术不同, TVC火箭包技术方案依据喷管推力轴线至径向弹射轴线的固定距离, 用爆破切割方法相应控制径向俯仰、偏航、滚转力矩的大小、方向及作用时间。

4.2 结构、性能比较

TVC火箭包方案与CREST及MEPS中相应技术比较有以下方面特点:

1) TVC火箭包无需附加伺服系统, 也不是在主喷管上使用条件恶劣的燃气活门, 而是充分利用椅盆的下部空间, 轴向推力不象二次喷射那样增加了, 而是略有减少。

2) TVC火箭包不是辅助发动机, 而是主发动机的连带功能, 从而使整体结构简单和紧凑。

3) 使用TVC火箭包与使用现役火箭包结构上无太大区别, 重量的增加是可接受的, 尤其推进剂重量的增加远大于结构重量的增加。

4) 选用导爆索-爆破环的控制方式比使用液压伺服系统的质量代价有较大的减小, 工作可靠性和讯号传递-完成的时间均有所改善。

当然, TVC火箭包的TVC过程不具可循环性, 产生控制力矩的火箭喷管一旦打开就无法再行闭合, 唯一的方法就是选择合适的时间打开另一向反转控制喷管进行一次性的平衡与修正。

4.3 制导系统

现有成功的例子是美国海军研制的MARS姿态参照系统, 它包括三个互成 120° 的共面天线和一个与该平面垂直的天线组成的天线阵及MICRAD接收机, 用于确定: 1) 弹射方向是朝天顶半球面方向或天底半球面方向; 2) 确定座椅姿态校正到天顶半球面方向的最近轨迹。该系统的技术原理就是地面(含陆地、水面)、天空及地空界面的微波辐射温度存在着差异, 空中辐射温度一般比地面小 15GHz , 以此作为辨别依据。

美国人所进行的有关研究是以精确制导为条件的, 和需要精确定点的导弹制导是一致的, 但在飞机弹射救生座椅上是否必要还需进一步探讨。在现役大量固定推力火箭座椅非平飞不利姿态成功弹射的事例表明: 垂直指向天顶方向不应成为唯一定向开伞方向。TVC火箭包方案因工作的不可循环性使之无须精确直指天顶, 相对的允许容差可以较大。当然, 类似美国的CREST、MPES中TVC技术可以不断控制座椅姿态和姿态变化率(attitude rate)一直到开伞, 而且有可能因此取消减速伞或稳定伞及其附件(如伞枪及释放机构)。这对TVC火箭包方案而言是不具备的。

在多喷管的TVC火箭包方案中, 尽管每个位置固定的喷管所能产生的转动力矩对应一定的燃烧室工作压力是相对固定的, 但是, 作用于飞行中座椅的外力是变化的, 内弹道性能也不尽相同。因此, 根据姿态传感器反馈的结果, 选择最适当的时间打开相应的反转喷管进行平衡, 为该方案的关键。包括对不同姿态下选择最合理的工作程序及工作冲量, 几乎完全取决于中央微处理机及相应的逻辑回路的选择与开发。TVC技术的核心内容也从相应的机械结构转至电子线路, 从而使整机的质量代价及经济性控制在可接受的范围内。

5 结 束 语

多喷管的TVC火箭包方案的有关计算说明了其原理和技术的可行性, 它集助推火箭与TVC动力于一体。在结构重量与结构方案上比其它已有的形式更为优越, 可以较好地继承国内现役火箭包的使用技术。但是, TVC火箭包只能完成有级的调节。对与之匹配的中央微处理机系统、姿态传感系统, 立姿定位系统等有着更高的要求。进行有关的技术开发, 还须配套进行有关新型试验设备的研制, 如: 多轴向座椅弹射滑车和先进的人体气动装置。有关的实际试验将进一步验证TVC火箭包方案的可行性。

致谢

本文曾得江汉航空救生设备公司的王英锋、贾荣发、黄港溪、张勇键等同志的帮助, 在此致谢。

(下转第18页)

产品无论在设计、材料、工艺等各方面都可能有所不同。因此,就不能把不同阶段的产品看成同一母体。这样,这种方法就丢掉了前面各研制阶段的试验信息,用它作出的评估是十分保守的。而考虑可靠性增长变化的最大似然法、考虑可靠性动态模型解析式时的最大似然法及可靠性增长的贝叶斯法,这三种方法明显改善了经典法的十分保守的评估结果,它们是把各研制阶段的试验信息联系起来而作的变动统计分析,从而使不同阶段的试验信息得到了利用。但各研制阶段的统计计算还是计数型的。L-M方法是采用金字塔式的评定程序,即充分利用分系统、部件、组件,直至材料、元器件的试验信息,为上面级的可靠性评估提供了许多信息。但它只限于同一母体的评估,把其它各研制阶段的试验信息都放弃了。变量分析法,即由发动机各分系统设计鉴定试验和整机静止试车中得到的变量数据和它们的分布来分析评估的方法,与上述其它方法相比,它充分利用了各研制阶段的数据,实现了将成败型的计数计算改为计量型的计算,因而获得了更多的评估信息,也更能真实地反映了实际研制情况。此外,有文献表明,变量分析法可用于极小子样(试验数小于6)的可靠性评估。因此,本文认为,它是一种较好的评估方法。

通过上述分析、应用及型号研制经验的判断,有如下结论:

考虑可靠性增长变化的最大似然法、考虑可靠性动态模型解析式时的最大似然法、可靠性增长的贝叶斯法、L-M法及变量分析法均能改善用经典法计算结果过于保守的问题,其中,变量分析法是一种较好的方法。

上述分析仅作为结构可靠性评估方法在战术导弹固体火箭发动机型号研制中应用的探讨,随着型号研制经验的不断丰富和可靠性理论研究的继续深入,将研究出更能有效地反映实际型号研制的结构可靠性评估方法。

参 考 文 献

- 〔1〕 邱玉生,王宏义.研制产品可靠性增长评定手册.航天部二院二一〇所
- 〔2〕 Confidence Limits for Attributes Data. AD-696967
- 〔3〕 周延昆.可靠性十二项实用新技术.华东师大数理统计系,1985.6
- 〔4〕 Meyer R C.用变量分析法对固体火箭发动机作可靠性评定.空间工程试验技术,1982,11(6)
- 〔5〕 某型号战术导弹固体火箭发动机地面试车及飞行试验数据集.上海航天局第八一〇研究所四室

(上接第65页)

参 考 文 献

- 〔1〕 王光林,蔡峨.固体火箭发动机设计.航空教材编审室,1985
- 〔2〕 李锐.浅析我国弹射救生系统在不利姿态下的救生能力.航空救生技术,1987.1
- 〔3〕 沈尔康等.航空弹射救生装备.航空工业出版社,1988
- 〔4〕 Stone W J著,杜国泰译.垂直定位座椅转向系统的性能与设计.航空救生技术,1980.1
- 〔5〕 邵青成等.敞开式弹射座椅发展趋向——CREST计划浅析.航空救生技术,1987.1
- 〔6〕 杨久珊.弹射座椅的射流推力矢量控制系统.航空救生技术,1980.1