美国可重复使用再入飞行器 Model 176设计特点分析



李文佳,李一鸣

中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000

摘 要:可重复使用再入飞行器技术是航天领域的竞争热点,已成为世界航天强国发展战略中的重点。早在20世纪50-60 年代,人类就已经开始了对重复使用运输系统相关技术的探索。本文介绍了20世纪50-60年代美国研究机构提出的多种 可重复使用再入飞行器,重点分析了设计性能最为优越的 Model 176 的气动和结构方案。分析结果表明, Model 176 采用可 变机翼构型,在高超声速段升阻比达到3.5,亚声速段升阻比达6.5,远超其他类型再入飞行器,拥有优越的航向范围和横向 范围,理论上可以从任何太空轨道再入在美国本土水平着陆;Model 176在结构方面采用完整的全金属结构和热防护系统, 与陶瓷和碳-碳材料重量(质量)相当,且结构强度更高。Model 176作为一款性能优越的可重复使用再入飞行器,能为我国 可重复使用高超声速技术研究提供一定的参考价值。

关键词:再入飞行器;可重复使用;高超声速;升力式飞行器; Model 176

中图分类号: V11 文献标识码:A

DOI . 10.19452/i.issn1007-5453.2023.11.002

随着空间应用和空间探索活动的日益频繁,人类不仅 需要将大量的有效载荷送入空间轨道或在轨道间进行转移 运输,还需要让有效载荷从轨道返回地球。发展廉价、快 速、机动和可靠的天地往返运输系统,满足各种航天运输任 务的需求日趋迫切。

可重复使用运载器(RLV)综合了火箭、飞船、再入飞行 器和飞机的特点,具有独特的使用价值。与返回舱等再入飞 行器相比,RLV既可以快速、方便地向空间运送有效载荷,也 可以较长时间在轨停留和在轨机动完成各种空间任务,完成 任务后可再入大气层并降落在指定地点,进行简单维修或更 换部分部件后可再次执行任务,即可多次重复使用。大多数 RLV 的返回再入过程均采用无动力滑翔再入方式^[1]。

在诸多可重复使用运载器方案中,麦道公司(1997年并入 波音公司)的Model 176是性能最为优越的一款设计,了解其 研制过程及性能,能为我国相关技术发展提供有益的参考。 本文介绍了美国可重复使用滑翔式再入飞行器的发展历史概 况,重点对麦道公司 Model 176 的发展历程、气动特性、热结构 特性等进行了分析,最后提出了关于可重复使用再入飞行器 发展的启示与思考。

1 可重复使用再入飞行器发展概况

20世纪50年代末,人们同时探索了两种进入太空的途 径:一种是利用运载火箭,从地面将飞船发射升空,进入近地 的航天轨道,这种方式和我们今天常见的太空飞行方式类似, 取得了成功和大规模的应用:另一种则是将在大气层内飞行 的飞机改造成能够在超高空飞行甚至进入太空亚轨道的飞 机,这是目前仍在发展的空天飞机的雏形。在可重复使用滑 翔再入飞行器方面,当时美国国内有三家主要研究机构,分别 是美国空军飞行动力学实验室(FDL)、美国国家航空航天局 (NASA)艾姆斯研究中心(ARC)和兰利研究中心(LaRC)。最 有代表性的升力体飞行器是美国的 X-20、M2-F2、HL-10、 FDL-7、X-24A、X-24B等试验飞行器,如图1所示^[2]。

美国于1957年开始了Dyna-Soar计划,即X-20试验飞 行器,如图1中①所示。Dyna-Soar利用火箭作为助推动 力,可进行卫星发射、对地侦察等轨道任务,也可以在亚轨 道做远距离滑翔飞行对地面目标进行打击。因为受当时的 技术能力限制, Dyna-Soar 仅仅进行了验证设计便告终止, 但是它却带动了很多相关技术的发展。

收稿日期: 2023-07-10; 退修日期: 2023-09-12; 录用日期: 2023-10-10

引用格式:Li Wenjia, Li Yiming. Analysis on the design characteristics of reusable reentry vehicle Model 176 in the united states[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(11):8-16. 李文佳, 李一鸣. 美国可重复使用再入飞行器 Model 176 设计特点分析[J]. 航空科学技术,2023,34(11):8-16.



图 1 美国早期升力体滑翔飞行器 Fig.1 The early lifting body glider in the United States

图1中飞行器②是麦克唐纳飞机公司设计的升力体构 型再入飞行器,用于空气热力学弹性结构系统环境测试 (ASSET)计划,评估高超声速滑翔飞行器热力学和材料特 性。其机头、前缘半径和X-20尺寸一致,在雷神 IRBM 助 推器上改装成功试飞,其中一架在海洋中着陆后被回收,曾 一度在美国空军博物馆展出。

图1中飞行器③由诺斯罗普公司研制,主要用来研究 升力体这种飞行器的气动性能,由B-52轰炸机挂载空射起 飞,开展了16次无动力的滑翔飞行,但该飞行器存在较严 重的横向控制问题,后续的M2-F3增加了第三个垂直尾舵 以改善操稳特性。

图1中飞行器④同样由诺斯罗普公司研制,完成了10次 滑翔和24次动力飞行,最大飞行高度为27.5km,最大速度为 Ma1.86。在最后两次试飞中安装了小推力火箭进行动力降 落试验,结论是动力降落比滑翔降落更麻烦,并且发动机带 来的二次降落机会抵消不了为此付出的代价。

图1中飞行器⑤是FDL和麦道航天公司合作开发的FDL-7MC,用以支持载人轨道实验室(MOL),该方案的衍生版即为本文关注的Model 176构型,从中可以看出该构型的一些特征。最典型的特征就是使用可变几何弹簧刀机翼,使其可以携带较大质量载荷从太空着陆和从地面水平起飞;经过精心设计的尾部构型进一步增强了飞行器的着陆性能。风洞试验表明,在从Ma 22到着陆的速度范围内,此种构型表现了较高的稳定性和控制力。

NASA和FDL对高超声速滑翔飞行器采用了不同的设 计方案,其设计思想的产物分别为X-24A和X-24B,如图2 所示。X-24A由马丁·玛丽埃塔公司制造,采用圆形机身配 置,具有侧高二面角垂直尾翼,这种气动布局在低速时有严 重的横向稳定性问题,容易发生滚转;FDL则将X-24A改 装成带有后缘升降副翼的平底配置,称为X-24B。驾驶过 X-15、X-24A和X-24B的NASA飞行员比尔·达纳证实了 FDL的设计方案X-24B低速性能变化的优势,而X-24B的



图 2 X-24A和X-24B对比图 Fig.2 Comparison between X-24A and X-24B 基础就是FDL-8构型,即图1中的飞行器6。

1969年, X-24A进行了一次无动力再入试验, 飞机从 母机释放后不使用发动机, 仅通过滑翔飞行的方式降落在 机场上。这正是航天飞机返回地面时所使用的方式, 因此 X-24A的试验成功也为航天飞机计划的开展铺平了道路。

1972年,美国正式把研制航天飞机空间运输系统(STS) 列入计划。凭借其强大的科技优势,1981年,美国航天飞机 实现首飞,第一次实现了运载器的部分重复使用。然而,航 天飞机在使用过程中各种大小事故不断,发射和维护成本居 高不下。2011年,随着"阿特兰蒂斯"号航天飞机结束最后一 次太空任务,美国为期30年的航天飞机计划终结。

1986年,针对航天飞机使用中暴露出来的问题,美国提出了国家空天飞机计划(NASP),目的是研制一种能水平起降单级入轨的研究飞行器 X-30^[3],如图3所示。X-30采用升力体式构型,能像普通飞机一样水平起飞,先用吸气式发动机加速到高超声速,然后由火箭发动机助推发射有效载荷,完成任务后以升力式再入大气层返回地面。X-30对空天飞机的可重复使用等技术的研究具有重要意义。但是,出于资金和技术的原因,该计划被取消。除X-30外,美国还先后提出过X-33、X-38等升力式再入飞行器计划,最终都出于种种原因而取消。

2001年,美国开始实施国家航空航天倡议(NAI)计划,拟 有效地综合航空与航天技术,提供先进的快速打击、空间发 射、持续的情报、监视与侦察能力。为此,研制了X-37B轨道 试验飞行器⁽⁴⁾,如图4所示。X-37B飞机进行了多次轨道任 务,最新的任务即第六次任务,在轨时间达到了908天。

资料显示,在诸多可重复使用飞行器方案中,麦道公司的 Model 176 是能力最为优越的一款设计,代表了迄今为止性能最好的航天器,拥有优越的航向范围和横向范围^[5],理



图 3 X-30飞行器 Fig.3 X-30 aircraft



图 4 X-37B飞行器 Fig.4 X-37B aircraft

论上可以从任何太空轨道再入在美国本土水平着陆。虽然 Model 176因成本高、技术难度大等诸多因素而下马,但其 中的一些设计思想,即使放在今天,对我们的研究工作仍具 有一定启示作用。

2 Model 176基本情况及设计特点分析

Model 176 为麦道公司于 20 世纪 60 年代设计,是美国 载人轨道实验室(MOL)的乘员运送返回、救援和补给飞行 器。MOL计划容纳 21~24 人,飞行器的任务是携带 9~12 人 和空间站的补给材料,所需的有效载荷为 7000kg^[6]。除此 以外,飞行器还承担着突发情况下运送乘员紧急返回地球 的任务,要求飞行器在任何时间从任何高度的轨道和轨道 上的任何位置降落在地面设施中。因此,返回基地的航向 范围和横向范围要求高气动性能,即高升阻比(*L/D*)。

2.1 气动特性

如图 5 所示, Model 176采用带有下反翼的升力体构型, 全长 23.5m, 在高速滑翔阶段, 由机身下表面和下反翼 产生升力; 在着陆阶段, 由于飞行速度降低, 升力体无法产 生足够的升力, 因此机身背部会弹出宽 4.9m 的机翼, 用于 补充低速段升力,并放下起落架,以此来实现水平着陆。飞 行器整体尺寸如图6所示。



图5 Model 176不同飞行阶段构型^[7]





Fig.6 Geometric parameters of Model 176^[8]

采用这样的构型,使得Model 176在高超声速段升阻比 达到3.5,亚声速段升阻比达到6.5,远超其他类型再入飞行 器,各类飞行器升阻比对比如图7所示。极高的升阻比给 Model 176带来无等待即时返回、低消耗在轨转弯、稳定着 陆三大优势。

2.1.1 无等待即时返回

飞行器机动飞行时的横向力由升力的分量产生,升阻 比越高的飞行器在转弯时产生的阻力越小,速度衰减也越 低,具有更大的横向范围。图8展示了不同高超声速再入 飞行器横向范围与高超声速升阻比的关系。Model 176飞 行器的升阻比高达3.5,其横向范围可达9260km,相比之 下,航天飞机的升阻比约为1.5,横向范围仅为2788km。

横向范围确定了着陆阶段的航向范围,即直线滑行段









的滑行范围。航向范围(DR)和横向范围(LR)相关性为

$$DR = 9012.9 + 4.70417 \cdot LR$$

$$LR = 0.21258 \cdot DR - 1915.9$$
(1)

以绕地球赤道周长为航向范围(DR=46104km),实现 圆周滑行距离所需的横向范围(LR=7885km),也就是说,在 绕地球轨道一圈的范围内,横向范围为46104km。图9展 示了五类再入飞行器的航向范围和横向范围,最外面的红 线是FDL-7MC型,滑翔航向范围超过51856km;紫色线条 是 Model 176 构型,尽管它的航向范围是 FDL-7MC 的 88%,但是仍然可以实现全球范围内的滑翔返回;绿色线条





是常见升力体构型;虚线是Dyna-Soar(X-20),它的横向范 围达到3704km,超过航天飞机的2778km;绿色的椭圆范围 是M2构型;最左边的蓝色小椭圆是阿波罗太空舱。随着升 阻比降低,横向范围和航向范围降低十分明显。

图10显示了在370.4km的轨道上,轨道倾角和在美国 大陆着陆所需横向距离之间的关系,不同的曲线代表了不 同的绕地球轨道圈数和返回时等待时间。航天飞机横向范 围可达2778km,可以在爱德华空军基地或肯尼迪航天中心 着陆,根据轨道倾角的不同,等待时间最长达14圈(约 21h);在肯尼迪纬度(28.5°),等待时间约为8圈(约12h);从 轨道角度55°的国际空间站出发,等待时间更少,大约为6 圈(约9h);最短的等待时间是极地轨道(90°),等待时间少 于5圈(约7.5h)。为了从任何轨道着陆而无须等待时间,绕 地球圈数少于1圈,横向航程应该位于1圈对应曲线的右 侧,在此情况下,从55°轨道返回时,需要最大的横向范围约



图 10 从 370.4km 轨道高度到美国加利福尼亚或佛罗里达 着陆的在轨等待时间

Fig.10 On-orbit waiting time from an orbital altitude of 370.4km to landing in California or Florida

为8149km,也就是说,只有 Model 176 及其类似构型可实现 任意轨道随时返回,其他构型只能选择在有限范围内返回 地球,或者经历更长的在轨等待时间。

2.1.2 更大范围着陆极限

着陆特性由着陆航天器速度(由着陆升力系数决定)、 下沉速度和滑翔角(由亚声速升阻比决定)决定^[2]。既有基 于失速和升力系数的空气动力学边界,也有由航天器的绝 对速度和下沉率决定的飞行员心理承受边界。着陆可行范 围有三个限制条件:(1)最小可接受的初始滑翔速度,由过 载失速边界决定,100%代表最小速度;(2)心理承受边界, 由初始滑翔速度过快和飞行员的感知限制决定;(3)拉平裕 度能力限制,即将飞行路径角度从其下沉角改变为平行于 跑道表面或低下沉率着陆角度(如航空母舰着陆)的能力。

这三个限制条件在图 11 中用绿色区域表示,4种飞行器的拉平初始速度和亚声速升阻比曲线也同样表示在图 11 中。双平底三角形飞行器 Model 176 和 Dyna-Soar 的着陆性能优于直翼的 X-15 和半锥形 M2-F2。可以证明,基于三角形平面形状的一系列构型可以制造非常成功的航天器,具有在美国大陆着陆所需的机动能力。

2.1.3 气动辅助在轨转向

在太空中进行转向需要消耗大量的能量来实现轨道平面 角度的微小变化,转弯所需的速度增量ΔV_w由式(2)给出

$$\Delta V_{\rm pc} = 2 \sqrt{\frac{\mu}{R_0 + h}} \sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) \tag{2}$$

式中,重力相关参数 μ =3.986 ×10⁵km³/s²;地球半径 R_0 =

6376km;轨道高度 h 越高,给定平面的速度改变量越小,但 是到达更高的轨道需要更多推进剂。对于飞行器,除了直 接在飞行轨道高度上进行转向外,还存在另两种转向方 案^[8]:一是借助高海拔椭圆轨道开展轨道平面变化。需要 起动火箭将航天器送入更高海拔椭圆轨道,然后在远地点 起动火箭旋转轨道平面,最后起动火箭降低轨道高度,让航 天器返回到最初的圆形轨道,如图12中右图所示。根据式 (2),当轨道平面改变角度超过一定范围时,这种方式比直 接改变飞行轨道要节省推进剂。二是降低轨道高度开展轨 道平面变化,如图12中左图所示。用一架高升阻比的高超 声速滑翔器进入地球的高层大气,在最大高超声速升阻比 时,进行气动转弯,然后起动火箭,返回最初的圆形轨道。 采用第二种方式在相同的推进剂消耗下,有望产生更大的 轨道平面角度变化^[9]。

图13给出了不同轨道高度下,转向角度改变产生的速度 变化曲线。对于在185km轨道高度的90°平面变化,速度改 变量超过10668m/s,而轨道高度从185km变化到35786km地 球同步轨道的速度增量3932m/s,在轨转向引起的速度改变 比轨道高度变化引起的速度改变高得多。对于3932m/s的增 量速度,185km轨道平面角度可产生29°的变化。

对于 370km 高度轨道,如果将轨道高度提升至 35786km的地球同步轨道再改变进行转向,产生的速度变 化量与转向角度的关系如图14中蓝线所示。由图14可知, 当变化角度超过50°时,产生的速度改变量将小于直接在 370km高度轨道转向,整个过程所需时间约为11.5h;若进



Fig.11 Control limits for landing





Fig.12 Orbital plane changes through aerodynamic turns (left) in the upper atmosphere and pulse turns (right) performed during elliptical transfer orbit to 41485km orbit

一步将轨道高度增加到67042km会将速度改变量降低到约 304.8m/s,但会将所需时间增加到24h。如果轨道平面变 化小于50°,最好从航天器的轨道高度开始进行变轨,不改 变任何轨道高度^[10]。

若采用气动辅助转向,需要将飞行器减速到大约 6706m/s,以便它可以进入73152~79248m高度的高层大 气;随后在对应于升阻比最大值的升力系数处,开始推阻 平衡的转向,并到达所需的轨道平面方向;然后将飞机调 平到正确的轨道航向,发动机点火以恢复轨道速度(高 度)。对于高超声速滑翔飞行器,将轨道高度降低到机动高度并返回到初始轨道高度,将会产生大约311.5m/s的速度变化量。进行轨道转弯所需的速度增量和升阻比的关系如图14所示,图14中4种类型飞行器(Model 176、FDL-7C/D、Dyna-Soar、Lifting)在*Ma*22时的升阻比从1.88到2.95不等。

如图14所示,气动辅助转向比直接在轨道转弯需要更 少的能量。对于升阻比最高的Model 176而言,产生的速度 改变量约为直接转弯的40%;即使是升阻比为1.88的 Dyna-Soar,也仅需60%的速度改变量。美国的航天飞机升 阻比约为1.5,俄罗斯"暴风雪"的升阻比约为1.7,若采用该 方法转向也会节约相当一部分能量。

2.2 气动热与热防护

Model 176具有完整的全金属热防护系统,具有与后来 美国航天飞机使用的陶瓷和碳-碳材料相同的重量,但更坚 固。麦克唐纳-道格拉斯宇航公司于20世纪60年代进行过 Model 176 传热试验,试验模型如图 15 所示。模型表面涂 有热成像磷光体表面温度测绘系统^[11],该系统集成了半导 体表面温度传热仪,可将热流映射到整个模型。此外,该模 型可以对机身和上翼片的热流分布进行精确的映射。根据 该数据,可以确定带有辐射瓦热防护系统的模型表面温度, 从而能够选择适合飞行器每个部件的材料和热防护系统, 防热瓦的表面温度如图 16 所示。

根据试验结果,采用尖前缘、平底和梯形横截面的构型 可以有效减少侧面和上表面的热量。在对应于最大高超声



Fig.13 Speed changes caused by changes in steering angle at different track height







图 15 Model 176 传热试验模型 Fig.15 Heat transfer experimental model of



Fig.16 Surface temperature distribution of Model 176 速升阻比的迎角范围内,尖前缘角分隔开上下表面气流,减 少上表面气动加热。由于气流的分隔,等温线平行于上表 面,比压缩面低 1149~1316℃。除此以外,虽然上舵面温度 很高,但有一些方法和材料可用于舵面的热管理。图 16所 示的温度是辐射平衡温度,带星号的温度是不采用热管理 的辐射平衡温度。用头锥水冷和热管前缘进行热管理,头 锥和前缘的温度分别为100℃和704℃[8]。

除了尾舵以外,飞行器采用由金属隔热板保护的冷铝/ 钛结构,图17展示了热防护系统的材料和设计。最前端采 用了半径为12.7mm的多孔头锥,类似的电弧风洞试验表 明,半径为12.7mm的烧结镍头锥在总温3737℃的气流中 保持100℃的壁温超过4300s,使用的冷却水不到1.0kg;半 径为12.7mm的机体前缘和与其相邻侧壁采用了填充钠的 哈氏合金-X(Hastelloy-X)热管系统,该系统将结构保持在 较为恒定的温度;在热管上方的侧壁是隔热的铬镍铁合金 蜂窝瓦;在这些结构之上是扩散结合的多单元钛;下表面是 喷涂铌的隔热板或隔热瓦,类似于洛克希德-马丁公司X-33的压缩面;上表面和下后缘襟翼舵面不能采用会发生较 大热变形的材料, Model 176使用了垂直于表面的包含热 管的蜂窝结构,使得舵面温度更加均匀,降低了热变形倾向 和材料表面温度。

Model 176的结构采用了基于钛平板的扩散连接与超 塑性成形,当时这种方法被称为"辊压接合",将密封在不锈 钢外壳内的钛在轧钢厂进行加工,经过大量的工作和化学 浸出,钛部件从其钢外壳中释放出来,成品如图 18 所示。 如今,所有这些工序已被目前的钛扩散键合和超塑性成形 工业能力所取代。

这种钛扩散键合和超塑性成形的壁面外侧会使用低热 导率压铆螺母柱安装金属隔热瓦,在壁面和金属隔热瓦之 间存在一定空气间隙,而且金属隔热瓦与陶瓷基防隔热材



Fig.17 Material and thermal protection system based on temperature distribution of Model 176



图 18 麦道公司辊压接合钛合金结构 Fig.18 Roll bonding titanium alloy structure of McDonnell-Douglas corporation

料相比,具有更高可靠性和可修复性,更加符合未来飞行器的发展方向;钛扩散键合和超塑性成形的壁面内侧,可以安装密封隔热层和金属箔屏障,与低温推进剂接触,在作为飞行器的主要结构的同时,也可作为推进剂贮箱壁面,进一步提升飞行器空间利用率和结构轻质化。

3 结论及启示

美国 Model 176 等可重复使用再入飞行器的研制可以 给我们提供以下几点启示:(1) Model 176采用可变机翼,产 生远超其他类型再入飞行器的高升阻比,由此带来无等待即 时返回、低消耗在轨转弯、稳定着陆等诸多优点,值得我国科 研工作者积极探索。(2) Model 176 使用了当时几乎最为先 进的加工方式,采用了全金属热防护系统,在与航天飞机采 用的陶瓷和碳一碳材料重量相当的条件下,结构强度更高, 随着技术的进步,有望成为除陶瓷基复合材料外的另一种 热防护材料。

参考文献

[1] 余磊.可重复使用运载器再入段制导技术研究[D].南京:南 京航空航天大学,2018.

Yu Lei. Research on guidance technology of reentry for reusable launch vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

- Paul A C, Claudio B. An essential element in affordable space access is the return vehicle, a historical perspective based on support vehicles for the manned orbiting laboratory, circa 1964
 [C]. Space Conference and Exhibit, 2004.
- [3] 张登成,唐硕.美国重复使用运载器的发展历史、现状及启示
 [J].导弹与航天运载技术,2003(5): 20-27.
 Zhang Dengcheng, Tang Shuo. Development history, current status and revelation of RLV in USA[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003(5):20-27. (in Chinese)
- [4] 左林玄,尤明.高超声速飞行器气动布局与操稳特性研究[J]. 航空科学技术,2020,31(11):47-53.
 Zuo Linxuan, You Ming. Research on aerodynamic configuration, stability and control characteristics of hypersonic vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11):47-53.(in Chinese)
- [5] Harin K P, Ian W M, Rana L, et al. Strategic forecasting toward achieving defensible space architecture by year 2030[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(5): 1437-1454.
- [6] Paul A C, Chudoba B, Rahaim C. Low earth orbit infrastruc-

ture configuration and requirements translated into support vehicle requirements[C]. 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.

- [7] Leonardo P P. Design of hypersonic lifting body vehicle[D].Arlington: The University of Texas at Arlington, 2018.
- [8] Paul A C, Claudio B, Chudoba B. Future spacecraft propulsion systems and integration[M]. Berlin: Springer-Verlag, 2018.
- [9] Paul A C, Claudio B. A space infrastructure requires a substantial investment in resources[C]. Space Conference and Exhibit,

2004.

- [10] Cerro J A, Chudoba B, Coleman G, et al. Crew transfer options for servicing of geostationary satellites[R]. 71st Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers, 2012.
- [11] 喻成璋,刘卫华. 高超声速飞行器气动热预测技术研究进展
 [J]. 航空科学技术,2021,32(2):14-21.
 Yu Chengzhang, Liu Weihua. Research status of aeroheating prediction technology for hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(2):14-21.(in Chinese)

Analysis on the Design Characteristics of Reusable Reentry Vehicle Model 176 in the United States

Li Wenjia, Li Yiming

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: The technology of reusable reentry vehicles is a competitive hotspot in the aerospace field and has become a key focus in the development strategy of world's space powers. As early as in the 1950s and 1960s, human beings have begun to explore the technologies related to the reuse of transportation systems. In this paper, various reusable reentry vehicles proposed by research institutions of US in the 1950s and 1960s are introduced, with a focus on analyzing the aerodynamic and structural solutions of Model 176, which is still the most capable vehicle that America has in its design repertoire. The analysis results show that Model 176 adopts a variable wing configuration, with a lift-to-drag ratio of 3.5 in the hypersonic segment, 6.5 in the subsonic segment. And the much higher lift-to-drag ratio than other types of reentry vehicles enables it to have superior down range and lateral range, theoretically able to land horizontally on the mainland of US from any space orbit. In terms of structure, Model 176 adopts a complete all-metal structure and thermal protection system, which is equivalent in weight to ceramics and carbon-carbon materials, and has higher structural strength. The research on Model 176 as a high-performance reusable reentry vehicle can provide certain reference value.

Key Words: reentry vehicle; reusable; hypersonic; lifting body aircraft; Model 176