

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.07.001

翼伞精确空投系统关键技术和发展趋势

韩雅慧¹, 杨春信¹, 肖华军², 徐晓东³, 杨雪松⁴, 陈猛⁴

(1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 空军航空医学研究所第四研究室, 北京 100142;
3. 航空装备研究所第一研究室, 北京 100039; 4. 航宇救生装备有限公司空降空投部, 湖北 襄阳 441022)

摘要: 为保证载机安全的同时提高着陆精度, 重点对翼伞精确空投系统进行研究。介绍精确空投系统中翼伞的应用发展和国内外研究小组的工作, 对翼伞精确空投系统的关键技术进行详细阐述, 介绍翼伞精确空投的几个典型应用, 探讨翼伞精确空投的发展趋势。该研究可对我国进行翼伞精确空投系统实验研究和工程设计提供一定的技术参考。

关键词: 精确空投系统; 翼伞; 气动力特性; 发展趋势

中图分类号: TJ03 **文献标志码:** A

Review on Key Technology and Development of Parafoil Precise Airdrop Systems

Han Yahui¹, Yang Chunxin¹, Xiao Huajun², Xu Xiaodong³, Yang Xuesong⁴, Cheng Meng⁴

(1. School of Aeronautic Science & Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. No. 4th Research Office, Air Force Aviation Medicine Research Institute, Beijing 100142, China;

3. No. 1st Research Office, Aviation Equipment Research Institute, Beijing 100039, China;

4. Dept. of Airborne Airdrop, Aerospace Life-Support Equipment Co., Ltd., Xiangyang 441022, China)

Abstract: To ensure the safety of the carrier aircraft and improve landing precision, parafoil precise airdrop system (PADS) is researched. Introduce application developments of parafoil and researchers groups of foreign and domestic, and focus on the key technologies of PADS system and its typical applications. Discuss the tendency of PADS. This study can provide the technical reference for the experimental research and engineering design of PADS system.

Key words: precise airdrop systems; parafoil; aerodynamic characteristics; development

0 引言

传统的空投系统容易受到风场等环境因素的影响。为保证货物着陆精度, 系统需要在低空进行投放, 这就导致载机被击落的可能性大大增加; 若在高空投放, 则落点散布很大, 不利于兵力与设备的集结, 降低了空投效果^[1-2]。因此要在保证载机安全的同时提高着陆精度, 精确空投系统成为发展的必然。近些年来, 随着 GPS 导航技术的引入和测控技术的应用, 精确空投技术日益成熟, 逐渐取代了传统空投系统。精确空投系统 (precise airdrop systems, PADS) 主要包括圆伞精确空投系统、翼伞精确空投系统、半刚性可展开翼 (semi-rigid deployable wing, SDW) 精确空投系统、联合精确空投系统等^[3]。

翼伞是一种由柔性纺织材料制成的气动减阻装置, 拥有高升阻比的气动性能、优良的滑翔能力、良好的稳定性和操作性, 并能像传统的降落伞一样方便地折叠包装, 具有体积小、重量轻、便于携带搬运的特点; 因此在航空航天、民用、军事等领域

应用越来越广泛, 特别是精确空投的研究与发展, 使其作用越来越显著^[4]。

翼伞精确空投系统就是利用翼伞特点, 将人员、物品等远距离准确投放到指定地域。翼伞精确空投系统的目标是提供迅速、准确、低成本的空投, 其具有的优点主要是归航过程的可控制性和远距离机动飞行的能力。由于提高了空投精度, 因此可以更灵活地选择空投目标点, 避免了传统方法的脆弱性, 从而极大地增强空投的作战效能。

随着空投系统在抢险救灾、货物传送、飞行器回收等方面的广泛应用, 我国也开展了翼伞载人空投系统和翼伞精确空投系统的研制工作, 但与国外仍有不小的差距。由于空间技术的蓬勃发展和非战争军事需求的增强, 必然会增加航天器的返回以及人员、救灾减灾等物资的投放。采用翼伞精确空投系统来实现航天器的回收和人员、物资等的投放不仅能够节约大量的人力、物力和财力, 而且能够实现安全、准确的着陆, 具有十分重要的意义^[5-7]; 因此, 笔者重点对翼伞精确空投系统进行研究。

收稿日期: 2012-02-01; 修回日期: 2012-03-05

作者简介: 韩雅慧(1976—), 女, 陕西人, 博士研究生, 从事人机与环境工程系统仿真研究。

1 翼伞研究机构

国外的翼伞研究机构主要集中在美国、俄罗斯、

德国空间研究中心等，具体见表 1。文中主要来源于他们公开发表的文献资料。

表 1 国外长期开展翼伞研究的机构

序号	课题组	主要研究方法和成果	备注
1	美国陆军 Natick 士兵中心	飞行实验研究	军事使用单位
2	NASA Dryden 飞行中心	飞行实验研究	美国
3	JSC 航天中心	仿真计算, 用于 X-38 系统的 DSS 软件平台	美国
4	NASA Langely 中心	风洞实验研究	美国
5	Sandia 实验室	实验研究	美国
6	Pioneer 航天公司	实验研究	生产研制商
7	Rice 大学	理论研究/仿真计算	美国
8	Saint Louis 大学	实验研究/仿真计算	美国
9	Connecticut 大学	流固耦合计算	美国
10	Notre Dame 大学	风洞实验	美国
11	YuriMosseev 博士	降落伞结构动力学、空气动力学以及流固耦合计算, 4 个商业软件体系	俄罗斯
12	德国空间研究中心	飞行试验/Simulink 仿真归航控制技术	德国

2 翼伞的结构与材料

传统的翼伞一般由柔性纺织材料制成，充气后的形状类似于飞机的机翼但又不同于机翼，如图 1 所示。首先由于它的柔性，翼伞可能随压力分布变化而有变形，这使翼面气流分离比较平稳，分离气流还能重新附着，使升力损失比较缓慢；其次，纺织材料具有透气性，对翼伞的绕流会产生一定的影响；最后，翼伞的翼型前缘开有切口，在飞行中依靠前缘的切口进行充气，为翼伞提供刚度。

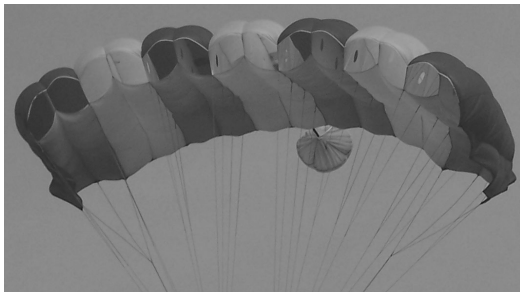
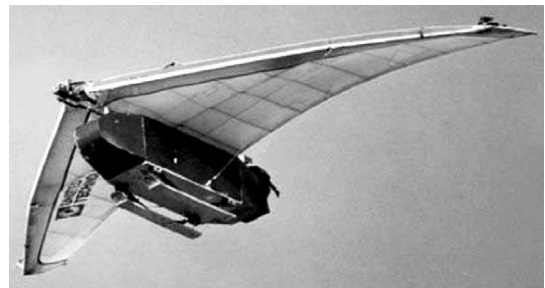


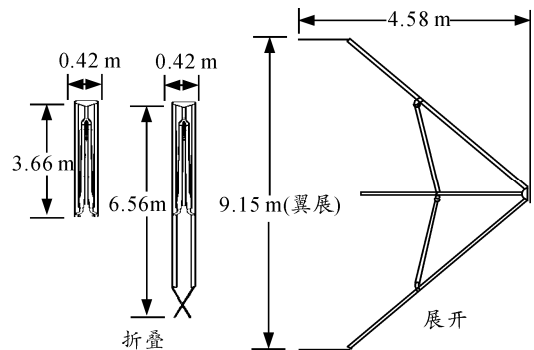
图 1 翼伞的结构

SDW 精确空投系统^[8-9]不同于传统的翼伞精确空投系统。SDW 是美国联合技术公司 USBI 研制的一种高滑翔比的翼型空投系统。在柔性的翼面内用可折叠的刚性骨架进行加固，在翼面下配备标准货物吊舱，通过位于翼前端的进气口实现充气飞行。由于翼的刚性，SDW 的滑翔比达到 6:1，超出传统的翼伞系统，高滑翔比允许在远离降落区域 25 km 的位置投放货载。为了使从标准的空军货机展开变得容易，翼展为 9.15 m 负载 227 kg 的 SDW 处于卷起或折叠的装配状态。离机后首先将翼展开，然后由自主的导航控制(guidance navigation control, GNC)系统控制 SDW，保持系统平衡，并操纵系统飞向预定的目标区域，图 2(a)为 SDW 系统示意图，

图 2(b)为半刚性可开展翼的折叠和展开的结构图。



(a) SDW 系统示意图^[9]



(b) SDW 折叠和展开结构^[8]

图 2 SDW 半刚性可展开翼

SDW 技术进一步的研究目标是提高载货能力和增大航程。首先将论证 SDW-M，载货能力为 907~2 268 kg。其次采用可选的滑翔增升系统，使 SDW 航程从 75 km 增加到 300 km。目前在研的 SDW-M 翼展 17.7 m，最大载重 3 629 kg，采用能叠缩的前缘，加装尾翼，增加了可操纵性和精度。

3 翼伞气动力特性研究综述

翼伞气动力特性是翼伞精确空投系统归航控制的基础，主要取决于它的伞衣形状、翼型以及气流攻角。研究方法分为实验方法(主要包括空投飞行和

风洞实验)和计算机数值计算研究。空投飞行固然十分重要,但其投资巨大,因为翼伞为柔性体的缘故,风洞实验也较难实现;因此,数值计算对分析翼伞气动特性来说至关重要。

3.1 翼伞气动力计算方法研究

绕翼伞的流动一般为不可压流动,因此翼伞流场的数值模拟方法可分为有势流动的解析算法、涡元法(vortex element methods, VEM)和基于数值求解 N-S 流动控制方程的计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法,其中后 2 种方法适合在较大的速度范围内求解复杂外形,因而得到了充分的发展和广泛的应用。以下只介绍涡元法和 CFD 方法。

3.1.1 涡元法

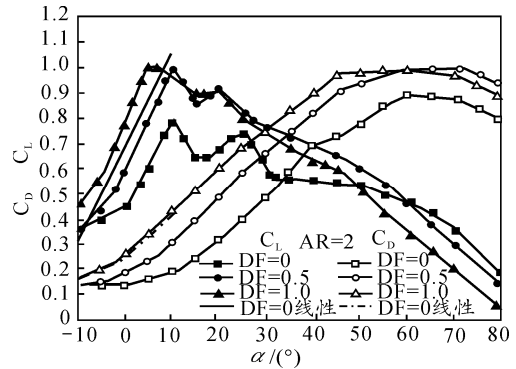
涡元法是在建立流场方程的基础上,通过伞衣型面及尾涡面上的边界条件,解出绕伞衣流场的数值解。它的计算域只要将涡或者是主要涡包括在内就可以满足计算要求,其优点是整个无耗散的流场可以用分布涡来代替,而且在涡的运输过程中不会产生数值耗散,计算量要小于 CFD 方法。但涡元法由于求解高速流动问题时效果不十分理想,而且目前用于降落伞这类物体的涡元法商业软件较少,大量的工作需要编制程序来解决,这样就需要有程序算法验证的过程来确认软件的可用性,不适于那些要短时间内解决的问题^[9-10]。

3.1.2 CFD 方法

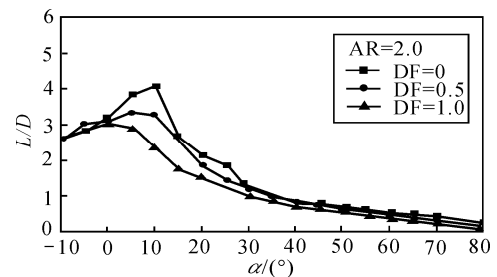
与涡元法相比,CFD 方法能够比较全面地求解各种翼伞系统的流场,并有大量成熟的商业软件可供选择。由于翼伞尾流区的流动关系到伞衣表面的压力分布,为精确求解翼伞尾流区,用 CFD 方法时需要在尾流区精细划分网格,另外翼伞系统在流场中产生的干扰比较大,为减少数值干扰需要将计算边界取在较远处,尤其是低速流动。因此网格数大,计算量大^[10-11]。

美国 Paul 和 Oleg^[12]等人进行了翼伞系统动力学特性的研究,建立了翼伞系统六自由度的低展弦比模型,通过对风洞实验和 CFD 稳态的计算结果进行修正,给出了气动力系数的变化曲线。图 3(a)是整理后的升力系数和阻力系数在 $-10^{\circ}\sim 80^{\circ}$ 攻角范围内的变化曲线,图 3(b)是升阻比随攻角的变化曲线。图中 DF 为操纵绳的下拉量,AR 为展弦比。在 $-10^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 攻角范围内,随着攻角变化,升力和阻力呈线性变化;升阻比随攻角变化有最佳值。文献[12]

中翼伞由 11 个气室组成,矩形平面是 53.42 m^2 ,翼展为 12.2 m 。



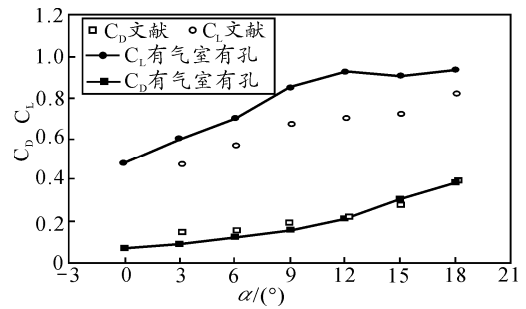
(a) 气动力特性



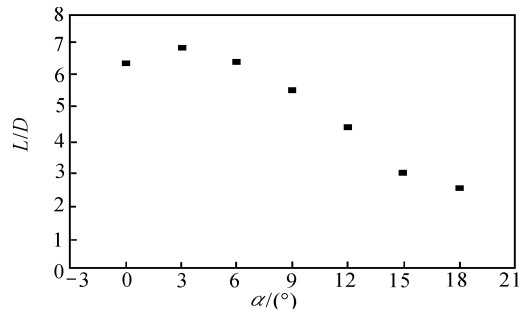
(b) 升阻比

图 3 翼伞气动力特性^[12]

笔者对大型多气室三维翼伞的气动力特性进行数值模拟^[13],研究了有切口无气室、有气室无小孔和有气室有小孔 3 种翼伞表面光滑情况下以及翼伞表面不光滑处理后的气动力特性及绕流流场。图 4(b)升阻比在攻角范围内有最大值,这和后面文献[14]中的风洞实验结果一致。



(a) 气动力特性计算对比



(b) 升阻比随攻角变化曲线

图 4 翼伞气动力特性^[13]

美国的 John Leonard^[15-16]等人对翼伞导航空投系统(guided parafoil air delivery system, GPADS)系统和 X-38 回收系统的翼伞通过流固耦合进行了数值模拟,给出了翼伞外形随时间的变化,并和试验结果进行了对比,一致性较好。

3.2 翼伞气动力实验方法研究

3.2.1 风洞实验研究

国外关于冲压翼伞的风洞实验研究起步较早,美国人在 20 世纪 60 年代就开始了,典型的工作是 NASA Langlye 中心在 1966 年和 Notre Dame 大学在 1970 年前后进行的一系列实验研究。关于翼伞早期的风洞实验研究大都在该大学 0.61 m×0.61 m 低速风洞和 NASA Langlye 中心的 9.15 m×18.3 m 低速风洞中进行的。

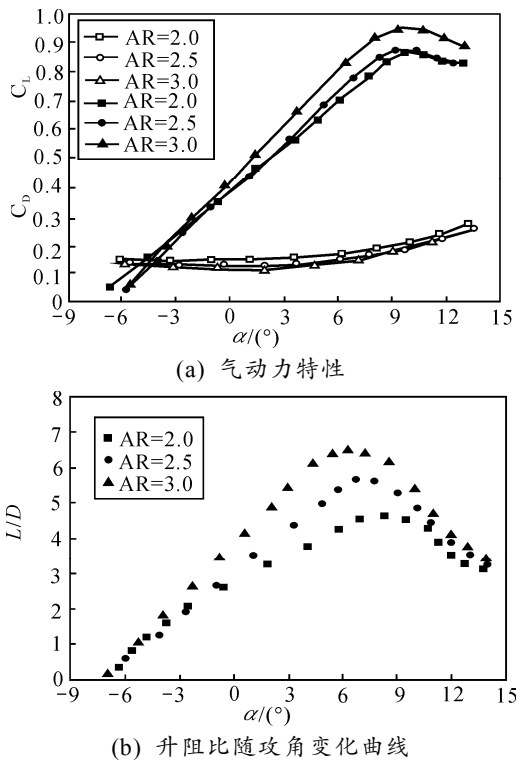


图 5 Notre Dame 大学 1968 年风洞实验结果^[16]

Nicolaides^[16]研究工作偏重于对小型柔性模型进行风洞试验,考察了不同设计参数(如展弦比)的翼伞模型在范围宽广的来流速度和攻角下的气动力特性。实验的速度范围为 6.1~18.3 m/s,展弦比为 0.5~3.0,攻角范围为-10°~80°。为了观察模型周围的流场使用了烟流技术,在一定攻角范围内测量升力和阻力系数;并对刚性和半刚性模型进行了广泛的风洞试验。与具有相同展弦比和剖面的普通机翼相比,柔性翼升力系数远远小于对应的刚性机翼

的升力系数,这是由它柔性结构变形、前缘切口、织物透气性等因素造成的。翼伞升阻比对应攻角有一个最佳点,经过一个峰值之后,升力系数和阻力系数均继续增大,而升阻比减小,这是由于翼伞柔性特点引起的。在设计冲压翼伞时,应把升阻比设计在最佳点附近,保证稳态滑翔和机动飞行条件下均保持较高的升阻特性。图 5 为风洞实验的典型气动力特性结果。

Smith^[17]等人通过对翼型为 NACA0012 的翼伞进行了一系列风洞实验和 CFD 计算,得到其气动力特性随攻角的变化曲线,并与 CFD 计算结果进行对比,升力特性曲线的斜率 CFD 计算结果比风洞实验结果小约 15%,如图 6 所示。文献中实验的翼伞模型展长为 1.22 m,弦长为 0.3 m。图中攻角大约为 3°时升阻比达到最大值,和文献[13]中升阻比最大值对应的攻角值一致。

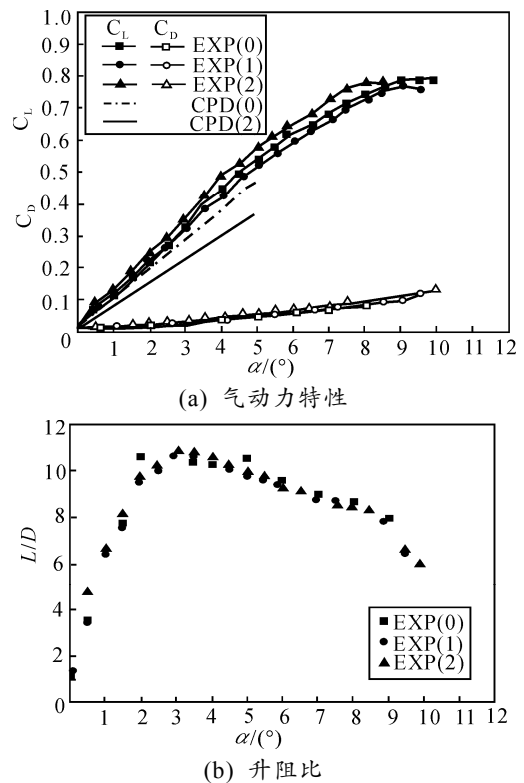


图 6 翼伞气动力特性^[17]

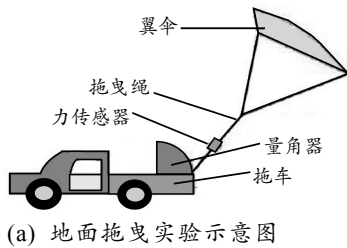
Wara 和 Hassell^[18]发表了对展弦比为 1.0~3.0 的翼型伞进行的风洞试验结果。随着展弦比的增大,伞绳数量和伞绳长度相应增加,致使阻力增大,从而大大抵消气动力性能的提高。Matos^[19]等人在 2.13 m×2.74 m 的风洞中开展了翼伞的试验研究。实验采用的翼伞展弦比为 2.5,弦长为 0.635 m,采用了激光照相测量技术,测量了翼伞前缘切口和大攻角的

情况的气动力及相关系数。Paul 等人^[20]在 24.4 m × 12.2 m 风洞建立了柔性翼型伞实验技术, 进行了大量翼型伞的实验研究, 逐步形成了一套实验技术。

翼伞由于柔性和前缘切口, 其气动力特性不同于刚性机翼, 升阻比随攻角变化有最大值, 且最大值对应攻角随翼型的不同而不同。

3.2.2 地面拖曳实验

由于风洞试验、空投试验是需要多部门参与和协调的大型试验, 耗费大量的人力物力, 而且试验次数很有限。因此结合以往翼伞的试验数据, 利用地面拖曳实验来计算和分析翼伞的气动特性。图 7 所示地面拖曳实验是拖车牵引翼伞模型运动, 通过测量气流速度、伞绳拉力、翼伞姿态、拖车外形数据; 分析得到翼伞对称面上的速度、过载和流场的变化, 再将拖车的流场分离出来, 从而计算翼伞的气动特性。最后通过数值计算和抽样选工况到风洞中做试验来验证和修正翼伞气动特性参数。风洞实验中由于风洞的几何尺寸和翼伞原型的尺寸限制, 实验采用缩比模型。



(a) 地面拖曳实验示意图



(b) 地面拖曳实验

图 7 地面拖曳实验

地面拖曳实验是翼伞气动特性实验的一个辅助实验, 可快速得到较多的试验数据。由于其代价小, 容易实现, 成为气动力特性研究的一个发展趋势。

3.3 翼伞的翼型

影响翼伞气动力特性的主要因素之一是翼型, 下面给出文中出现的几种翼伞的翼型并进行对比, 见图 8, 翼型的弦长为 1。文献[17]中风洞实验所用翼型为 NACA0012, 是个对称翼型, X-38 翼伞回收系统中采用的是经典的 Clark-Y 翼型。如图 4 和图 6 可知, 文献[13]和文献[17]翼型的前缘基本一致,

这使得其升阻比最佳值所对应的攻角一致。

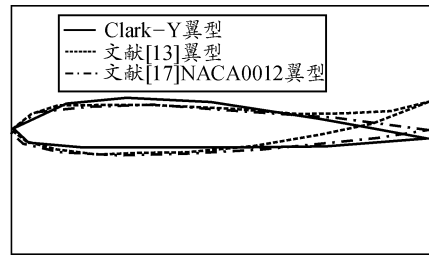


图 8 几种翼伞翼型

4 专题讨论

4.1 X-38 翼伞回收系统

如图 9, X-38 翼伞系统是用于太空人员返回并实现安全着陆的系统, 是迄今为止世界上最大最先进的翼伞研究项目, 美国 NASA 各研究所、空间实验室及许多大学的研究者都参与了研究。其最大的特点是翼伞面积大, 且投放的海拔高度高^[21-28]。

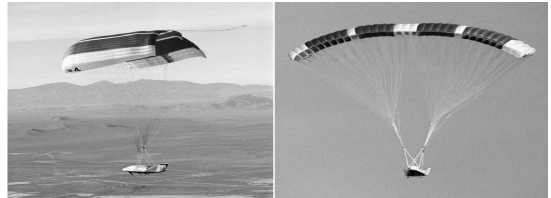
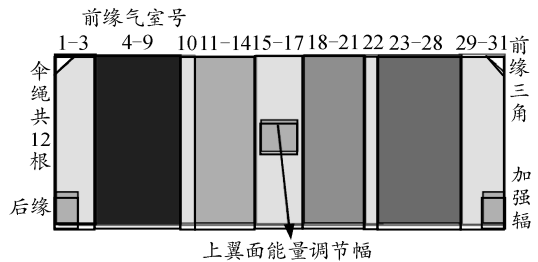


图 9 翼伞回收 X-38 原型机

X-38 翼伞系统采用 2 种面积 (510 m² 和 700 m²) 大小的翼伞, 展弦比均为 2.7, 翼伞翼型是 Clark-Y 翼型。510 m² 翼伞弦长 13.7 m, 展长 37.1 m。700 m² 翼伞弦长 16.1 m, 展长 43.6 m。510 m² 翼伞有 31 个气室, 而 700 m² 翼伞的气室增加到 33 个。由于翼伞面积很大, 开伞采用分级开伞, 图 10 为翼伞分级开伞模型。



一级开伞气室: 1-3, 10, 15-17, 22, 29-31;
 二级开伞气室: 23-28; 三级开伞气室: 4-9;
 四级开伞气室: 18-21; 五级开伞气室: 11-14。

图 10 X-38 翼伞分级开伞模型^[26]

2001 年 12 月 13 日 X-38 原型机进行了第 8 次飞行试验, 投放的高度为 7 km 左右, 最后的着陆阶段使用 700 m² 的大面积翼伞在 Dryden 飞行研究中心附近安全着陆, 着陆点距预定点仅 360 m。这次成功的试飞验证了翼伞技术在大型航天器定点无

损回收方面应用的可行性。

NASA 约翰逊空间中心 (johnson space center, JSC) 是 X-38 系统的主要设计者之一, 该机构进行了全尺寸的翼伞空投试验, 大量的仿真运动分析, 在大型翼伞的运动规律和控制归航方法方面都有很大的研究进展。该实验室还开展了用于 X-38 翼伞空投试验的回收仿真系统 (decelerator system simulation, DSS)。DSS 系统主要用于预测和分析空投试验的相关问题, 能支持大量的 X-38 试验项目, 分析翼伞系统飞行中的力和相对运动, 预测翼伞的动力学特性和归航轨迹, 为翼伞空投试验提供了很好的理论基础, 图 11 是 DSS 系统的示意图。

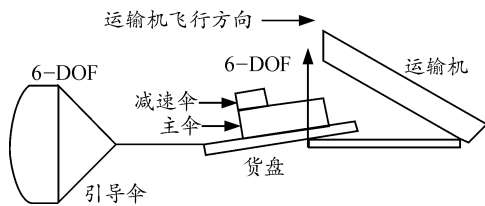


图 11 DSS 系统简图^[28]

4.2 联合精确空投系统

联合精确空投系统 (joint precision airdrop system, JPADS) 是美国陆军为支援远征和全球军事行动在恶劣的环境下达到精确空投的能力, 是一个高空, 全天候, GPS 制导的精确空投系统^[29-31]。JPADS 包括一个安装在笔记本计算机里的任务规划软件, 该软件可以精确计算释放空投物的具体空中位置。计算机还安装有一个高清晰度的风力预测计算。在空中, 空投指挥机用人工向空中投放一个拳头大小带有一个小降落伞的风力风向监测仪, 并向任务规划软件发送数据。任务规划软件在接收即时风速和风向数据后精确计算出空中投放位置。

除了精确性之外, JPADS 还能使不同的货物到达不止一个空投区域, 最大空投高度是 5 185 m。它可以飞到一个区域空投, 货物可以自己操纵到需要去的地点。该系统是一种新式精确空投技术, 由载荷、主伞、导航伞及相应导航设备组成, 降落伞是一种混合伞, 包括一个圆伞用于着陆控制和一个翼伞用于导航飞行, 工作过程如图 12 所示。

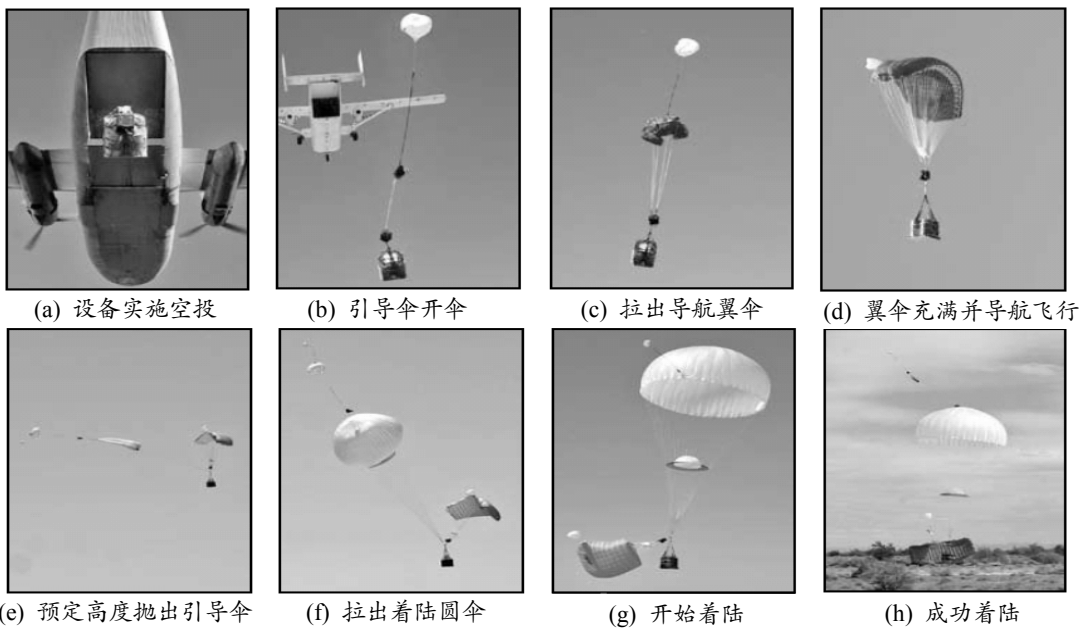


图 12 联合精确空投系统工作过程^[29]

4.3 翼伞空中回收系统

翼伞空中回收系统 (mid-air retrieval system, MAR), 是 20 世纪 60 年代以来美国军方发展的一种针对高价值目标的回收技术, 它通过使用固定翼飞机或直升机空中拦截降落伞系统, 然后利用钩挂系统将降落伞与货物钩挂或回收至载机上, 由载机转移至目的地。翼伞空中回收系统 (MAR) 发展经历了 3 个阶段, 已发展到第三代空中回收系统, 图 13 是第三代翼伞空中回收系统的工作过程^[32-33]。

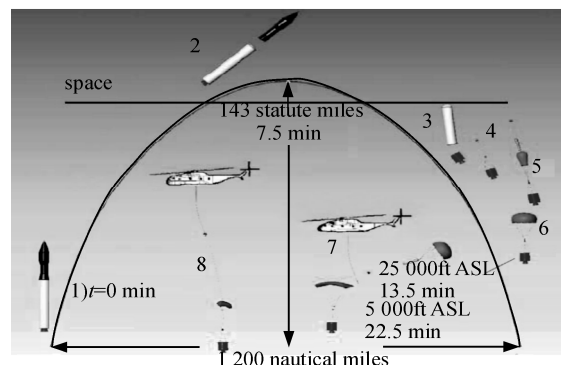


图 13 翼伞空中回收系统应用实例^[32]

翼伞空中回收系统避免了着陆过程, 从而降低了冲击过载、避免了不利地形的影响, 尤其适用于海上、山区等不利地形下的货物回收与物资补给。美国军方及 NASA 多年的研究应用表明, 这种技术具有极高的可靠性和灵活性, 因此被广泛的应用于无人机、巡航导弹、卫星及航天器返回舱等高价值目标的回收。

5 总结与讨论

5.1 总结

翼伞精确空投技术具有重要的军事与民用价值, 在战场快速机动、救援与救灾物资投放等领域得到越广泛的应用。笔者从精确空投系统国内外研究小组的工作、关键技术和精确空投系统的典型应用来论述, 探讨了翼伞精确空投系统的发展趋势。

5.2 讨论

综上所述, 翼伞精确空投系统的研究还可以考虑开展以下几个方面的工作:

- 1) 建立翼伞多体系统仿真框架模型;
- 2) 翼伞不同材料下的气动力特性和滑翔性能;
- 3) 通过地面拉曳实验和结合仿真计算获得翼伞的气动力特性;
- 4) 开发翼伞精确空投系统的任务规划系统。

参考文献:

- [1] 邹辉. 精确空投系统的发展[J]. 现代军事, 2005(4): 64-68.
- [2] 宋旭民, 程文科, 彭勇, 等. 先进的精确空投系统[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(1): 6-10.
- [3] 于成果, 李良春. 精确空投系统分析[J]. 兵工自动化, 2007, 26(4): 6-7.
- [4] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
- [5] 张峰, 王海涛. 欧美精确空投系统[J]. 兵工自动化, 2007, 26(6): 7-8.
- [6] 于成果, 李良春. 精确空投模式分析[J]. 兵工自动化, 2007, 26(11): 5-7.
- [7] 赵福英. 从“天女散花”到“定点投送”高空精确空投技术的最新发展[J]. 现代兵器, 2005(5): 18-21.
- [8] Jeff Fisher. Semi-rigid Deployable Wing (SDW) Advanced Precision Airborne Delivery System, AIAA-97-1495[R]. San Francisco, CA, U.S.: AIAA, 1997.
- [9] Geoff Hope, Colen Kennell. Logistics Enabler for Distributed Forces, NSWCCD-20-TR-2004/07[R]. 2004.
- [10] 熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究[D]. 长沙: 国防科技大学工学博士学位论文, 2005.
- [11] 李扬. 冲压式翼伞后缘下拉气动特性的数值研究[D]. 长沙: 国防科技大学工学硕士学位论文, 2004.
- [12] Paul AMortaloni, Oleg A Yakimenko, et al. On the Development of A Six-Degree-of-Freedom Model of A Low-Aspect-Ratio Parafoil Delivery System, AIAA-2003-2105[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [13] Han Y H, Yang C X, Wang Y W, et al. Aerodynamics Simulation of a Large Multi-Cells Parafoil, AIAA-2009-2978[R]. Seattle, Washington, U.S.: AIAA, 2009.
- [14] Nicolaides J D. Parafoil Wind Tunnel Tests, AD731564[R]. University of Notre Dame, 1971.
- [15] Michael Accorsi, John Leonare. Structural Modeling of Parachute Dynamics[J]. AIAA Journal, 2000, 38(1): 139-146.
- [16] Yan Zhu, Melissa Moreau, Michael Accorsi, et al. Computer Simulation of Parafoil Dynamics, AIAA-2001-2005[R]. Anaheim, CA, U.S.: AIAA, 2001.
- [17] Smith M J, Komerath N, Amesf R, et al. Performance Analysis of a Wing with Multiple Winglets, AIAA-2001-2407[R]. Anaheim, CA, U.S.: AIAA, 2001.
- [18] G M Wara, J L Hassell. Wind Tunnel Investigation of Ram-air Inflated All-flexible Wings of Aspect Ratios 1.0 to 3.0, NASA TM SX-1923[R]. Hampton: Langley Research Center, 1969.
- [19] Matos C, Mahaingam R. Wind tunnel measurements of Parafoil Geometry and Aerodynamics, AIAA-98-0606[R]. Reno, Nv: AIAA, 1998.
- [20] Paul A A. Aerodynamic Decelerator Testing in the National Full-Scale Aerodynamics Complex, AIAA-97-1528[R]. San Francisco, CA, U.S.: AIAA, 1997.
- [21] John Smith. Development of the NASA X-38 Parafoil Landing System, AIAA-99-1730[R]. Toulouse France: AIAA, 1999.
- [22] Smith, B.A. Large X-38 Parafoil Passes First Flight Test[J]. Aviation Week and Space Technology, 2000, 152(5): 40-44.
- [23] Alan I Strahan. Testing of parafoil autonomous GNC for X-38, AIAA-2003-2115[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [24] Thomas W Bennett, Roy Fox, Jr. Design. Development & Flight Testing of the NASA X-38 7,500 FT Parafoil Recovery System, AIAA-2003-2107[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [25] Madsen C M, Cerimele C J. Flight Performance, Aerodynamics, and Simulation Development for the X-38 Parafoil Test Program, AIAA -2003-2108[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [26] Gi-Bong Hur, John Valasek. System Identification of Powered Parafoil Vehicle from Flight Test Data, AIAA-2003-5539[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [27] Joe Maloy, Ricardo A Machin. Space Rating of X-38 Parafoil and Drogue Parachutes Materials, AIAA-2003-2174[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [28] Cuthbert P A. A Software Simulation of Cargo Drop Tests, AIAA-2003-2132[R]. Monterey, CA, U.S.: AIAA, 2003.
- [29] Onyx 2200 Autonomously Guided Precision Airdrop System. <http://www.extremefly.com/aerospace>, 2007.
- [30] http://news.xinhuanet.com/mil/2008-04/16/content_7986900.htm.
- [31] http://www.china.com.cn/military/txt/2008-04/16/content_14962147.htm.
- [32] Dean S. Jorgensen, Roy A. Haggard, Glen J. Brown. The Past, Present, and Future of Mid-Air Retrieval, AIAA2005-1673[R]. Munich, Germany: AIAA, 2005.
- [33] 韩雅慧, 王亚伟, 杨春信, 等. 直升机空中回收和投放货物技术发展综述[J]. 直升机技术, 2012(1): 63-67.