

群伞充气参数重构与动力学建模方法研究

胡长融, 贾 贺

北京空间机电研究所, 北京

收稿日期: 2026年4月26日; 录用日期: 2026年5月21日; 发布日期: 2026年5月28日

摘 要

群伞系统在充气过程中表现出强烈的非线性与时变性, 传统的基于经验或试错的参数提取方法效率低下且精度有限, 难以支持高保真的动力学建模与系统优化设计。本文基于猎户座飞船降落伞系统的充气载荷重建方法, 结合群伞系统飞行试验数据, 开展了群伞充气参数自动重构与充气阶段动力学建模研究。首先, 基于主伞吊带拉力传感器数据, 建立降落伞的气动载荷重构模型, 实现阻力面积的高精度反演; 其次, 引入参数优化算法自动拟合充气过程中的阻力面积增长曲线, 提取充气时间常数、充气形态指数等关键参数, 实现参数化建模与自动重构; 在此基础上, 建立了多级展开与动态耦合的群伞充气阶段动力学模型, 并通过与实测数据的对比验证模型的有效性。以典型群伞系统为例开展案例研究, 结果表明, 该方法可显著提升参数重构效率与精度, 重构模型的速度变化曲线、高度变化曲线与试验数据吻合良好, 开伞动载计算值与试验数据误差在10%以内, 具备良好的工程适用性与预测能力。

关键词

群伞系统, 充气过程, 阻力面积反演, 充气参数重构, 动力学建模

Research on Inflation Parameter Reconstruction and Dynamic Modeling Methods for Cluster Parachute Systems

Changrong Hu, He Jia

Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing

Received: April 26, 2026; accepted: May 21, 2026; published: May 28, 2026

Abstract

The cluster parachute system exhibits strong nonlinearity and time-varying characteristics during the inflation process. Traditional empirical or trial-and-error-based parameter extraction methods

are inefficient and limited in accuracy, making it difficult to support high-fidelity dynamic modeling and system optimization. Based on the inflation load reconstruction method of the Orion spacecraft parachute system, this paper combines flight test data of cluster parachute systems to conduct research on automatic reconstruction of inflation parameters and dynamic modeling during the inflation phase. First, an aerodynamic load reconstruction model for the parachute is established using the main parachute suspension line tension sensor data, achieving high-precision drag area inversion. Second, a parameter optimization algorithm is introduced to automatically fit the drag area growth curve during the inflation process, extracting key parameters such as the inflation time constant and inflation shape index, thereby enabling parametric modeling and automatic reconstruction. On this basis, a multi-stage deployment and dynamically coupled dynamic model for the inflation phase of the cluster parachute system is established, and the model's validity is verified through comparison with measured data. A case study is conducted on a typical cluster parachute system. The results show that this method significantly improves the efficiency and accuracy of parameter reconstruction. The velocity and altitude variation curves obtained from the reconstructed model are in good agreement with the test data. The error between the computed opening shock load and the experimental data is within 10%, demonstrating good engineering applicability and predictive capability.

Keywords

Cluster Parachute System, Inflation Process, Drag Area Inversion, Inflation Parameter Reconstruction, Dynamic Modeling

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

随着深空探测任务的持续推进, 返回舱重量不断提升, 对载人飞船的回收能力提出了更高要求。单伞系统受限于阻力面积与减速能力, 难以满足大载重返回需求, 采用群伞方案成为必然选择。目前, 群伞技术在国际载人航天领域已得到广泛应用, 如美国猎户座飞船[1]、波音 CST-100 飞船[2]、SpaceX 载人龙飞船[3]、以及我国新一代载人飞船试验船[4]均采用群伞方案作为主减速系统。

群伞系统作为飞船再入返回过程中的核心减速装置, 其充气过程中的运动轨迹与开伞载荷直接影响飞船结构完整性及航天员安全[5], 因此开展群伞充气过程的精确建模与参数重构研究具有重要意义。

在降落伞的三个工作阶段中, 充气阶段物理特性最为复杂。柔性伞衣在充气张开过程中经历急剧外形变化, 涉及材料大变形与流固耦合等力学问题。针对降落伞充气过程的研究方法可分为完全试验法、半试验半理论法及完全理论法三类[6][7]。其中, 半试验半理论法因兼具物理基础与工程实用性, 成为当前计算充气过程动力学的主要方法。

国外学者在充气过程理论模型方面开展了系统研究。French [8]和 Greene [9]利用充气时间法建立了轴向动量方程充气模型, 分析了充气时间与开伞速度的关系。Heinrich [10]提出了修正的开伞力与充气时间计算模型。Wolf [11]推导了五自由度降落伞充气过程计算模型, 能够较好预测无量纲充气时间与伞力变化。国内学者在充气过程建模方面也取得了丰富成果, 荣伟等[12] [13]在 Wolf 模型基础上建立了轴向-径向动量充气模型, 求解得到盘缝带伞的充气时间、伞衣投影半径、开伞动载及动压变化等参数。贾华明等[14] [15]采用半经验充气时间法对收口十字形降落伞进行动力学建模, 通过飞行试验数据调整经验参数实现模型修正。Xing [16]等建立了考虑二级收口充气过程的一级火箭与阻力伞组合体

二维数学模型,研究了收口阻力面积、充气指数和附加质量系数等关键参数对开伞载荷的影响规律。王海涛等[17]针对群伞减速系统建立了多阶段刚柔耦合非线性多体动力学模型,分析了群伞系统的复杂动力学特性。

在充气参数重构方面,国外最具代表性的是 NASA 针对 Orion 飞船降落伞系统的工作。Ray 等[18][19]提出了基于加速度计与负载传感器数据融合的充气载荷重构方法,建立了无限质量与有限质量充气过程的参数优化流程,并通过自动化算法实现参数客观提取。Cockrell 等[20]早期开展了降落伞气动参数识别分析研究。国内在参数重构领域的研究相对较少,贾华明等[15][16]采用半经验方法调整模型参数,尚未实现自动化重构;王海涛等[17]建立了群伞刚柔耦合动力学模型,但未涉及参数自动提取方法。

综上所述,目前降落伞充气过程动力学建模领域的研究虽已取得丰富成果,但仍存在以下问题:充气理论模型主要针对单伞系统,依赖经验参数;参数识别方法多集中于单伞,针对群伞多阶段充气过程的系统性参数重构研究较少。

针对上述问题,本文借鉴 NASA 猎户座载荷重建框架[18],结合我国飞船试验条件,采用基于拉力传感器数据的群伞充气参数自动重构方法,并建立考虑多级展开的充气动力学模型,旨在实现高精度、高效率的轨迹与开伞载荷预测,为飞船降落伞系统设计提供技术支撑。

2. 研究对象

本文以载人飞船回收着陆群伞减速系统为研究对象,开展充气阶段的数值计算。所研究的群伞减速系统由减速伞组件、主伞组件、主伞拉出吊带、主伞包固定带组件组成。如下图 1 所示。

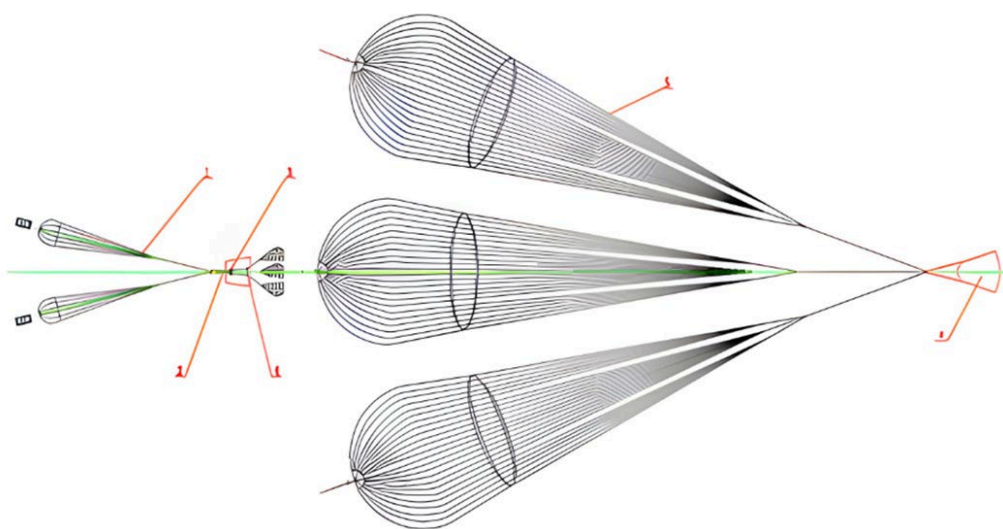


Figure 1. Parachute cluster deceleration system
图 1. 群伞减速系统示意图

与传统降落伞系统工作模式相同,群伞减速系统采用“弹减速伞-减速伞脱离拉出主伞”的形式工作。具体工作过程如下:先后根据预设工作程序完成连接分离机构舱盖弹出、弹射减速伞、减速伞解除一级、二级收口、分离减速伞,将主伞舱盖和三个主伞包一起拉出,分别完成三具主伞的拉直、主伞充气并依次解除一级、二级收口后全张满携模型下落等主要工作阶段。到达设定的高度后,转换为双点吊挂,并抛去隔热大底,缓冲气囊充气,为着陆创造条件。下图 2 为群伞系统工作过程图[17]。

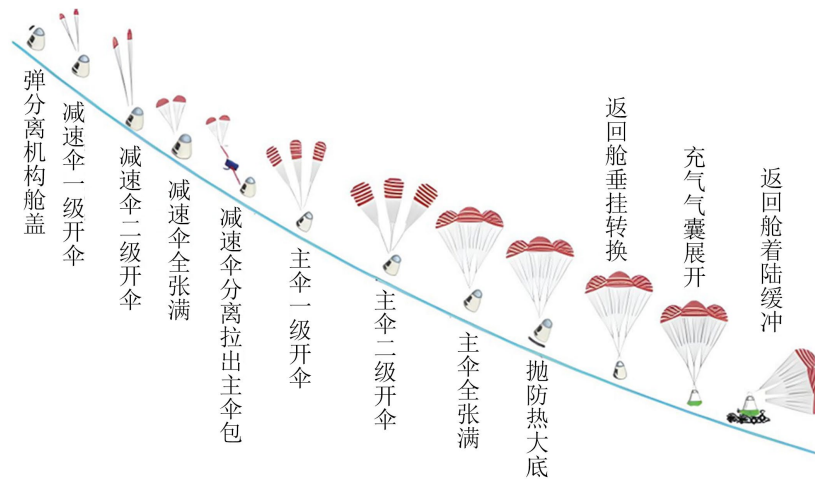


Figure 2. The workflow of parachute cluster deceleration system
图 2. 群伞系统工作过程图

3. 充气参数重构方法

3.1. 传感器反算阻力面积

降落伞充气参数重构的核心在于从飞行试验数据中提取阻力面积随时间变化的曲线。本文采用基于拉力传感器的方法[18], 通过建立简化伞-载系统动力学模型实现降落伞阻力面积的反演。

降落伞充气载荷重建依赖于加速度计与负载传感器两类数据的融合处理。加速度计安装于返回舱内, 用于测量系统整体减速响应, 反映总气动阻力变化; 负载传感器则安装于伞绳与结构连接处, 直接测量单伞拉力, 用于分析载荷分布。

根据轴向动力学建立简化的伞载减速过程动力学模型, 所有作用力均假设沿空速方向。如图 3 所示。

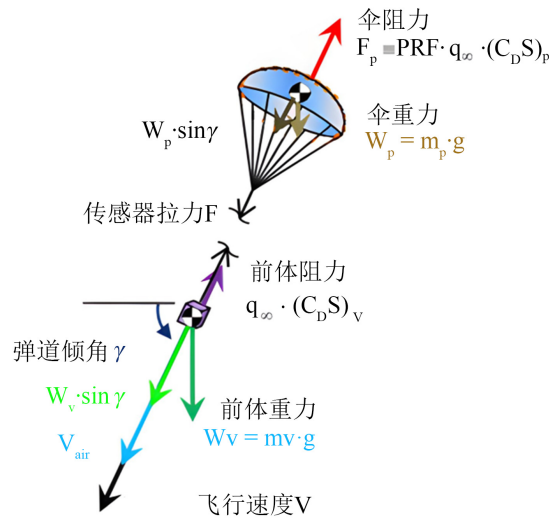


Figure 3. Simplified free-body diagram of a decelerating parachute system
图 3. 简化伞-舱动力学模型

当飞行器产生显著尾流时, 其降落伞所承受的动压 q 将是前体实测自由流动态压力 q_∞ 的一部分。降落伞局部动压与自由流动压的比值定义为压力恢复系数 PRF 。

依据建立的伞载减速过程动力学模型, 当为降落伞安装单独的拉力传感器时, 拉力传感器可直接测量降落伞的轴向合载荷, F 为拉力传感器的测量力, G 为飞行方向合过载, $(C_D S)_p$ 、 $(C_D S)_v$ 分别为降落伞与前体的阻力面积, W_p 、 W_v 分别为降落伞与前体的重力, γ 为飞行弹道倾角。

首先, 在轴线方向, 系统动力学方程为:

$$\frac{q_\infty \cdot (PRF \cdot (C_D S)_p + (C_D S)_v)}{m_v + m_p} = a_v + g \sin \gamma \quad (1)$$

前体载荷的动力学方程为:

$$\frac{F + q_\infty \cdot (C_D S)_v}{m_v} = a_v + g \cdot \sin \gamma \quad (2)$$

根据加速度计测量数据:

$$\frac{G}{g} = a_v + g \quad (3)$$

将式(3)代入(1)、(2), 可计算得到单伞气动阻力面积:

$$PRF \cdot (C_D S)_{p,i} = \frac{F_i + W_{p,i} \cdot G}{q_\infty} \quad (4)$$

其中: F_i 为单伞拉力, $W_{p,i}$ 为单伞重量。

取 PRF 为 1, 利用式(4)结合吊带拉力传感器读数 F_i 与测量动压 q_∞ 计算得到主伞 1、2、3 的阻力面积变化曲线, 如图 4 所示。计算得到的阻力面积曲线将作为 3.2 节的阻力面积原始数据。

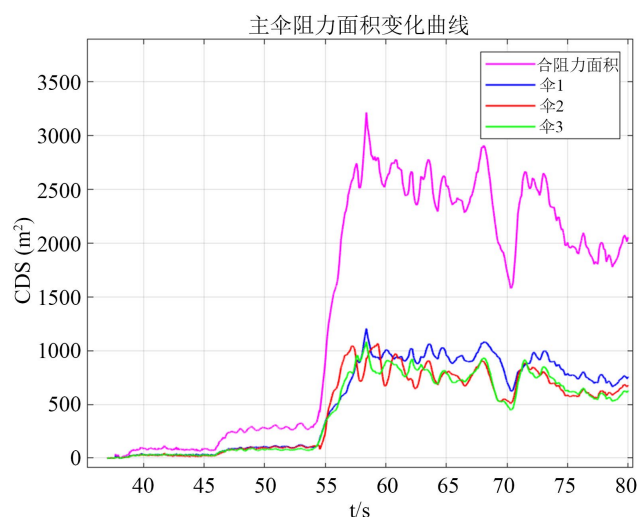


Figure 4. Parachute drag area variation curve
图 4. 群伞阻力面积变化曲线

从图中可以观察到主伞的阻力面积变化具有明显的三阶段的趋势, 符合收口阶段的阻力面积特征变化。在 65 s 后, 计算得到的群伞的阻力面积波动较大, 原因是稳降阶段的速度已经和风速的数量级相当, 变化的来流会对计算结果产生较大的影响。

3.2. 主伞有限质量充气过程

获得降落伞的阻力面积变化曲线后, 需要建立一个能够有效描述伞衣在充气过程中气动特性变化的

数学模型。本节采用充气时间法来描述主伞充气时间与阻力面积的关系。通过建立伞衣充满时间与系统特征参数之间的关系式, 以时间为轴描述降落伞阻力面积变化曲线。示意图如图 5 所示。

有限质量充气过程适用于充气时间长、系统在充气完成前明显减速的情况, 典型应用于主伞。对于有限质量充气过程, 降落伞级间充气过程大致可细分为 2 段, 其中第一阶段为指数增长充气阶段, 其特征为自 t_i 时刻起经过 t_f 时间段, 阻力面积由上一级的 $(C_D S)_{i-1}$ 指数增长至该级目标阻力面积 $(C_D S)_i$, 此后阻力面积保持恒定。第二阶段为稳定阶段, 其特征为降落伞完成级间充气全过程, 阻力面积为稳定的级间末段目标阻力面积 $(C_D S)_i$ 。

阻力面积的变化曲线如公式(5)所示:

$$(C_D S)(t) = (C_D S)_{i-1} + ((C_D S)_i - (C_D S)_{i-1}) \cdot \left(\frac{t - t_i}{t_f} \right)^{\exp t} \quad (5)$$

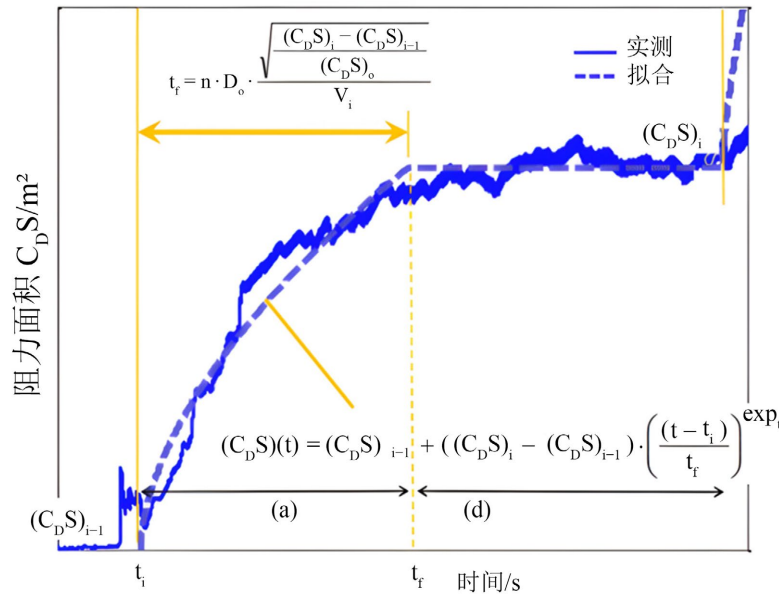


Figure 5. Variation of drag area in inflation
图 5. 充气阶段阻力面积变化模型

图中充气时间 t_f 如公式(6)所示:

$$t_f = n \cdot D_0 \cdot \frac{\sqrt{(C_D S)_i - (C_D S)_{i-1}}}{V_i} \quad (6)$$

其中 n 为充气时间常数, V_i 为该充气阶段初始速度, D_0 为降落伞的名义直径, $(C_D S)_o$ 为降落伞全展开后的阻力面积。

为了对阻力面积曲线进行充气参数重构, 通常需要对曲线进行优化。

(1) 首先从阻力面积试验数据中提取关键参数, 包括充气开始时间 t_i 、初始空速 V_i 、起始阻力面积 $(C_D S)_{i-1}$ 及阶段末阻力面积 $(C_D S)_i$ 、全展开的阻力面积 $(C_D S)_o$ 。

(2) 设定一组 n 、 \exp_i 的初始猜测值, 构建理论充气增长曲线并与试验计算得到的阻力面积曲线数据对比, 计算两者之间的误差面积。

(3) 采用 Matlab 的 `fminsearch` 优化函数, 迭代调整形状指数 n 、 \exp_i 以使偏差面积最小化, 从而获得

阻力面积曲线的最优拟合。

下图 6 为不同充气指数下的增长曲线, 通过 `fminiserach` 优化函数, 迭代调整获取最小的偏差面积。得到阻力面积曲线的最优拟合。

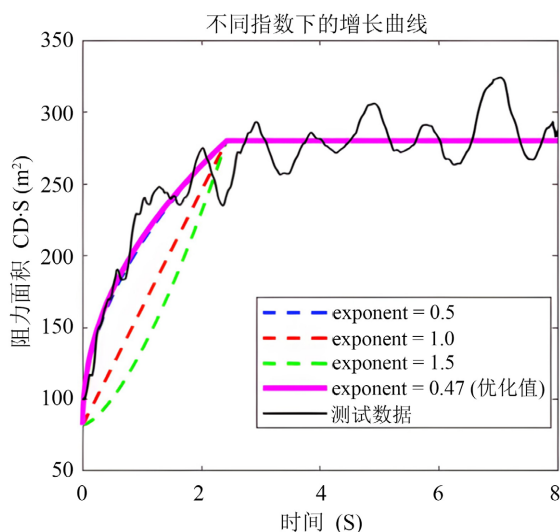


Figure 6. Drag area variation curves under different inflation shape exponents

图 6. 不同指数下阻力面积变化曲线

3.3. 充气算例

Table 1. Optimization of simulation initial conditions

表 1. 优化仿真初始条件

参数	第一阶段	第二阶段	第三阶段
阻力面积(m ²)	82	280	2597
起始速度(m/s)	80	51	26
时间范围(s)	[37, 46]	[46, 54]	[54, 65]

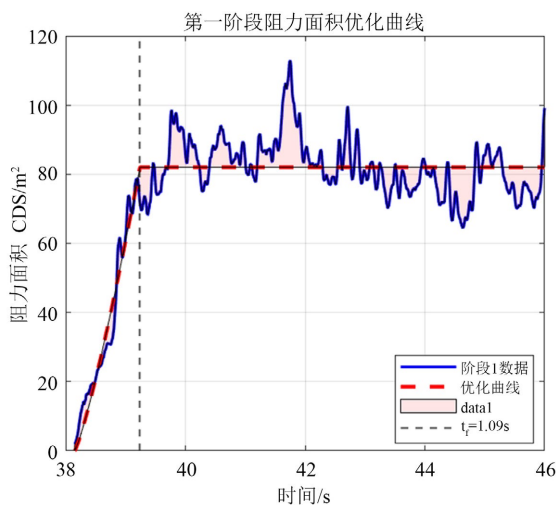


Figure 7. Variation of drag area in the 1st inflation stage

图 7. 群伞第一阶段阻力面积变化曲线

本研究针对群伞系统的三阶段充气过程分别进行参数优化。根据飞行试验数据, 三个阶段的时间区间、初始速度及阻力面积边界条件如表 1 所示。其中, 各阶段的起始与结束阻力面积 $C_D S$ 通过对试验数据取平均值获得。

针对主伞充气的三个阶段, 采用上述方法进行优化。各个阶段的优化结果如图 7~9 所示。

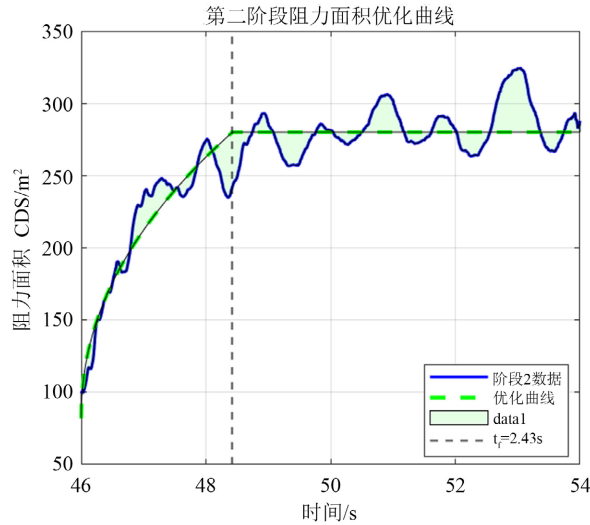


Figure 8. Variation of drag area in the 2nd inflation stage
图 8. 群伞第二阶段阻力面积变化曲线

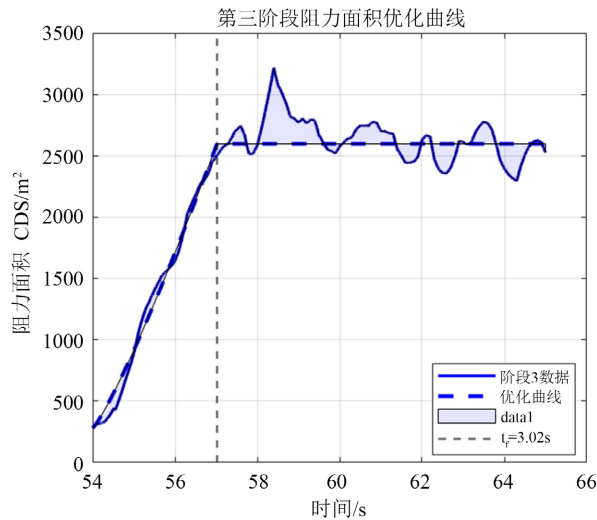


Figure 9. Variation of drag area in the 3rd inflation stage
图 9. 群伞第三阶段阻力面积变化曲线

三个阶段优化得到的结果如下表 2 所示:

Table 2. Simulation results

表 2. 仿真结果

参数	第一阶段	第二阶段	第三阶段
充气时间常数 n	8.5	7.5	1.5
充气形状指数 \exp	1.2	0.5	1.2

图 7 给出了主伞第一阶段充气过程的阻力面积变化曲线。该阶段为第一级收口状态, 伞衣部分收口限制进气量。收口状态下, 伞衣底边被收口绳收紧, 进气口面积受限, 充气初期伞衣内部压力增长较慢。随着充气过程的进行, 伞衣逐渐饱满, 阻力面积增长速率加快。

图 8 为主伞第二阶段充气过程的阻力面积变化曲线。该阶段为第二级收口状态, 收口绳释放部分约束, 伞衣进一步展开。从图中可以看出, 该阶段充气过程接近凸形增长, 即充气指数 $\exp_2 < 1$ 。表明充气过程中阻力面积增长较慢, 这是因为经过第一阶段充气后, 伞衣已经具备一定的刚度, 第二阶段充气过程中伞衣形态变化相对均匀。

图 9 为主伞第三阶段充气过程的阻力面积变化曲线。该阶段为全展开状态, 收口绳完全解除, 伞衣达到张满的形态。从图中可以看出, 该阶段充气过程接近线性增长, 表明充气速率基本恒定。

将三阶段优化曲线组合, 得到全过程阻力面积变化曲线如图 10 所示。从图中可以看出优化曲线在各阶段均较好地拟合阻力面积的变化趋势。

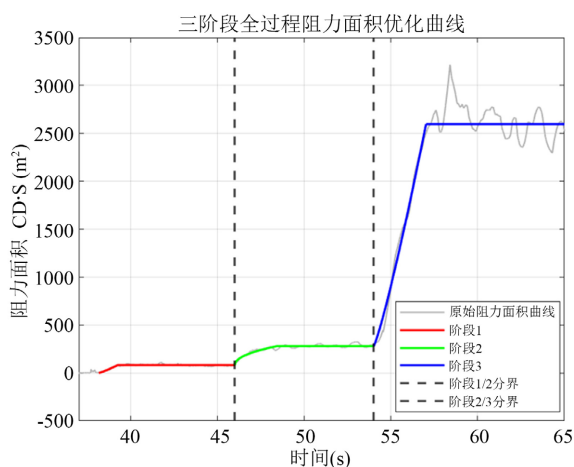


Figure 10. Variation of drag area in the three-stage inflation
图 10. 群伞充气全过程阻力面积变化曲线

4. 充气动力学

4.1. 伞载组合体动力学方程

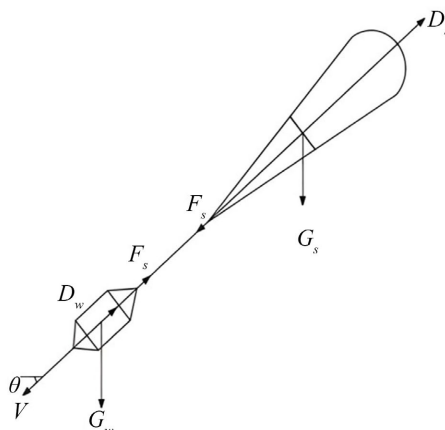


Figure 11. Inflation phase of parachute
图 11. 降落伞充气过程

伞载组合体充气阶段如图 11 所示[15], 其中, D_s 是降落伞阻力, F_s 是开伞载荷, D_w 是载荷阻力, θ 为伞载组合体航迹倾斜角。

为简化模型, 做如下假设:

- 1) 不考虑伞载组合体伸长;
- 2) 不考虑伞载组合体的升力;
- 3) 伞载组合体是两质点运动, 载荷的质量 m_w 集中在载荷重心位置, 伞的质量 m_s 集中在伞衣底边中心位置。充气阶段, 伞的质心相对底边保持位置不变;

4) 伞载组合体在充气阶段轴线呈直线。

充气过程中运动学方程如公式(7)所示:

$$\begin{cases} (m_w + m_s + m_f) \frac{dv_{wx}}{dt} + \frac{dm_f}{dt} v_{wx} = -(D_w + D_s) \cos \theta \\ (m_w + m_s + m_f) \frac{dv_{wy}}{dt} + \frac{dm_f}{dt} v_{wy} = -(D_w + D_s) \sin \theta - (m_w + m_s + m_f) g \end{cases} \quad (7)$$

上式中, m_w 为载荷质量, m_s 为降落伞质量, m_f 为伞附加质量, v_{wx} 为载荷水平速度, v_{wy} 为载荷竖直速度。

开伞载荷计算如公式(8)所示:

$$F_s = D_s + \frac{m_s + m_f}{\cos \theta} \frac{dv_{wx}}{dt} + \frac{v_{wx}}{\cos \theta} \frac{dm_f}{dt} \quad (8)$$

按照公式(5)、(6)以及优化后的阻力面积曲线能够计算降落伞充气全过程所有运动参数和开伞动载。

4.2. 飞行数据结果对比

以某型返回舱群伞减速系统的空投试验条件为基准, 工作流程参考图 2, 设置仿真初始参数如表 3 所示。

Table 3. Initial conditions for simulation

表 3. 仿真初始条件

参数	数值	单位
速度	160	m/s
高度	8500	m
倾角	75	

返回舱和群伞主要特征参数如表 4 所示。

Table 4. The characteristic parameters of capsule and para-chute cluster

表 4. 返回舱和群伞特征参数

参数	数值	单位
返回舱质量	7000	kg
主伞一级阻力面积	30	m ²
主伞二级阻力面积	100	m ²
主伞三级阻力面积	850	m ²

计算结果与试验数据的对比曲线见图 12~15 所示, 其中图 12 为速度 - 高度对比曲线, 图 13 为速度 - 时间对比曲线, 图 14 为高度 - 时间对比曲线, 图 15 为充气开伞过载对比曲线。

通过对主伞充气过程的仿真分析, 获得了系统速度衰减与开伞载荷的相关数据。降落伞工作期间, 返回舱速度由 160 m/s 下降至 10 m/s 左右, 展现了良好的减速性能。

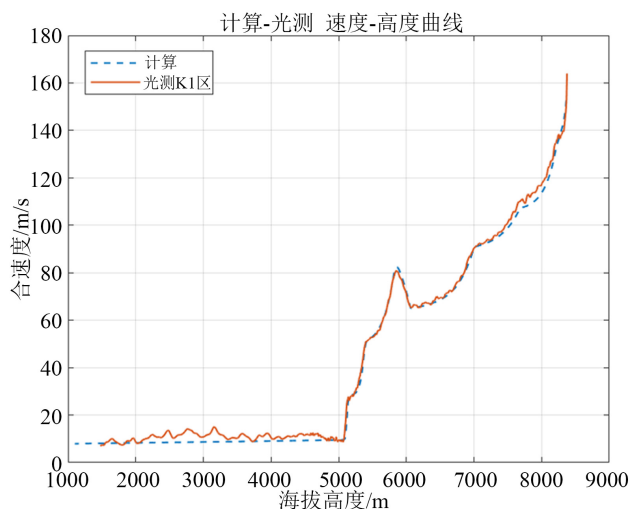


Figure 12. Altitude history curve of capsule velocity
图 12. 速度 - 高度曲线

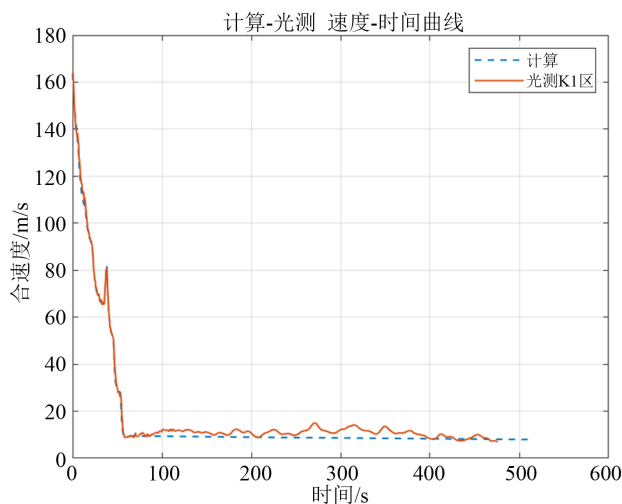


Figure 13. Time history curve of capsule velocity
图 13. 速度 - 时间曲线

观察图 12 可知, 主伞速度 - 高度曲线有三个明显的拐点, 对应于主伞三级展开的时刻。这是因为解除收口后减速伞迅速张满, 系统的阻力面积发生改变, 导致气动阻力迅速增大, 使速度产生阶段性变化, 验证了解除收口对主伞速度的影响。

观察充气过程速度与高度曲线变化和 GPS 试验数据对比图 13、图 14, 主伞的速度变化趋势与光测数据具有一致性, 且与测量数据吻合良好, 验证了模型的有效性。

观察图 15 可知, 从充气阻力面积变化图与受力载荷图可观察到, 载荷呈现三个明显的峰值, 分别对应各级收口解除时刻。通过设置两级收口, 成功将单次冲击载荷控制在系统安全范围内。结果表明, 各

级开伞动载为 145 kN。与拉力传感器误差不超过 10%，满足精度要求。对比结果如表 5 所示。

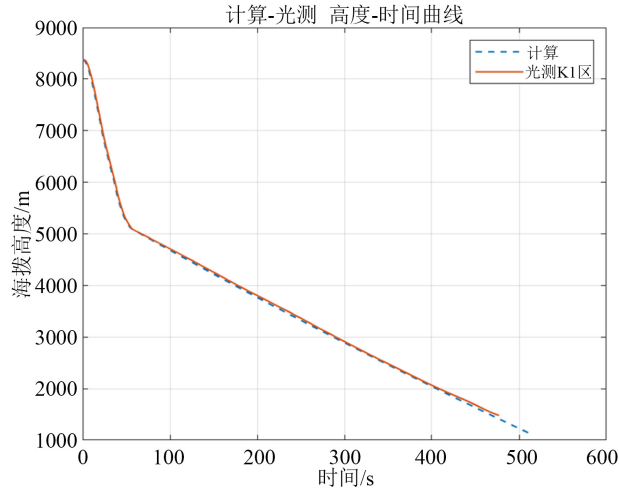


Figure 14. Time history curve of capsule altitude
图 14. 高度 - 时间曲线

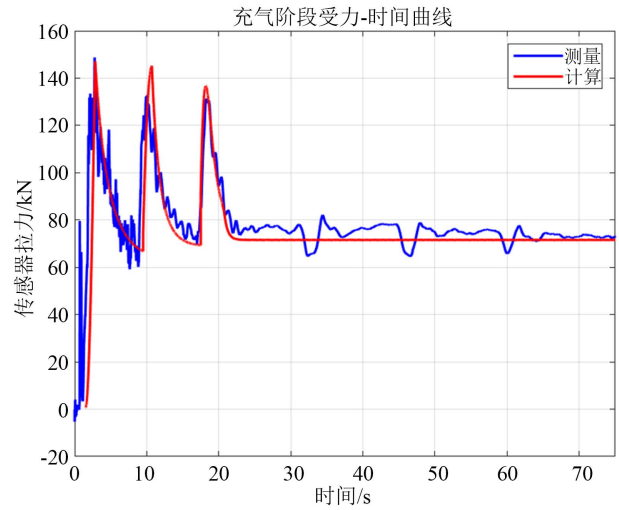


Figure 15. Parachute inflation overload curve
图 15. 降落伞充气开伞过载

Table 5. Comparison of opening force
表 5. 开伞载荷对比

阶段	测量值/kN	计算值/kN	偏差率
一级收口	148	147	0.6%
二级收口	132	145	9.8%
全展开	131	137	4.6%

5. 结论

本文基于拉力传感器数据融合的载人飞船降落伞充气载荷重建方法，通过建立伞 - 载系统动力学模型，实现了群伞有限质量充气过程的高精度反演。结合群伞系统飞行试验数据，开展了群伞充气参数重

构与动力学建模研究。通过对充气过程的计算与试验数据进行对比分析, 得出如下结论:

1) 基于拉力传感器数据反演得到的阻力面积曲线能够准确反映群伞系统三阶段充气过程的动态特性。优化得到的充气参数与各阶段物理过程相符, 验证了参数重构方法的有效性。

2) 在速度 - 时间、高度 - 时间对比曲线中, 仿真计算结果与试验数据的变化趋势具有良好的一致性。主伞三级展开时刻对应的速度拐点位置准确, 表明模型能够正确反映收口解除对系统动力学特性的影响。

3) 计算得到的开伞动载与拉力传感器实测数据的偏差小于 10%, 载荷曲线的三峰特征与试验数据吻合良好, 计算结果很好地体现了群伞系统的开伞特性。该方法采用多传感器互补测量与自动化参数优化, 显著提升了载荷预测的准确性与仿真效率。

4) 通过计算数据与试验数据的对比, 证明本文建立的充气过程动力学模型的正确性及充气参数的有效性。该方法可为载人飞船降落伞系统的安全评估与性能优化提供可靠的技术手段, 具有重要的工程应用价值。可为载人飞船降落伞系统安全评估与性能优化提供可靠的技术手段, 具有重要的工程应用价值。未来可进一步结合风场修正、伞衣透气性影响等因素, 提升复杂气象条件下的重建精度。

参考文献

- [1] Murphy, K., Brauckmann, G., Bell, J., Rhode, M., Owens, D.B., Wilson, T., *et al.* (2011) Orion Crew Module Aerodynamic Testing. *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, 27-30 June 2011, 3-7. <https://doi.org/10.2514/6.2011-3502>
- [2] Aubuchon, V.V., Owens, D.B., Carvajal, O. and Lumb, S.B. (2017) Dynamic Stability of the Boeing CST-100. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Grapevine, 9-30 January 2017, 8-11. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1399>
- [3] Collins, P., King, A., Mitchell, I., Tutt, B.A. and Starr, K.A. (2022) Lessons Learned during SpaceX Crew Dragon Main Parachute Development and Testing. *26th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, Toulouse, 16-19 May 2022, 6-10. <https://doi.org/10.2514/6.2022-2725>
- [4] 雷江利, 牟金岗, 赵广秀, 等. 新一代载人飞船试验船回收着陆系统任务特点分析[J]. 国际太空, 2020(9): 8-12, 33.
- [5] 荣伟, 王海涛. 航天器回收着陆技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2019: 295-307.
- [6] Lee, C. (1984) Experimental Investigation of Full-Scale and Model Parachute Opening. *8th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference*, Hyannis, 2-4 April 1984, 215-223. <https://doi.org/10.2514/6.1984-820>
- [7] Lee, C., Lanza, J., Buckley, J., Lee, C., Lanza, J. and Buckley, J. (1997) Experimental Investigation of Clustered Parachutes Inflation. *14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*, San Francisco, 3-5 June 1997, 228-230. <https://doi.org/10.2514/6.1997-1478>
- [8] French, K.E. (1963) Inflation of a Parachute. *AIAA Journal*, **1**, 2615-2617. <https://doi.org/10.2514/3.2113>
- [9] Greene, G.C. (1970) Opening Distance of a Parachute. *Journal of Spacecraft and Rockets*, **7**, 98-100. <https://doi.org/10.2514/3.29878>
- [10] Heinrich, H.G. (1972) A Linearised Theory of Parachute Opening Dynamics. *The Aeronautical Journal*, **76**, 723-731. <https://doi.org/10.1017/s0001924000044481>
- [11] Wolf, D. (1974) A Simplified Dynamic Model of Parachute Inflation. *Journal of Aircraft*, **11**, 28-33. <https://doi.org/10.2514/3.60317>
- [12] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 低密度大气中降落伞开伞动载的研究[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(4): 7-11.
- [13] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 大气密度对降落伞充气性能的影响[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(3): 11-16.
- [14] 贾华明, 李健. 收口十字形降落伞充气过程动力学建模与仿真[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(5): 16-23.
- [15] 贾华明, 王文强, 刘乃彬, 等. 基于伞载多体动力学的降落伞开伞过程研究[J]. 载人航天, 2023, 29(1): 36-42.
- [16] Xing, X., Li, F., Chen, X., Xun, Y., Guo, Y. and Wei, Q. (2020) Research on the Inflation Process of the Drag Parachute in the Landing of First-Stage Booster and Its Key Parameters. *2020 Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, Hefei, 22-24 August 2020, 5057-5062. <https://doi.org/10.1109/ccdc49329.2020.9163957>
- [17] 王海涛, 雷江利, 荣伟. 群伞减速系统刚柔耦合动力学建模与分析[J]. 航空学报, 2025, 46(1): 106-120.
- [18] Ray, E. (2013) Reconstruction of Orion EDU Parachute Inflation Loads. *AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference*, Daytona Beach, 25-28 March 2013, 3-10. <https://doi.org/10.2514/6.2013-1260>

- [19] Ray, E. (2019) Updated Reconstruction Methods for Modeling Orion Parachute Loads. *AIAA Aviation 2019 Forum*, Dallas, 17-21 June 2019, 4-9. <https://doi.org/10.2514/6.2019-3143>
- [20] Cockrell, D.J. and Doherr, K.F. (1981) Preliminary Consideration of Parameter Identification Analysis from Parachute Aerodynamic Flight Test Data. *7th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference*, San Diego, 21-23 October 1981, 78-81. <https://doi.org/10.2514/6.1981-1940>