

环帆伞可操纵特性仿真与试验研究

黄云尧¹, 武士轻^{2,3}, 王永滨^{2,3}, 张扬^{1,3}

(1.南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2.北京空间机电研究所, 北京 100094; 3.中国航天科技集团有限公司 航天进入减速与着陆技术实验室, 北京 100094)

摘 要:为了研究环帆伞的可操纵特性,采用数值仿真与风洞试验相结合的手段分析了 2 种不同的操纵方式对环帆伞气动和滑翔性能的影响。第一种操纵方式为通过改变其中 1 组伞绳长度对环帆伞进行拉偏操作,第二种操纵方式为改变控制伞绳的长度使环帆伞呈收口状。数值仿真采用 ALE (arbitrary Lagrangian-Eulerian) 流固耦合方法,并进行了相应的风洞试验。结果表明:拉偏操作能够有效地改变环帆伞的阻力系数,且在一定长度范围内,随着拉偏伞绳长度缩短,阻力系数明显减小,同时相较于未经过操纵操作的环帆伞,滑翔比最大提升幅度可达 80% 以上,具备一定的滑翔能力;收口操作对环帆伞的阻力特征影响较为显著,且控制伞绳长度越小,收口幅度越大,阻力特征越小,但相较于未经过操纵操作的环帆伞,滑翔比最大提升幅度仅为 10% 左右。风洞试验和数值仿真结果的对比显示,阻力系数和阻力特征曲线的变化趋势基本一致,且两者的相对误差在 20% 以内,验证了仿真方法的可靠性。

关 键 词:环帆伞;数值模拟;风洞试验;气动性能;滑翔性能

中图分类号:V445

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)06-1021-09

环帆伞因具有优越的开伞性能、强大的抗损性、高可靠性、高风阻系数和良好的稳定性,在各种飞船的回收着陆任务中被广泛使用^[1],是航天器降落伞中的首选伞型^[2]。此外,降落伞的面积也随着大质量物体减速回收需求的增加而增大。我国的“神舟十四号”飞船的回收主伞采用的就是单个名义面积达到了 1 200 m² 的环帆伞。在降落伞减速回收技术方面,目前主要通过 2 种方案实现大载重航天器伞系减速系统的需求:一种是通过增大降落伞的阻力面积提高减速能力;另一种是通过增加降落伞的数量,采取多个合适大小单伞组合的方式来提高减速能力的群伞技术^[3]。例如,“猎户座”飞船^[4]和欧文公司为波音公司提供的降落伞回收系统^[5]采用的就是 3 个环帆伞组成群伞。

近年来,随着技术的发展,国内外已有诸多的研究团队利用数值模拟技术对环帆伞结构形状以及透气性能进行研究。Tezduyar 等^[6]将环帆伞伞衣划分为 12 个不同位置的同心圆区域,利用局部变化的织物透气性模拟整个环帆伞的透气性,从而实现织物透气性与结构透气性统一,该方法有助于减少环帆伞这一复杂伞型数值计算所需的网格数量。Takizawa 等^[7]分析了 3 种环帆伞设计构型的性能,结果表明移除靠近伞衣底部的帆能有效提高环帆伞的静稳定性。Yu 等^[8]建立了有详细结构的星形折叠环帆伞模型,并采用简化的拉格朗日(S-ALE)方法模拟了折叠环帆伞的充气过程。甘小娇^[9]、高畅等^[10]探究了结构参数及织物透气性对环帆伞稳降阶段气动性能的影响。包文龙等^[11]探究了开“窗”位置和数量对环帆伞伞衣外形、气动特性参数、摆动角度的影响。

为了拓宽降落伞的应用范围,通常可以采用调整伞绳长度^[12-13]、改变伞衣几何形状^[14-17]、加装排气扰流板^[18]等手段使降落伞具备一定的可操纵性和滑翔能力。然而,目前这部分研究主要针对传统

收稿日期:2023-10-07

基金项目:航天科技集团航天进入减速与着陆技术实验室开放基金(EDL19092128)与航空工业气动院重点实验室基金(YL2022XFX0409)资助

作者简介:黄云尧(1997—),硕士研究生

通信作者:张扬(1987—),副研究员 e-mail:zhy@nuaa.edu.cn

十字伞。相比十字伞,环帆船的应用前景更为广泛。比如,为了使探测器精确着陆在特定地点附近,美国火星技术项目组研究了基于环帆船的精确空投技术,试验采用低成本可控空投系统中应用到的方法,将环帆船伞绳分为 4 组,对应 4 个象限,通过控制器对象限中的伞绳长度进行调整,达到操纵环帆船朝相应象限方向滑翔的作用^[19]。但总体上国内外针对环帆船可操纵性能的研究仍较为罕见,因此对其展开可操纵性研究,对拓展其应用范围具有十分重要的意义。本文将采用数值仿真与风洞试验相结合的方式,研究伞绳拉偏和伞绳收口 2 种不同的操纵方式对环帆船气动性能和滑翔性能的影响。

1 数值仿真

1.1 控制方程

本文借助任意拉格朗日-欧拉(ALE)求解模块^[20]模拟环帆船的充气过程。其中流场的控制方程为^[21]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho \frac{\partial v_i}{\partial x_i} + c_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\rho \frac{\partial v_i}{\partial t} + \rho c_i \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = \sigma_{ij,j} + \rho b_i \tag{2}$$

式中: $i, j = 1, 2, 3$, ρ 为流体密度; v_i 为速度; c_i 为 i 方向相对速度; b_i 为单位体积力; x_i 为 i 方向欧拉坐标; $\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \mu(v_{i,j} + v_{j,i})$, 表示应力张量,其中 p 为压强, μ 为动态黏性系数, δ_{ij} 表示 Kronecker δ 函数。

结构的控制方程为

$$\rho_s \frac{d\mathbf{w}}{dt} = \sigma_{ij,j} + \rho_s \mathbf{b}_i \tag{3}$$

式中: ρ_s 为结构密度; $\mathbf{w}$ 为结构的速度矢量。

采用流固耦合算法模拟问题时,往往要对 Lagrange 算法中的固体结构进行约束,将固体结构的相关参数传递给流体单元。在 LS-DYNA 中数值模拟降落伞充气过程时,固体结构的主要约束方法是罚函数耦合约束^[22]。罚函数耦合系数追踪拉格朗日节点(结构,即从物质)和欧拉流体(主物质)位置间的相对位移 d ,检查每一个从节点对主物质表面的贯穿,如果从节点不出现贯穿,就不进行任何操作;如果发生从节点对主物质表面的贯穿,界面力 F 就会分布到欧拉流体的节点上。界面力的大小与发生的贯穿数量呈正比^[22],即

$$F = k_i d \tag{4}$$

式中, k_i 表示刚度系数。

1.2 计算设置

1.2.1 几何模型与网格划分

本文所采用的环帆船共有 16 个伞衣幅,单个伞衣幅的结构如图 1 所示,由上四环和下四帆组成,具体结构尺寸如表 1 所示。

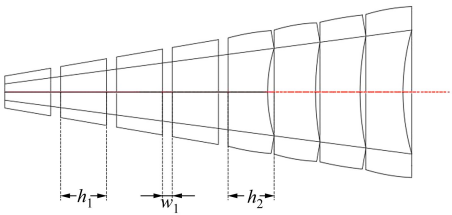


图 1 环帆船伞衣平面结构图

表 1 环帆船主要结构尺寸

参数	值	参数	值
名义面积 A_0/m^2	7	环缝宽 w_1/m	0.017
环片高 h_1/m	0.18	帆片高 h_2/m	0.18

为了便于确定环片与帆片的相对位置,以及避免环片、帆片因初始折叠对环帆船成型产生的不利影响,本文采用初始状态为完全张开形状的环帆船,环帆船的三维模型如图 2 所示。

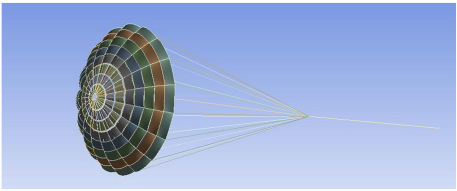


图 2 环帆船模型

环帆船结构的环片和帆片并非直接相连,而是通过一系列的加强带进行连接,加强带分为 2 种:①径向加强带,沿环帆船的径向,用于连接环片和帆片;②周向加强带,沿环片、帆片的边缘连接,用于稳定环帆船的形状。加强带的形状及位置如图 3 所示。

伞衣表面网格为三角形网格。流场计算域采用渐进网格,从环帆船至远场逐渐稀疏,流场网格尺寸为 $4.5D_0 \times 3D_0 \times 3D_0$ (其中 D_0 为环帆船名义直径),如图 4 所示,流体域入口采用速度入口边界条件,其他壁采用无反射边界条件。

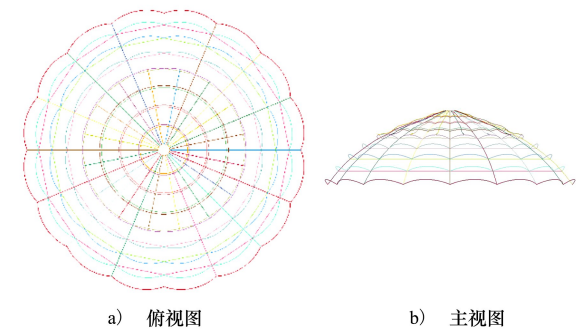


图 3 加强带位置分布

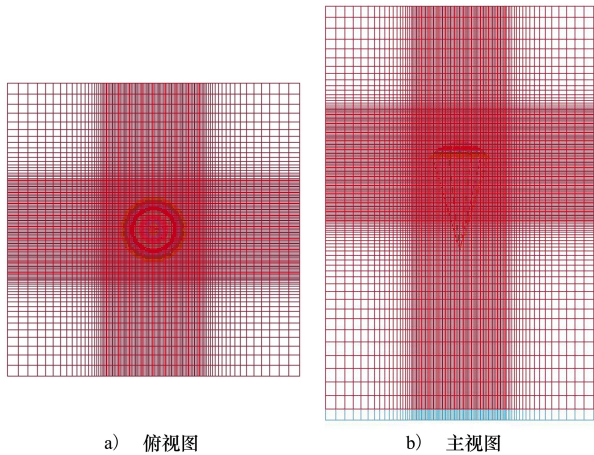


图 4 流体域网格模型

1.2.2 基本假设

考虑到环帆船复杂的气动特性,提出如下的基本假设:

- 1) 环帆船连接的有效舱体载荷简化为固定在入口边界的约束点;
- 2) 进口流体被认为是一种稳定的不可压缩理想流体,入口边界处的流速是恒定的,流体域的其余边界采用无反射边界来模拟风洞空间。

1.2.3 材料和单元设置

环帆船的环片和帆片采用 2 种不同材料,厚度分别为 0.15 和 0.1 mm,采用 Ergun 公式对 2 种材料的透气性进行描述。

$$\Delta p = (av_q + bv_q^2)e \tag{5}$$

式中: a, b 分别为描述织物透气性的黏度系数和惯性系数,通过试验获得; e 为伞衣厚度; v_q 为透过伞衣的气流速度; Δp 为伞衣织物的试验压差。

经过实验测得 2 种织物材料的黏性系数和惯性系数分别为:

环片

$$a = 6.845 \times 10^5 \text{ kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$$

$$b = 1.297 \times 10^5 \text{ kg}/\text{m}^4$$

帆片

$$a = 1.864 \times 10^6 \text{ kg}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$$

$$b = 2.673 \times 10^6 \text{ kg}/\text{m}^4$$

在 LS-DYNA 中,透气性参数通过关键字 * CONSTRAINT_LAGRANGE_IN_SOLID 中 a_1 和 b_1 设置,算法选择适合降落伞的 ctype11 算法^[22]。

环帆船的环片、帆片的材料可以通过 LS-DYNA 材料库中的织物材料(FABRIC)实现较好模拟。

伞绳以及加强带通过可以模拟弹性绳的 CABLE_DISCRETE_BEAM 材料来定义。

环片和帆片采用薄壳单元的膜结构算法(Be-lytschko-Tsay membrane)模块进行模拟。

伞绳和加强带单元采用离散梁/绳单元算法(discrete beam/cable),定义伞绳和加强带的面积。

流体采用空材料(NULL)进行材料属性赋值,其压强、密度关系由状态方程(EOS_LINEAR_POLYNOMIAL)来描述。

流体单元采用 solid 单元算法,流场分为流体域及入口,流场单元算法设置为单点多物质耦合的 ALE 算法,入口和流体域的两部分单元分别定义。

通过 * CONTACT_AIRBAG_SINGLE_SURFACE 处理环帆船环片和帆片的自身接触问题。

2 风洞试验

风洞试验工况:空气密度为 $1.29 \text{ kg}/\text{m}^3$,风速为 20 m/s 。采用的装置如图 5 所示。

环帆船的载荷端同各固定支架固定,在固定端通过传感器测量环帆船的受力情况,左侧通过支架固定环帆船释放位置,试验开始时,气流从右端流入,待气流与环帆船接触稳定后,撤去支架,通过高速摄像机记录环帆船的充气过程,用拉力传感器记录稳定后环帆船的受力情况,稳定成型的环帆船形状如图 6 所示。

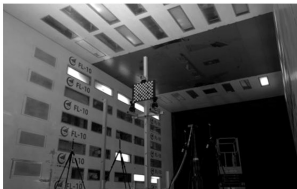


图 5 风洞试验装置图



图 6 风洞试验中的环帆船

3 环帆船操纵方式设置

3.1 伞绳拉偏

风洞试验中,环帆船的伞绳一共 16 根,分为 4 组;试验通过调整其中 1 组伞绳的长度实现对环帆船的操纵,从而改变环帆船的阻力特性。数值仿真采用等效的方式达到对伞绳的操控作用,具体操作为:设置 16 根伞绳,分为 4 组,将其中 1 组伞绳设置为试验组,其余 3 组为对照组,对试验组的伞绳初始长度进行设置,使其不同于其余 3 组伞绳长度,试验组伞绳的长度设置为风洞试验中对伞绳进行拉偏操作后的长度。

根据伞绳缩短长度的不同,试验和仿真将各进行 6 组试验,a 组试验组伞绳与对照组伞绳长度相同,b,c,d,e,f 组试验组伞绳长度与对照组分别相差 0.2,0.4,0.6,0.8,1.0 m。具体设置如表 2 所示。

表 2 伞绳拉偏工况

序号	伞绳缩短长度/m	来流速度/(m·s ⁻¹)
a	0	20
b	0.2	20
c	0.4	20
d	0.6	20
e	0.8	20
f	1.0	20

3.2 伞绳收口

风洞试验中收口试验主要采用图 7 所示双环单路控制技术^[23]:在环帆船最外侧帆片上围绕 2 组伞绳,2 组收口伞绳呈半圆状环路,通过 1 根操纵伞绳与控制器相连,当控制器对操纵伞绳进行操纵时,2 个环以类似于袋拉绳系统的方式收缩伞衣,使环帆船达到收口的目的。

数值仿真采用图 8 所示中心回路控制技术^[27]进行等效处理:环帆船的最外侧帆片有 1 组伞绳称为收口绳,收口绳在伞衣中心处交汇并通过 1 根操纵伞绳与控制器连接,通过控制器操纵操纵伞绳缩放拉动收口绳对环帆船的最外侧帆片进行操控达到操控环帆船收口的作用。

在仿真中,经过多次测试发现,由于初始模型的伞衣张开幅度较大,最底层帆片的间距大于环帆船实际成型时的间距,如果在初始模型的基础上建立

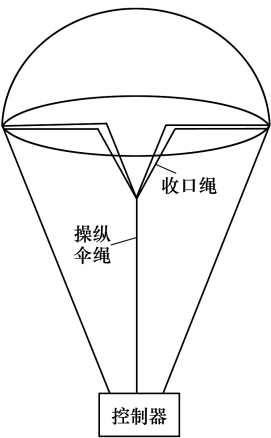


图 7 收口绳操纵双环单路控制示意图

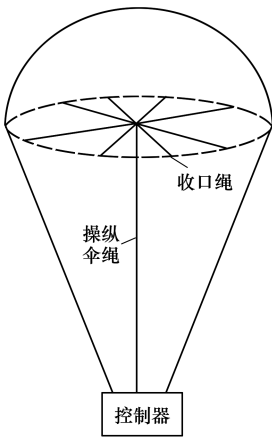


图 8 收口绳操纵中心回路控制示意图

双回路收口伞绳,会导致实际收口伞绳的长度远大于环帆船成型后最底层帆片间距,收口绳并未张紧,未达到控制环帆船收口的目的。故在经过多次测试后,选取未添加收口绳的环帆船进行预成型计算,待到环帆船完全成型后,将模型导出,此时环帆船最底层帆片间距与实际试验中的环帆船最底层间距相同,在此基础上,设置中心回路控制伞绳进行操控操作,达到与风洞试验中的收口操作等效的目的。

操纵伞绳长度即为图 7~8 中收口绳交汇点到控制器的长度,操纵伞绳的长度越短,表明收口程度越大。根据操纵伞绳长度的不同,试验和仿真将分为 4 组进行,其操纵伞绳分别长度分别为 3.0,2.5,2.0,1.5 m。具体设置如表 3 所示。

表 3 伞绳收口工况

序号	操纵伞绳长度/m	来流速度/(m·s ⁻¹)
g	3.0	20
h	2.5	20
i	2.0	20
j	1.5	20

4 结果及讨论

降落伞在空气中运动产生的阻力大小和运动速度、空气密度、物体形状、尺寸等因素有关,可用(6)式表示^[24]。

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho v^2 A$$

(6)

式中: C_D 为阻力系数; A 为特征面积, 一般有 2 种选取方式: 一种是选取降落伞的名义面积 A_0 作为特征面积, 另一种是选取伞衣的最大投影面积 A_l 作为特征面积。在特殊情况下(如收口伞衣的“灯泡”状态)不宜选用特征面积, 而是采用阻力系数与特征面积的乘积阻力特征($C_D A$)来描述降落伞运动过程中受到空气阻碍的程度。

在本文中, 环帆伞伞绳拉偏试验和仿真采用阻力系数描述气动性能, 在环帆伞收口试验和仿真中进行过收口操作, 不宜选用特征面积, 因此收口试验和仿真采用阻力特征描述环帆伞的受阻碍程度。

4.1 环帆伞拉偏试验与仿真结果分析

选取如图 9 所示的部分试验结果和仿真结果进行对比分析。

如图 9 所示, 可以看到随着伞绳进行拉偏操作, 环帆伞有明显的变形现象, 且随着试验组伞绳缩短程度加大, 变形幅度增大。图 9 中风洞试验与数值仿真的环帆伞外形基本吻合, 验证了数值仿真等效方法的有效性。

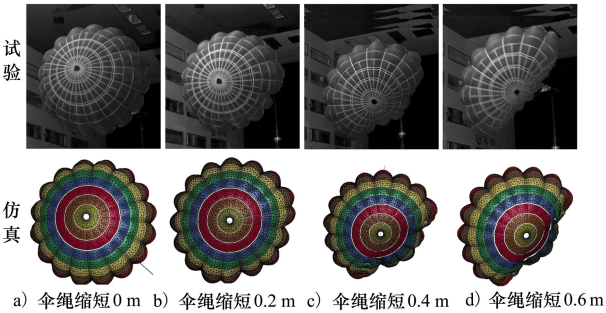


图 9 环帆伞拉偏试验与仿真对比

如图 10~11 所示, 环帆伞稳定成型后, 由于伞绳长度发生变化, 气流经过环帆伞时产生了非对称力, 使得环帆伞相对于伞绳交汇的中心点逐渐发生偏移, 产生滑翔行为。

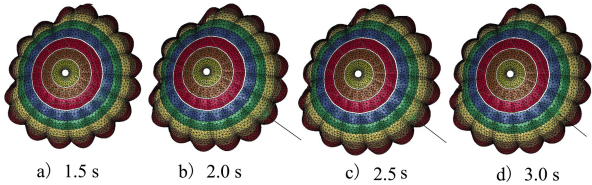


图 10 b 组环帆伞变化情况

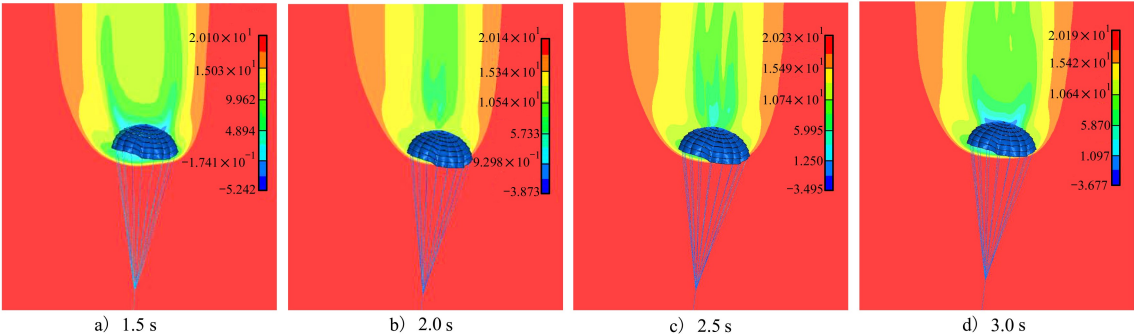


图 11 b 组环帆伞速度云图

从图 12 中可以看出, 环帆伞的滑翔比在一定范围内随着伞绳缩短的长度增加而逐渐增大, 且增大

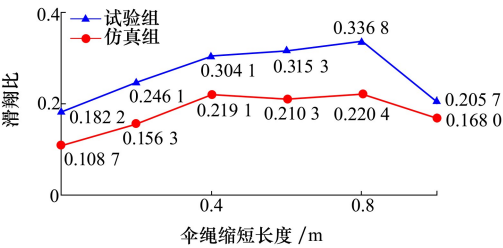


图 12 拉偏操作试验与仿真滑翔比

幅度较为明显。相较于未对环帆伞进行拉偏操作的 a 组而言, 滑翔比最大提升幅度为 80% 以上, 表明伞绳拉偏操作也会对环帆伞的滑翔特性产生较为显著的影响。对比风洞试验和数值结果可知, 两者曲线趋势基本一致。

如图 13 所示, 随着伞绳长度的缩短, 环帆伞的投影面积减小, 阻力系数也减小, 表明拉偏对环帆伞的阻力特征有较为明显的影响。对比试验组和仿真组数据可知, 阻力系数曲线趋势基本一致, 各组间的阻力系数误差在 10% 以内。

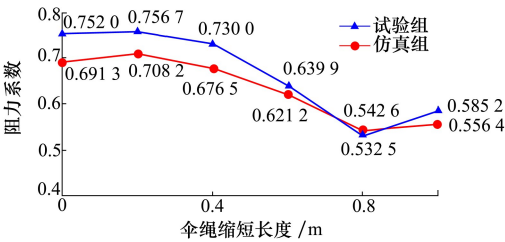


图 13 拉偏操作试验与仿真阻力系数

值得一提的是,风洞试验与数值仿真方法并不完全等效。风洞试验中控制器对环帆伞伞绳进行实时操控,而数值仿真中的等效方法是在仿真开始前对环帆伞伞绳进行长度调整,且在风洞试验及实际应用中存在外界环境因素的干扰,也会使得试验与仿真结果产生一定的差异。但阻力系数对比图拟合较好,且曲线变化趋势基本一致,误差在可接受范围内,验证了数值仿真的准确性。

4.2 环帆伞伞绳收口试验与仿真结果分析

收口操作控制在仿真开始 0.5 s 后进行,成型稳定后的风洞试验和数值仿真结果如图 14 所示。

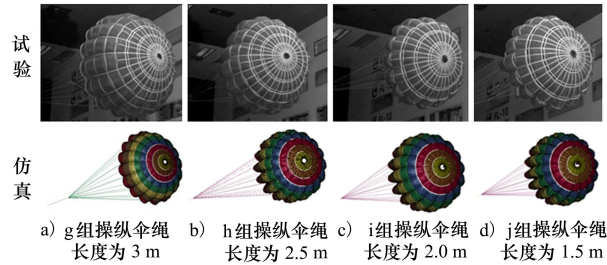


图 14 环帆伞收口试验与仿真对比图

如图 14 所示,风洞试验和数值仿真的 2 种操控

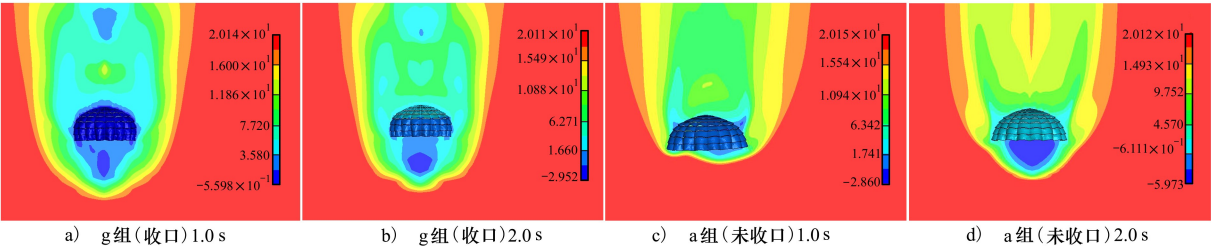


图 16 有无收口操作环帆伞速度云图对比

如图 17 所示,对比未对环帆伞进行拉偏操作的 a 组滑翔比数据(见图 12 伞绳缩短长度为 0 时),滑翔比提升最大幅度仅为 10%,表明对环帆伞进行收

口操作,并未能有效地增加环帆伞的滑翔比,对环帆伞滑翔特性的影响较小。

方式都对环帆伞外形变化产生了较为显著的影响,都能控制环帆伞最底层的帆片进行收口操作,且风洞试验与数值仿真中,环帆伞的外形变化基本一致,验证了操控方式的有效性。

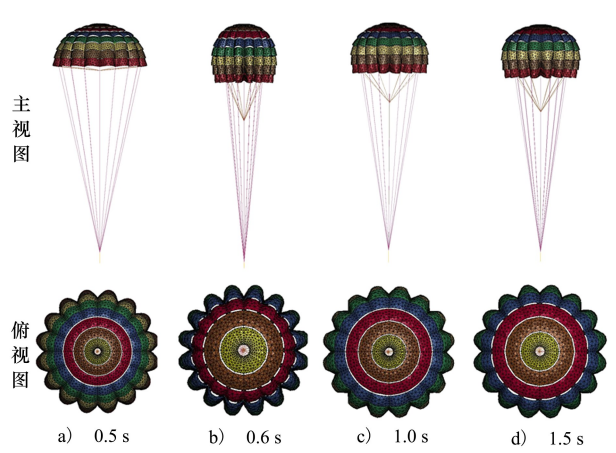


图 15 g 组环帆伞主视图和俯视图

记录对比有无收口操作的环帆伞速度云图,如图 16 所示。可以看到有收口操作的环帆伞在进行收口操作后,环帆伞伞衣底边向内收缩,此时环帆伞最底部帆片半径小于环帆伞的最大半径,导致气流在流入环帆伞时有短暂聚集,产生明显的涡流聚集现象,且涡流呈球状,与周围气流有着较为明显的层次区分,而未进行收口操作的环帆伞底层气流较为均匀,没有此现象。

口操作,并未能有效地增加环帆伞的滑翔比,对环帆伞滑翔特性的影响较小。

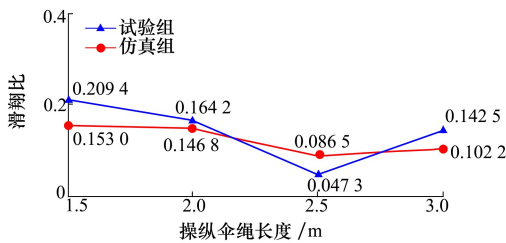


图 17 收口操作试验与仿真滑翔比

如图 18 所示,随着操纵伞绳长度的缩短,收口效果更加明显,阻力特征减小。图 18 中风洞试验和数值仿真的阻力特征最大组误差在 20% 以内。

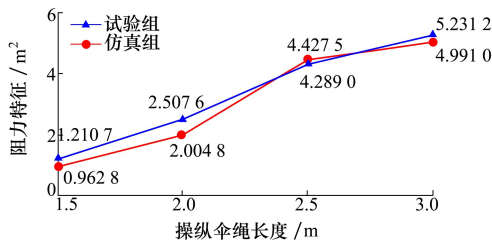


图 18 收口操作试验与仿真阻力特征

2 种等效收口操纵方式的本质都是通过改变环帆船的最大投影面积来改变环帆船的阻力特征,且 2 种方式对环帆船阻力特征的影响变化趋势基本一致,误差在可接受范围内。但两者的滑翔比曲线变化趋势有一定的差异,由于仿真采用的中心回路操纵方式中收口绳与操纵绳为多组伞绳对称交汇,而试验采用的双环单路操纵方式中仅收口绳和控制伞绳之间的环路相连,具有一定的非对称性。因此,当外界环境因素产生沿非对称方向干扰时,会对环帆

伞的滑翔趋势产生一定影响,2 种操纵方式的滑翔比会存在一定差异。但对比未经过操控操作的 a 组环帆船的滑翔比,2 种方式对滑翔比的提升幅度均较小。

5 结 论

本文采用数值模拟与风洞试验结合的手段研究了 2 种不同的操纵方式对环帆船气动特性的影响。试验和仿真结果表明:

- 1) 通过伞绳拉偏操作能够有效地影响到环帆船的阻力系数,且在一定范围内,阻力系数随着拉偏伞绳的缩短而明显减小。同时与未进行操纵操作的环帆船相比,滑翔比最大提升幅度可达 80% 以上,具备一定的操纵环帆船滑翔的潜力。
- 2) 通过操纵伞绳进行收口操作能够有效地改变环帆船的阻力特征,随着环帆船收口幅度增大,环帆船的阻力特征明显减小,收口操作对环帆船滑翔特性的影响较小,与未进行操纵操作的环帆船相比,滑翔比最大提升幅度仅为 10% 左右。

3) 风洞试验和数值仿真结果的对比显示,阻力系数和阻力特征曲线的变化趋势基本一致,且两者的相对误差在 20% 以内,验证了仿真方法的有效性和可行性。

需要说明的是,本文数值仿真采用的操纵手段为近似等效手段,与风洞试验中采用控制器对伞绳进行动态操纵的手段并不完全一致,因此存在一定的误差。后续研究将对操控方式进行优化和改进,以进一步减小误差。

参考文献:

[1] 雷江利, 荣伟, 贾贺, 等. 国外新一代载人飞船减速着陆技术研究[J]. 航天器工程, 2017, 26(1): 100-109
LEI Jiangli, RONG Wei, JIA He, et al. Research on descent and landing technology for new generation manned spacecraft[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(1): 100-109 (in Chinese)

[2] MACHIN Ricardo, STEWART Christine, EVANS Carol, et al. Human rating the orion parachute system[C]//21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2011

[3] 贾华明, 杨霞, 李少腾, 等. 环帆船技术与发展综述[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(3): 41-51
JIA Huaming, YANG Xia, LI Shaoteng, et al. Overview of the technology and development of ringsail parachute[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2021, 42(3): 41-51 (in Chinese)

[4] TAYLOR Anthony, DELURGIO Phillip. An overview of the landing system for the K-1 launch vehicle, parachutes and airbags [C]//14th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1997

[5] TAYLOR Anthony P, SINCLAIR Robert, ALLAMBY Richard, et al. Design and testing of the Kistler landing system parachutes [C]//15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1999

- [6] TEZDUYAR T E, BEHR M, LIOU J. A new strategy for finite element computations involving moving boundaries and interfaces—the deforming-spatial-domain/space-time procedure: I. The concept and the preliminary numerical tests[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1992, 94(3): 339-351
- [7] TAKIZAWA K, SPIELMAN T, TEZDUYAR T E. Space-time FSI modeling and dynamical analysis of spacecraft parachutes and parachute clusters[J]. *Computational Mechanics*, 2011, 48(3): 345-364
- [8] YU L, CHENG H, ZHAN Y N, et al. Study of parachute inflation process using fluid-structure interaction method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(2): 272-279
- [9] 甘小娇. 环帆伞结构透气量对气动性能的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015
GAN Xiaojiao. Effect of ringsail parachute structure permeability on aerodynamic performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese)
- [10] 高畅, 李岩军, 余莉, 等. 帆片结构张满度变化对环帆伞气动性能的影响[J]. *清华大学学报*, 2023, 63(3): 322-329
GAO Chang, LI Yanjun, YU Li, et al. Effect of sail fullness on the aerodynamic performance of ringsail parachutes[J]. *Journal of Tsinghua University*, 2023, 63(3): 322-329 (in Chinese)
- [11] 包文龙, 贾贺, 薛晓鹏, 等. 开“窗”结构对环帆伞稳态气动性能的影响[J]. *航天返回与遥感*, 2022, 43(1): 1-11
BAO Wenlong, JIA He, XEU Xiaopeng, et al. The influence of the "windows" structure on the steady-state aerodynamic performance of ringsail parachute[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2022, 43(1): 1-11 (in Chinese)
- [12] NOETSCHER Gregory, ROSE Terence M, BERGERON Keith. Modeling and experimental efforts towards robust low-cost cruciform canopy control[C]//AIAA Aviation 2019 Forum, 2019
- [13] FIELDS T D, YAKIMENKO O A. Development of a steerable single-actuator cruciform parachute[J]. *Journal of Aircraft*, 2018, 55(3): 1041-1049
- [14] 黄云尧, 武士轻, 张扬. 几何形状对十字伞充气 and 滑翔性能的影响[J]. *航天返回与遥感*, 2022, 43(5): 48-58
HUANG Yunyao, WU Shiqing, ZHANG Yang. Effects of geometry on the inflation and gliding performance of cruciform parachutes[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2022, 43(5): 48-58 (in Chinese)
- [15] POTVIN Jean, PAPKE Jason, BRIGHTON Eric. Glide performance study of standard and hybrid cruciform parachutes[C]//17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2003
- [16] HERRINGTON S M, RENZELMAN J T, FIELDS T D, et al. Vertical wind-tunnel testing of steerable cruciform parachute system[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2): 747-757
- [17] HERRINGTON Shawn M, SACKETT Tim, FIELDS Travis. Experimental investigation into the effects of geometry on the glide performance of cruciform parachutes[C]//AIAA Aviation 2019 Forum, 2019
- [18] FAGLEY Casey P, SEIDEL Jurgen, MCLAUGHLIN Thomas E. Computational study of air drop control mechanisms for cruciform parachutes[C]//24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 2017
- [19] TAYLOR A P, MCKINNEY J, BROWN G. Mars guided parachute system, a status report may 2007[C]//19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 2007
- [20] GAO X, ZHANG Q, TANG Q. Numerical modelling of Mars supersonic disk-gap-band parachute inflation[J]. *Advances in Space Research*, 2016, 57(11): 2259-2272
- [21] 李裕春, 时党勇, 赵远, 等. ANSYS 10.0/LS-DYNA 基础理论与工程实践[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2006
LI Yuchun, SHI Dangyong, ZHAO Yuan, et al. ANSYS11.0/LS-DYNA foundation theory and engineering practice[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2006 (in Chinese)
- [22] 贾贺, 荣伟, 陈国良. 基于 LS-DYNA 软件的降落伞充气过程仿真研究[J]. *航天器环境工程*, 2010, 27(3): 367-373
JIA He, RONG Wei, CHEN Guoliang. The simulation of parachute inflation process based on LS-DYNA[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2010, 27(3): 367-373 (in Chinese)
- [23] FIELDS T D. Evaluation of control line reefing systems for circular parachutes[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(3): 855-860
- [24] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997
WANG Lirong. The theory and application of parachute[M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1997 (in Chinese)

Numerical and experimental investigation of the steering performance of a ringsail parachute

HUANG Yunyao¹, WU Shiqing^{2,3}, WANG Yongbin^{2,3}, ZHANG Yang^{1,3}

(1.College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2.Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China;
3.Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology, CASC, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to investigate the steering performance of the ringsail parachute, the effect of two different steering approaches on the aerodynamic and gliding characteristics of a ringsail parachute is analyzed by using the numerical simulation and wind tunnel test. The first steering approach is to make ringsail parachute drift off course by changing the length of the suspension lines, while the second one is to make ringsail parachute close up by changing the length of the reefing control lines. Numerical simulation is performed using the arbitrary Lagrangian-Eulerian fluid-structure interaction method, and the corresponding wind tunnel test is conducted to compare with the results of numerical simulation. The results show that the first steering approach can effectively change the drag coefficient of the ringsail parachute, i.e., the drag coefficient is greatly reduced as the length of the suspension lines is shortened, and in the meanwhile, compared with the non-steering ringsail parachute, the improvement of the gliding ratio can be up to 80%, which demonstrates the benefits for the gliding ability; While the second steering approach has an significant impact on the drag characteristics of the ringsail parachute, i.e., as the length of reefing control lines is shortened, the reefing effect is enhanced and the drag characteristics is reduced, whereas compared with the non-steering ringsail parachute, the improvement of the gliding ratio only reaches up to 10%, which demonstrates that the reefing control has little effect on the gliding performance. Comparison between the results obtained by the wind tunnel test and numerical simulation shows that the trend of drag coefficient and drag characteristic curves are basically consistent, and the relative error between them is within 20%, indicating the reliability of the numerical method.

Keywords: ringsail parachute; numerical simulation; wind tunnel test; aerodynamic performance; gliding performance

引用格式:黄云尧, 武士轻, 王永滨, 等. 环帆船可操纵特性仿真与试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(6): 1021-1029
HUANG Yunyao, WU Shiqing, WANG Yongbin, et al. Numerical and experimental investigation of the steering performance of a ringsail parachute[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(6): 1021-1029 (in Chinese)