



翼伞后缘偏转过程的流固耦合动力学特性

高兴龙 陈钦 张青斌 李志辉

Fluid-structure interaction dynamic characteristics of parafoil under trailing-edge deflection

GAO Xinglong, CHEN Qin, ZHANG Qingbin, LI Zhihui

引用本文:

高兴龙, 陈钦, 张青斌, 等. 翼伞后缘偏转过程的流固耦合动力学特性[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5): 68–75. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0397

GAO Xinglong, CHEN Qin, ZHANG Qingbin, et al. Fluid-structure interaction dynamic characteristics of parafoil under trailing-edge deflection[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(5): 68–75. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0397

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0397>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于浸润边界-格子波尔兹曼通量求解器的柔性结构流固耦合数值模拟

Fluid-structure interaction simulation for elastic structures based on immersed boundary-lattice Boltzmann flux solver

空气动力学学报. 2019, 37(5): 705–714 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0167>

空间再入充气结构的流固及热固单向耦合研究

One way fluid-structure and thermo-structure interaction on an inflatable space re-entry aeroshell

空气动力学学报. 2018, 36(6): 1061–1070 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0033>

高压捕获翼构型跨声速流动特性初步研究

Preliminary study on transonic flow characteristics of a high-pressure capturing wing configuration

空气动力学学报. 2020, 38(3): 441–447 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2019.0075>

合成双射流控制水下圆柱绕流流动分离数值模拟研究

Numerical study on flow separation of underwater cylinder with dual synthetic jets actuator

空气动力学学报. 2020, 38(2): 254–259, 267 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0224>

机器学习辅助湍流建模在分离流预测中的应用

Application of machine learning assisted turbulence modeling in flow separation prediction

空气动力学学报. 2021, 39(2): 23–32 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0155>

高超声速飞行器体襟翼局部分离流动数值研究

Numerical study on local separation flow over body flaps of hypersonic vehicle

空气动力学学报. 2017, 35(4): 510–515 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0192>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com
网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2023)05-0068-08

翼伞后缘偏转过程的流固耦合动力学特性

高兴龙¹, 陈 钦^{1,*}, 张青斌², 李志辉¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000;

2. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘要:深入研究翼伞后缘偏转过程的气动与结构耦合动力学问题是解决大型翼伞精确空投系统机动转弯和雀降等操作纵动作设计分析的重点内容。首先基于 ALE 算法和罚函数耦合方法对翼伞后缘偏转过程进行流固耦合动力学建模, 之后基于结构化的 ALE 求解方法和瞬态非线性求解器对翼伞三维模型的单个气室后缘偏转进行仿真验证, 预测了后缘偏转运动引起的周围流场流动分离现象。分别针对翼伞后缘单侧下偏和双侧下偏过程的流固耦合行为进行仿真分析, 获得全时域内翼伞结构场和周围流场特性动态演化结果, 以及翼伞气动性能参数时间历程曲线, 发现了后缘下偏过程的操纵延迟现象。最后通过风洞试验对仿真结果进行验证, 证明了方法的有效性, 为大型冲压翼伞的设计和应用提供理论和技术支撑。

关键词: 翼伞; 流固耦合; 后缘偏转; ALE 方法; 流动分离

中图分类号: V211.3; V445.2+3; V244.21+6 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0397

Fluid-structure interaction dynamic characteristics of parafoil under trailing-edge deflection

GAO Xinglong¹, CHEN Qin^{1,*}, ZHANG Qingbin², LI Zhihui¹

(1. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A deep understanding of the fluid-structure interaction (FSI) problem of the parafoil under trailing-edge deflection is crucial for the maneuvering and landing design of large parafoils' precision airdrop system. Based on the ALE (arbitrary Lagrangian Eulerian) algorithm and the penalty coupling method, the FSI modeling of parafoils under trailing-edge deflection is firstly proposed, then the structured ALE (S-ALE) method and the transient nonlinear dynamics solver are used to simulate a single cell 3D model of the parafoil under trailing-edge deflection, and the flow separation phenomenon due to the trailing-edge deflection is captured. The FSI characteristics of the parafoil under both single and double deflections are simulated and analyzed. The structural and surrounding flow fields evolution in the time domain are obtained, as well as the time history profiles of various parafoil aerodynamics. It is found that there is a delay in the manipulation under trailing-edge deflection. Finally, the simulation results are verified by a wind tunnel test, which suggests the efficiency of our method. The present results provide good support for the design and application of large parafoils.

Keywords: parafoil; fluid-structure interaction; trailing-edge deflection; arbitrary Lagrangian Eulerian method; flow separation

收稿日期: 2021-12-08; 修订日期: 2022-02-09; 录用日期: 2022-02-23; 网络出版时间: 2022-03-18

基金项目: 国家自然科学基金(11902331, 11772353)

作者简介: 高兴龙(1987-), 男, 吉林蛟河人, 副研究员, 研究方向: 气动设计, 多系统动力学. E-mail: gaolinglong@cardc.cn

通信作者: 陈钦(1980-), 男, 副研究员, 研究方向: 风洞设计, 气动优化. E-mail: qchen2015@hotmail.com

引用格式: 高兴龙, 陈钦, 张青斌, 等. 翼伞后缘偏转过程的流固耦合动力学特性[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5): 68-75.

GAO X L, CHEN Q, ZHANG Q B, et al. Fluid-structure interaction dynamic characteristics of parafoil under trailing-edge deflection[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(5): 68-75(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0397

0 引言

翼伞是一种双层结构的柔性矩形翼,上、下翼面用翼型的肋幅分隔成若干气室,翼型前缘开口,在前进飞行中形成“冲压空气”,维持若干个气室的内压以保持翼型^[1]。当翼伞系统需要进行机动转弯和雀降等操纵动作时,会对翼型后缘进行下拉偏转操作来实现。

翼伞后缘偏转的操纵过程会显著改变翼面的整体气动布局,同时需要多根操纵绳精确协同控制,是典型的气动与结构紧耦合问题,涉及到的动力学问题复杂多变。对于翼伞系统操纵过程的动力学机理问题研究一直是降落伞领域的关键技术和热点问题。著名的美国 X-38 太空成员返回飞行器利用翼伞后缘下偏进行减速着陆的操纵,成功实现了太空人员返回安全着陆,是迄今为止世界上最大最先进的翼伞研究项目^[2]。除此之外,比较典型的应用案例有美国研制的联合精确空投系统(joint precision airdrop system, JPADS),该系统是一个高空、全天候、GPS 制导的精确空投系统,包括超轻型和轻型两种布局,前后两者的最大载重量分别约为 998 kg 和 4536 kg,空投精度优于 50~100 m。其他案例还有加拿大的“雪雁”(SnowGoose)侦察系统和“夏尔巴人”(Sherpa)精确空投系统、欧洲的 SLG-Sys 自主滑翔伞降系统等^[2]。

目前对于翼伞后缘偏转的动力学行为研究主要依靠数值仿真和试验,其中数值仿真主要采用流固耦合仿真技术对冲压翼伞动力学行为进行预测。目前国内外专门针对翼伞流固耦合过程的动力学机理研究已经逐渐由传统的完全试验法、半试验半理论法和完全理论法三种手段,转向了基于先进 CFD 和 CSD 方法的大规模并行数值仿真技术。Tang 等^[3]基于 LS-DYNA 软件中的 ICFD 流体求解器和结构求解器仿真计算了翼伞后缘下偏过程的结构变形行为。Tezduyar 所领导的团队基于 DSD/SST 有限元方法开展了冲压翼伞系统的流固耦合计算仿真^[4]。Fogell 等^[5]基于松耦合、利用 CFD 和 CSD 方法对翼伞稳态飞行的充气外形进行流固耦合仿真,研究了翼伞结构变形和周围的流场特性。Altmann^[6]使用势流理论和简化有限元法分析了翼伞的流固耦合问题。近年来,国内专门针对翼伞系统的流固耦合研究也逐渐增多,Nie 和 Cao^[7]基于 Dirichlet/Neumann 迭代方法研究了翼伞充气过程的流固耦合问题,腾海山团队^[8,9]基于 LS-DYNA 求解器对翼伞稳态构型进行了流固耦合仿

真,同时对大型翼伞操纵转弯过程的气动特性进行仿真分析。汪龙芳等^[10]基于索膜有限元模型和 CFD 方法对翼伞稳态飞行的气动变形进行了三维数值模拟,并分析了气室的“鼓包”现象。孙青林等^[11-12]研究了襟翼偏转过程翼伞系统的气动性能变化。郭一鸣等^[13]基于松耦合方法和参数辨识开展了翼伞变形和下偏情况的动力学和气动性能仿真。但是针对翼伞后缘下偏过程的气动与结构耦合动力学特性研究较少,本文分别考虑翼伞后缘偏转过程的非线性气动特性和结构响应行为,采用数值仿真与试验对比的方法深入分析了翼伞单侧和双侧后缘偏转过程的流固耦合动力学特性。

本文基于 Structured ALE(S-ALE)流固耦合方法对翼伞后缘偏转过程进行动力学建模和仿真分析。研究翼伞三维模型后缘偏转过程、伞衣结构场和周围流场的时变演化规律及分布特性,为进一步指导大型翼伞精确空投系统的飞控系统设计和技术应用提供参考。

1 流固耦合建模

1.1 问题描述及假设

本文所研究的翼伞后缘偏转过程是针对充满鼓包状态的翼伞三维模型进行的。翼伞系统包括伞衣、伞绳和挂重载荷,几何模型如图 1 所示。实际流固耦合仿真过程只考虑伞衣结构与流场的双向耦合作用;伞绳在翼伞偏转过程承受拉力,且通过伞绳施加后缘下拉过程的作用力载荷;忽略伞绳与周围流体的耦合作用和绳索的阻尼效应。



图 1 翼伞系统三维几何模型

Fig. 1 3D geometrical model of the parafoil system

1.2 结构动力学

翼伞伞衣为柔性织物结构,一般由透气量极低的抗撕锦丝绸材料制成,本文忽略伞衣织物结构的透气量,则结构域的控制方程可以表示为^[14]:

$$\rho_s \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} = \boldsymbol{\sigma}_s(\mathbf{u}) + \rho_s \cdot \mathbf{f}_s \quad \text{on } \Omega^s \quad (1)$$

其中, ρ_s 为材料密度, $\mathbf{u}$ 为结构质点的速度矢量, $\boldsymbol{\sigma}_s$ 为柯氏应力张量, $\mathbf{f}_s$ 为作用在结构的外部力, Ω^s 代表结构域的速度边界。

1.3 流体动力学

翼伞系统周围流体域的动力学方程为^[15]:

$$\rho_f \left(\frac{\partial \mathbf{u}_f}{\partial t} + \mathbf{u}_f \cdot \nabla \mathbf{u}_f + \mathbf{f}_f \right) - \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}_f = 0 \quad \text{on } \Omega^f \quad (2)$$

$$\nabla \cdot \mathbf{u}_f = 0 \quad \text{on } \Omega^f \quad (3)$$

其中, ρ_f 、 $\mathbf{u}_f$ 分别为密度和速度矢量, $\mathbf{f}_f$ 和 $\boldsymbol{\sigma}_f$ 分别为外部力和应力张量, Ω^f 代表流体域的速度边界。通过引入 ALE 格式, 网格可以自由移动。在参考构型下不可压缩流的 ALE 格式控制方程为:

$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} + (\mathbf{v} - \mathbf{w}) \cdot \nabla \mathbf{v} - \frac{1}{\rho_f} \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} = \mathbf{g} \quad (4)$$

其中, 流体速度 $\mathbf{u}_f = \mathbf{v} - \mathbf{w}$, $\mathbf{v}$ 和 $\mathbf{w}$ 分别为参考构型下的流体质点速度和材料网格点速度, $\mathbf{g}$ 是单位密度的外力矢量。当 $\mathbf{v} = \mathbf{w}$ 时, 公式为拉格朗日形式; 当 $\mathbf{v} \neq \mathbf{w}$ 时, 公式为欧拉格式。同时给出 Dirichlet 和 Neuman 形式的边界条件如下:

$$\begin{cases} \mathbf{v} = \mathbf{g}(t) & \text{on } \partial\Omega_1^f \\ \mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\sigma} = \mathbf{h}(t) & \text{on } \partial\Omega_2^f \end{cases} \quad (5)$$

其中, $\mathbf{n}$ 是法向矢量, $\mathbf{h}$ 为流固耦合边界接触力矢量。

1.4 罚函数法

在翼伞系统的整个后缘偏转过程中, 伞衣结构变形与周围流场变化相互作用, 通过流固耦合界面信息的传递保证相互作用过程的能量守恒。通常有限元模型很难实现流体和结构网格的完全匹配, 本文基于欧拉-拉格朗日描述下的罚函数法进行流体与伞衣结构间节点力信息的传递, 该方法允许非匹配的流体和结构网格^[16]。

流固耦合界面为伞衣织物结构表面, 罚函数的穿透力 $\mathbf{f}_c$ 计算公式为:

$$\mathbf{f}_c^m = k_s \cdot \mathbf{d}^m \quad (6)$$

其中, k_s 代表罚函数的刚度系数; m 为积分时间步; $\mathbf{d}^m$ 代表结构节点在第 m 个时间步进入流体域的穿透深度, 与结构和流场网格节点的相对运动速度有关, 可以在积分过程进行迭代计算。

利用穿透深度和相对运动速度可以在每个时间步内判断穿透是否发生, 若穿透发生则在流固耦合界面上对流场和结构网格节点施加大小相等、方向相反

的作用力, 以满足流固耦合界面的受力平衡:

$$\mathbf{f}_s^m = -\mathbf{f}_c^m \quad (7)$$

假设流体为渗透性介质, 采用显式动力学积分方法对仿真模型进行迭代计算, 从而完成流固耦合信息的关联和传递。

2 仿真方法验证

首先针对翼伞气室单元后缘偏转过程进行仿真计算, 初步验证本文所采用方法的计算收敛性和可行性。建立翼伞气室结构的三维有限元模型, 并在后缘沿操纵绳方向施加下拉载荷。流场域完全包裹结构模型, 流场网格采用结构化网格。为避免因流体和结构单元之间尺寸差异过大而导致显式动力学积分过程可能出现的非物理特征“沙漏现象”, 进而引起计算发散, 流场网格尺寸与结构网格尺寸尽量接近 1:1, 如图 2 所示。

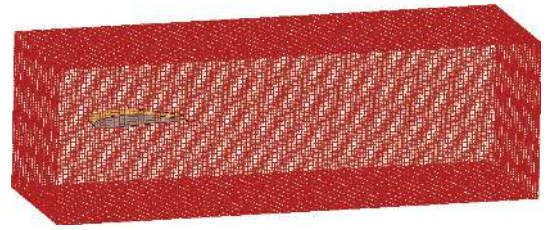


图 2 翼伞气室流固耦合仿真网格模型

Fig. 2 Mesh model of the parafoil cell for the FSI simulation

本文采用 S-ALE 求解方法对流固耦合模型进行仿真计算, S-ALE 方法与传统 ALE 方法的基本理论相同, 均包括了映射过程的对流输运、界面重构和欧拉流场与拉格朗日结构相互作用的流固耦合过程^[17]。不同的是, 在网格的处理方法上, S-ALE 方法采用自动生成网格技术, 即流场网格根据控制点设定的方向、增长率、网格尺寸、网格密度等参数在仿真过程中随着时间步的推进逐渐产生, 仿真前无需单独建立流场网格。这可以极大减小网格处理时间并提高计算效率。经过仿真测算, 与传统 ALE 方法相比, S-ALE 方法的计算效率可以提高 60%^[18]。

计算的来流速度为 15 m/s, 来流攻角为 0°, 流场和结构域的计算结果如图 3~图 5 所示。

从图 3 流场演化结果中的速度云图可以明显看到涡流由上翼面向后缘逐渐过渡和破碎的过程。随着后缘向下偏转程度的增大, 在后缘尾部的上端出现明显的低速区域, 形成高压的逆压梯度, 从而引起流动分离现象。从图 4 和图 5 的伞衣结构应力和压力分布云图中可以看出, 气室中间鼓包区域为受力较为

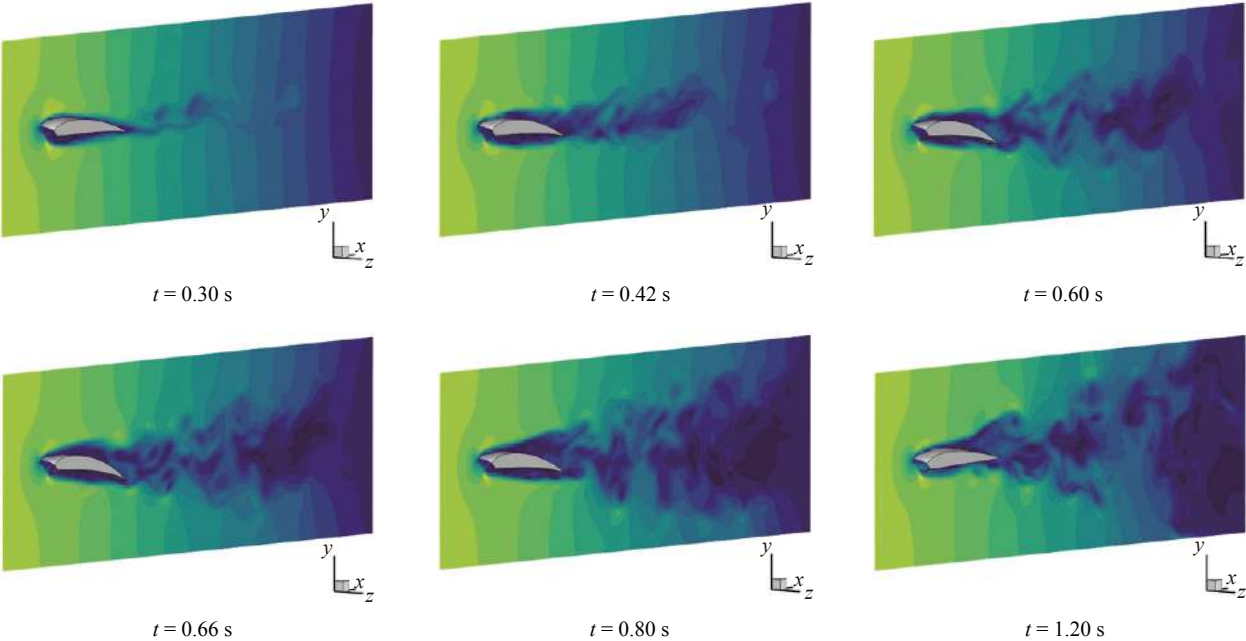


图 3 翼伞气室后缘偏转过程流场速度变化云图
Fig. 3 Velocity contour variations of the parafoil cell under trailing-edge deflection

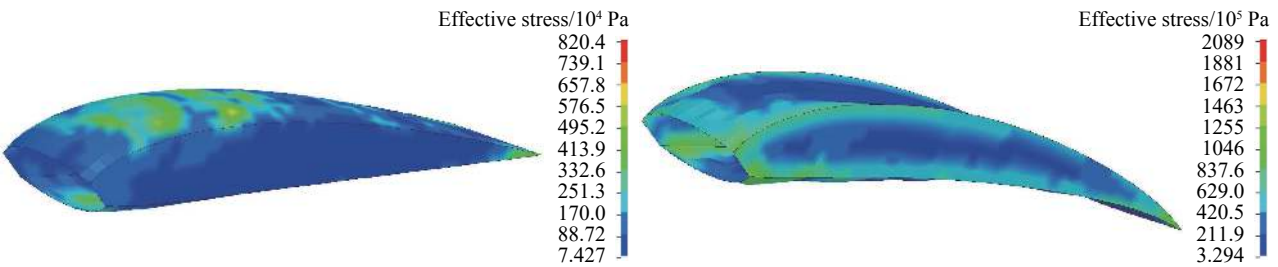


图 4 翼伞气室后缘偏转过程伞衣表面应力分布云图
Fig. 4 Stress contours of the parafoil cell under trailing-edge deflection

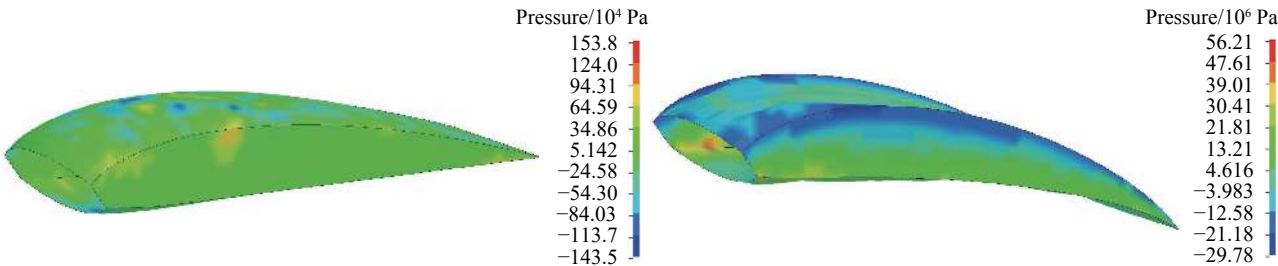


图 5 翼伞气室后缘偏转过程伞衣表面压力分布云图
Fig. 5 Pressure contours of the parafoil cell under trailing-edge deflection

集中且强度高的区域。

将采用本文流固耦合方法仿真计算得到的下偏状态翼伞气室单元结构有限元模型导出，作为几何边界模型，采用 Fluent 对该导出的后缘偏转气室单元进行气动特性仿真计算验证，来流速度同样取为 15 m/s，湍流模型选择标准 $k-\omega$ 模型，计算得到的翼伞气室单元后缘下偏状态翼型表面的压力系数为 0.65。采用本文流固耦合仿真方法计算得到的同样状态翼型表面压力系数为 0.62。两种方法的结果较为

接近，初步验证了本文方法的有效性和可靠性。

3 仿真结果与验证

翼伞气室单元仿真计算初步验证了本文方法的可行性和收敛性，将本文方法进一步应用于整个翼伞系统多气室后缘偏转过程的流固耦合仿真。为了模拟翼伞机动转弯和雀降着陆两个经典操纵动作，分别对整个翼伞系统模型的后缘单侧下偏和双侧下偏过程进行仿真计算。

3.1 流固耦合结果

图6和图7为翼伞后缘单侧和双侧下偏操纵过程的伞衣表面结构 Von Mises 应力分布云图。从图中可以明显看出伞衣的上翼面整体应力分布较为均匀,但当后缘下偏时,在偏转与未偏转的转折交接区域会出面明显的应力集中且受力增大;同时翼型前缘也相

应出现类似现象,且与后缘应力集中区域的受力水平接近。说明翼伞后缘偏转发生的转折交接区域和偏转侧前缘切口区域是在翼伞操纵过程比较容易发生撕裂现象的区域,应考虑在这两处增加结构强度。从伞衣结构受力水平来讲,在下偏量相同的情况下,双侧下偏的伞衣结构受力明显高于单侧下偏情况。

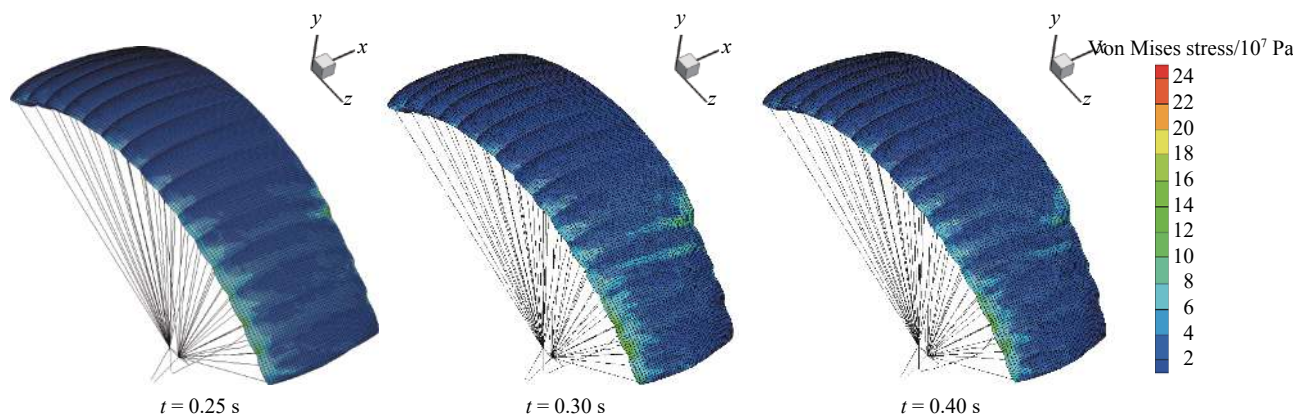


图6 不同时刻单侧下偏伞衣表面结构 Von Mises 应力云图

Fig. 6 Von Mises stress contours of the canopy under single deflection at different time instances

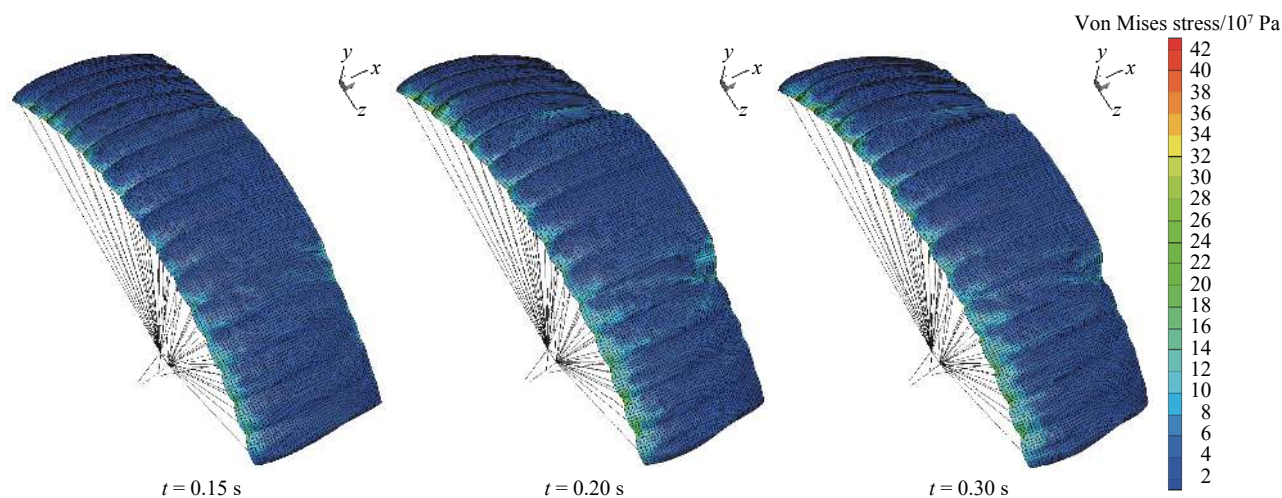


图7 不同时刻双侧下偏伞衣表面结构 Von Mises 应力云图

Fig. 7 Von Mises stress contours of the canopy under double deflection at different time instances

图8和图9为翼伞后缘双侧下偏过程不同时刻的伞衣周围流场速度变化云图。从单侧下偏过程的速度变化分布云图可以看出,在翼伞的尾缘顶部紧贴上翼面附近出现近似圆形的高速区域,当下偏时该区域被拉长,下偏完成后此区域减小。该高速区域会使上翼面顶部的气流自后缘向前缘倒流,产生流动分离,这也是翼伞转弯操纵出现失稳现象的主要原因。从双侧下偏过程的横向剖面流场速度分布云图可以看出,该高速区域主要存在于翼伞下偏发生的转折交界区域附近。

3.2 性能曲线结果

图10为翼伞后缘单侧和双侧下偏过程所施加的下偏量随时间的变化曲线。两种情况的下偏量相同。图11~图13分别为两种情况的翼伞气动阻力面积、升力系数、阻力系数三者随时间变化曲线。后缘单侧下偏对应翼伞的操纵转弯动作,下拉量开始时间为0.2 s,此时升力系数出现一个峰值,下偏量达到最大的时刻为0.3 s,此时阻力系数最大,阻力面积的变化与下偏量变化结果趋势较为一致。

双侧下偏过程对应翼伞的雀降着陆操纵动作,翼

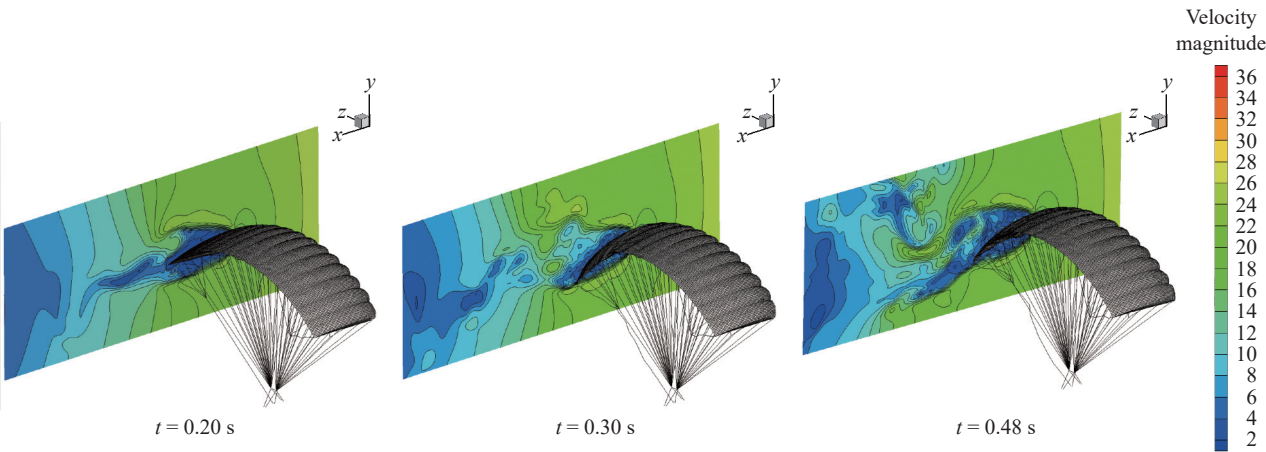


图 8 不同时刻单侧下偏伞衣周围流场速度变化云图

Fig. 8 Velocity contours around the canopy under single deflection at different time instances

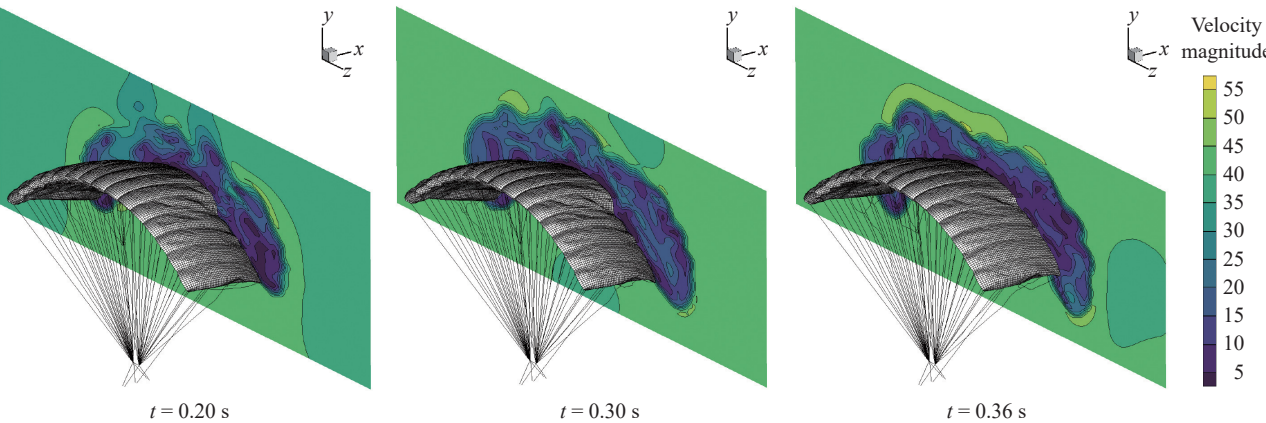


图 9 不同时刻双侧下偏过程周围流场速度变化云图

Fig. 9 Velocity contours around the canopy under double deflection at different time instances

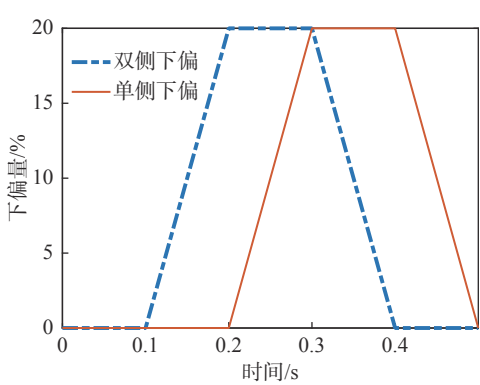


图 10 翼伞后缘下偏过程下偏量随时间变化

Fig. 10 Time variation of the deflection for the parafoil under trailing-edge deflection

伞下偏量达到最大的时刻为 0.2 s，但翼伞最大阻力系数出现的时间约为 0.44 s，最大升力系数出现的时间约为 0.38 s，均晚于下拉操纵量达到最大的时刻，表明冲压翼伞后缘双侧下偏操纵过程具有延迟响应的特性。

3.3 试验验证

为进一步验证本文仿真结果，将流固耦合仿真计

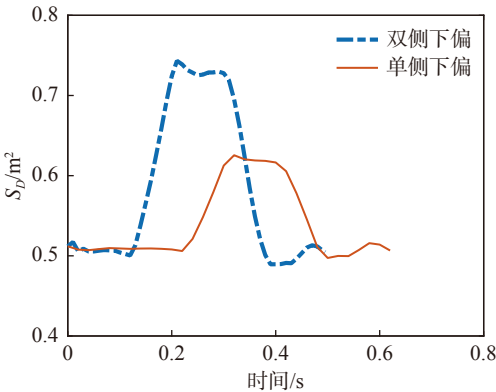


图 11 翼伞后缘下偏过程气动阻力面积随时间变化

Fig. 11 Time variation of the drag area for the parafoil under trailing-edge deflection

算获得的后缘双侧下偏过程达到不同下偏量的翼伞系统结构有限元模型输出保存，利用 ANSYS 软件将有限元模型转换为翼伞结构外轮廓的实体几何模型，并采用 3D 打印技术打印出实体模型。

在 0.55 m×0.4 m 低噪声航空声学风洞对翼伞模型进行静态测压吹风试验，风速同样为 15 m/s。在翼

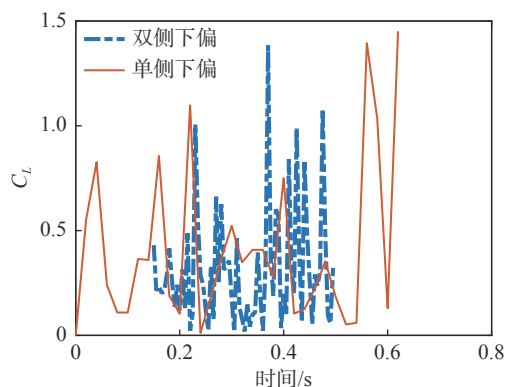


图 12 翼伞后缘下偏过程气动升力系数随时间变化

Fig. 12 Time variation of the lift coefficient of the parafoil under trailing-edge deflection

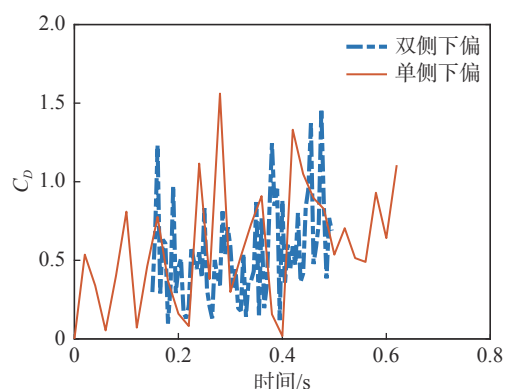


图 13 翼伞后缘下偏过程气动阻力系数随时间变化

Fig. 13 Time variation of the drag coefficient of the parafoil under trailing-edge deflection

伞每个气室的翼型模型中剖面布置一定数量的测压孔,对测得的压力分布在升力方向积分,得到该状态翼伞系统的升力系数。

表 1 为翼伞后缘偏转模型升力系数仿真与试验的对比结果,其中仿真结果为利用本文方法对不同下偏量的翼伞结构外轮廓模型进行的流固耦合仿真。从对比可以看出仿真结果与试验结果较为一致,且不同下偏量对应的升力系数变化趋势相同。

表 1 翼伞后缘偏转模型升力系数对比结果

Table 1 Lift coefficient comparison of the parafoil under trailing-edge deflection

	偏转量		
	10%	15%	20%
C_L (仿真结果)	0.41	0.15	0.31
C_L (试验结果)	0.47	0.22	0.35

4 结 论

本文研究了翼伞后缘下偏过程的流固耦合动力

学问题。在单个气室翼型的后缘偏转过程仿真研究中发现偏转过程气室周围流场出现分离流动现象。之后对整个翼伞的后缘下偏过程进行流固耦合仿真,并利用风洞试验对仿真结果进行验证,研究结果表明基于 S-ALE 和罚函数法的流固耦合技术可以进行翼伞后缘偏转过程的流固耦合动力学行为研究:1)伞衣结构计算结果表明后缘下偏过程应力集中区域位于翼型前缘切口和后缘下偏转折发生区域;2)通过分析气动参数的时间历程演化趋势,发现冲压翼伞的后缘下偏过程会出现明显的延迟响应现象。总之,利用本文所采用的流固耦合方法可以对翼伞空投系统的气动结构耦合动力学行为进行较好的预测,有助于翼伞精确空投系统的技术验证和设计分析。

参 考 文 献:

- [1] 熊善. 翼伞系统动力学与归航方案研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
XIONG J. Research on the dynamics and homing project of parafoil system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 (in Chinese).
- [2] 韩雅慧, 杨春信, 肖华军, 等. 翼伞精确空投系统关键技术和发展趋势[J]. 兵工自动化, 2012, 31(7): 1-7.
HAN Y H, YANG C X, XIAO H J, et al. Review on key technology and development of parafoil precise airdrop systems[J]. *Ordnance Industry Automation*, 2012, 31(7): 1-7 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.07.001
- [3] TANG W, JOHARI H. Deformation of a ram-air canopy due to control line retraction[C]// 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Denver, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 3546.
doi: 10.2514/6.2017-3546
- [4] TAKIZAWA K, TEZDUYAR T E, TERAHARA T. Ram-air parachute structural and fluid mechanics computations with the Space-Time Isogeometric Analysis (ST-IGA)[J]. *Computers & Fluids*, 2016, 141: 191-200.
doi: 10.1016/j.compfluid.2016.05.027
- [5] FOGELL N A, IANNUCCI L, BERGERON K. Fluid-structure interaction simulations of the inflated shape and associated flowfield of the MC4/5 parafoil during steady gliding flight[C]// 24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Denver, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 3543.
doi: 10.2514/6.2017-3543
- [6] ALTMANN H. Fluid-structure interaction analysis of ram-air parafoil wings[C]// 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Daytona Beach, FL. Reston, Virginia: AIAA, 2015: 2184.
doi: 10.2514/6.2015-2184
- [7] NIE S, CAO Y H. A Drichlet/Neumann strongly coupled iterative method for fluid structure interaction of parafoil inflation process[C]// 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Grapevine, Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 1415.
doi: 10.2514/6.2017-1415
- [8] 王国庆, 滕海山, 王奇. 大型翼伞操纵转弯动力学研究[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(2): 49-58.
WANG G Q, TENG H S, WANG Q. Dynamics research on maneuvering

- and turning of the large parafoil[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2021, 42(2): 49–58 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1009-8518.2021.02.006](https://doi.org/10.3969/j.issn.1009-8518.2021.02.006)
- [9] 许望晶, 滕海山. 基于LS-DYNA的三维翼伞参数化建模仿真研究[J]. *航天返回与遥感*, 2015, 36(3).
XU W J, TENG H S. A simulation research on parametric modeling of 3D-parafoil based on LS-DYNA[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2015, 36(3) (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1009-8518.2015.03.002](https://doi.org/10.3969/j.issn.1009-8518.2015.03.002)
- [10] 汪龙芳, 贺卫亮. 基于索膜有限元模型的翼伞气动变形仿真[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(1): 47–52.
WANG L F, HE W L. Parafoil aerodynamic deformation simulation based on cable-membrane finite element model[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(1): 47–52 (in Chinese).
doi: [10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0017](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0017)
- [11] 孙青林, 梁炜, 陈增强, 等. 襟翼偏转翼伞气动性能数值模拟分析[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2017, 49(4): 48–54.
SUN Q L, LIANG W, CHEN Z Q, et al. Numerical simulation analysis for aerodynamic performance of parafoil with flap deflection[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2017, 49(4): 48–54 (in Chinese).
doi: [10.11918/j.issn.0367-6234.201508089](https://doi.org/10.11918/j.issn.0367-6234.201508089)
- [12] ZHU H, SUN Q L, LIU X F, et al. Fluid-structure interaction-based aerodynamic modeling for flight dynamics simulation of parafoil system[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2021, 104(4): 3445–3466.
doi: [10.1007/s11071-021-06486-0](https://doi.org/10.1007/s11071-021-06486-0)
- [13] 郭一鸣, 闫建国, 邢小军, 等. 变形翼伞回收系统的建模与分析[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(5): 952–958.
- GUO Y M, YAN J G, XING X J, et al. Modeling and analysis of deformed parafoil recovery system[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(5): 952–958 (in Chinese).
doi: [10.3969/j.issn.1000-2758.2020.05.005](https://doi.org/10.3969/j.issn.1000-2758.2020.05.005)
- [14] 高兴龙. 物伞流固耦合及多体系统动力学研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- GAO X L. Research on multibody dynamics and fluid-structure interaction of parachute-body system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 (in Chinese).
- [15] GAO X L, ZHANG Q B, TANG Q G. Fluid-structure interaction and flight dynamics analysis of parachute-payload system during uncontrolled airdrop process[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(13): 2499–2512.
doi: [10.1177/0954410017718565](https://doi.org/10.1177/0954410017718565)
- [16] 高兴龙, 唐乾刚, 张青斌, 等. 开缝伞充气过程流固耦合数值研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(10): 2265–2276.
GAO X L, TANG Q G, ZHANG Q B, et al. Numerical study on fluid-structure interaction of slot-parachute's inflation process[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(10): 2265–2276 (in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2013.0264](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2013.0264)
- [17] Chen H. Recent developments in LS-DYNA® S-ALE[C]// 15th International LS-DYNA Conference, Detroit, USA, June 10–12, 2018
- [18] Chen H. Structured ALE workshop [EB/OL]. (2016) [2016-6-15]. https://hao60201.github.io/tutorials/SALE_2016_class.pdf

(本文责编:周奇杰)