

7-2-2020

Orthogonal Experimental Optimization Design for Improving Aerodynamic Characteristics of Hovering Air Vehicle

Yanan Yu

School of Information Technology and Engineering, Tianjin University of Technology and Education, Tianjin 300222, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Orthogonal Experimental Optimization Design for Improving Aerodynamic Characteristics of Hovering Air Vehicle

Abstract

Abstract: *Vertical hovering MAV model with flexible aerodynamic shape was proposed. The passive adaptive deformation that produced on the aerodynamic shape was designed to absorb disturbance from outside airflow pressure, and furthermore to improve aircraft's disturbance resistance ability. Multiple factors' effects for aircraft's aerodynamic characteristics were analyzed, such as structural geometrical parameters, candidate material properties, and environmental parameters. The orthogonal experimental analysis of aircraft aerodynamic forces was accomplished, which include the forces produced in the horizontal and vertical direction. The significant factors effecting on the flight performance were discussed and the best response value in the selected parameter range was found out. Optimum combination of design parameters was optimized.* The results show that under the gust the disturbance resistance ability of designed model can be improved through parameters optimization, and aerodynamic characteristics can be produced to realize smooth flight and enhance aircraft's disturbance resistance ability.

Keywords

micro air vehicle (MAV), flexible aerodynamic shape, aeroelasticity, orthogonal experimental design (OED), finite element analysis (FEA)

Recommended Citation

Yu Yanan. Orthogonal Experimental Optimization Design for Improving Aerodynamic Characteristics of Hovering Air Vehicle[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(3): 668-675.

改善旋翼飞行体气动力参数的正交试验优化设计

于雅楠

(天津职业技术师范大学信息技术工程学院, 天津 300222)

摘要: 提出了一种柔性气囊环括式微型旋翼飞行体结构设计, 利用气动外形的被动自适应变形吸收气体压力载荷对机体产生的扰动作用, 改善飞行体的抗气流扰动能力。分析了各个结构参数、制造材料以及环境条件对于飞行体模型在阵风下产生的气动力参数的影响, 完成了机体在水平方向和垂直方向受力的正交试验分析, 讨论了影响飞行性能最显著的因素, 找到在参数取值范围内的最佳响应结果, 优化了设计参数之间的组合方式。分析结果表明, 通过优化飞行体结构设计参数和材料特性, 可以明显改善飞行体在阵风扰动下的飞行性能, 产生有助于平稳飞行的气动力参数, 提高飞行体的抗扰动能力。

关键词: 微型飞行器; 柔性气动布局; 气动弹性; 正交试验设计; 有限元分析

中图分类号: V221.3 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 03-0668-08

Orthogonal Experimental Optimization Design for Improving Aerodynamic Characteristics of Hovering Air Vehicle

Yu Yanan

(School of Information Technology and Engineering, Tianjin University of Technology and Education, Tianjin 300222, China)

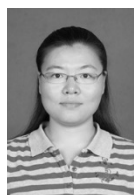
Abstract: Vertical hovering MAV model with flexible aerodynamic shape was proposed. The passive adaptive deformation that produced on the aerodynamic shape was designed to absorb disturbance from outside airflow pressure, and furthermore to improve aircraft's disturbance resistance ability. Multiple factors' effects for aircraft's aerodynamic characteristics were analyzed, such as structural geometrical parameters, candidate material properties, and environmental parameters. The orthogonal experimental analysis of aircraft aerodynamic forces was accomplished, which include the forces produced in the horizontal and vertical direction. The significant factors effecting on the flight performance were discussed and the best response value in the selected parameter range was found out. Optimum combination of design parameters was optimized. The results show that under the gust the disturbance resistance ability of designed model can be improved through parameters optimization, and aerodynamic characteristics can be produced to realize smooth flight and enhance aircraft's disturbance resistance ability.

Keywords: micro air vehicle (MAV); flexible aerodynamic shape; aeroelasticity; orthogonal experimental design (OED); finite element analysis (FEA)

引言

微型飞行器作为无人机的微小型分支, 在国

防、军事、安全、民用、环境、勘探等领域发挥着重要的作用, 具有良好的应用前景^[1]。例如在战争前线采用飞行器机载信号探测、侦查系统获取最新战况资料, 在危险环境或狭小室内中使用微型飞行器替代工作人员和机械系统完成危险作业以及搜救工作等。鉴于微型飞行器的小尺寸、低速度、低质量、小惯性等特殊特性, 当飞行器处于阵风环境中则更容易失去自身的稳定飞行或是盘旋状态, 故而



收稿日期: 2014-10-23 修回日期: 2015-01-04;
基金项目: 天津市教委科研计划项目(20130404); 天津职业技术师范大学校级重点预研项目(KJY1303); 天津职业技术师范大学校级重点预研项目(KYQD13001);
作者简介: 于雅楠(1984-), 女, 天津, 博士, 讲师, 研究方向为精密检测技术, 光电探测技术, 计算机控制, 计算机视觉。

<http://www.china-simulation.com>

• 668 •

机体的抗扰动能力较差^[2]。

在微型飞行器的设计、研制、测试等环节中,提高其飞行稳定性和抗扰动能力是较为重要的研究内容之一,目前国内外也采用了多种方法和手段^[3-5]。加州大学伯克利分校仿生微系统实验室研制的微型机器飞虫^[6],基于仿生原理和纳米技术实现其扑翼结构,产生的非定常气动力能维持良好飞行姿态。清华大学提出了具有柔性翼型的微型飞行器,并在低雷诺数风洞中进行了风洞测试^[7]。北京航空航天大学机器人研究所仿照昆虫的扑打方式,设计并实现了扑翼式结构微型飞行器^[8]。南京航空航天大学使用低雷诺数风洞装置对微型涵道飞行器的气动特性进行风洞测试和相关研究^[9]。

微型旋翼飞行器具有垂直起降和悬停等功能,可以不受场地的约束直接起飞和降落,同时可以随意改变飞行方向,较固定翼微型飞行器而言具有较好的灵活性和可操控性特点,故而本课题选用微型旋翼飞行体作为研究对象。受到自然界中昆虫翅膀和鸟类羽毛的启发,本文将采用柔性气囊结构作为旋翼飞行体的气动外形,在基于有限元方法和流-固耦合分析的基础上,完成扰动环境下气动力参数的正交试验分析,研究各因素对于目标结果的影响作用、目标结果在参数取值范围内的最佳表现、以及各因素之间的优化组合,最终提高微型飞行体的抗扰动能力和稳定飞行能力,改善其飞行性能。

1 基于有限元方法的流-固耦合分析

在大自然中,昆虫在感受到气流压力情况下,通过翅膀薄膜的变形抵抗气流扰动,鸟类通过调整羽毛形状来适应气流的走向^[10-11],保持平稳飞行。以蝙蝠为例,当阵风的气流速度上升时,蝙蝠展开身体与肢体之间的薄膜结构来增加自身的升力,完成平稳的飞行;反之,当阵风的气流速度下降时,蝙蝠收缩薄膜结构来减小自身的升力,同样可以维持其稳定,这种飞行姿态保持的过程是一种被动自适应机构。实际上,无论是昆虫翅膀、鸟类羽毛亦

或是柔性气动外形,其被动的形态改变都是为抵御外界气流压力所产生的实时响应,并且该现象可以用流体-固体耦合作用来给出解释。

流体-固体耦合作用属于多物理场耦合中的一种,是发生在流体场与结构场之间的一种信息相互传递、相互转换、相互作用的现象^[12]。由于这种耦合作用的过程和信息传递方式比较复杂,通常实验测试环节需要借助必要的数值仿真共同完成数据的获取、计算和可视化,并给出结果对比和验证^[13]。在流-固耦合作用中存在单向和双向两种信息传递与转换方式,以双向传递问题为例,流体的压力作用于结构表面使得结构表面形状发生改变,这种形状的改变反过来影响了周围气流场分布以及作用在结构表面上的动态力。流-固耦合作用如图 1 所示,由于流体和结构之间始终存在这种瞬态耦合作用关系,不同的结构布局以及不同的材质特性在同一扰动量下会表现出不同的响应,对飞行器稳定性能起到不同的影响作用。

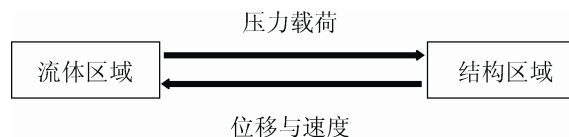


图 1 流-固耦合作用关系

本文提出了基于多物理场耦合计算的数值分析方法,通过 ANSYS 与 CFX 耦合接口完成双向信息同步传递,实现气流场与结构场之间的耦合计算,对具有柔性气囊结构的飞行体与周围气流场相互作用进行模拟。采用非结构网格布局方式对计算空间进行网格划分,贴于物体表面的地方采用密集网格布局,远离物体表面处网格越见稀疏状。通常,拉格朗日运动方程被广泛应用于结构力学中,结构体网格中的任一节点跟随结构物质粒子移动,而欧拉运动方程一般应用于流体力学中,网格节点速度为零,不依附于流体物质粒子。针对流固耦合求解问题,结合两种算法的优点,采用任意拉格朗日欧拉(ALE)运动网格有限元计算方法,节点根据

具体情况或跟随物质粒子运动、或固定不动、或随意运动，最终使空间网格变化连续，ALE 坐标系很好的将拉格朗日坐标系和欧拉坐标系相关联。ALE 运动网格控制原理如图 2 所示。

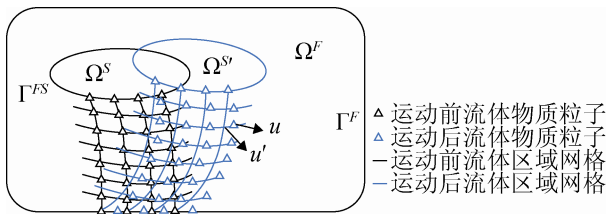


图 2 ALE 网格控制原理示意图

Ω^F 是由流体物质粒子组成的空间流体区域，边界为 Γ^F ，这里的边界并不是指流体区域的边界终点，而是计算区域与纯欧拉流体区域的边界。 Ω^S 是由结构物质粒子组成的空间结构区域， $\Omega^{S'}$ 为物体运动后的空间结构区域， Ω^{FS} 为流体与结构之间的耦合界面，在耦合界面上进行着流体区域与结构区域之间的信息传递与转换。 u 为空间流体区域内任意物质粒子的运动速度， u' 为与之关联的网格节点运动速度，所以由于物体运动而形成的流体物质粒子与网格节点之间的速度差为 $c = u - u'$ 。根据 ALE 算法，将拉格朗日运动方程应用于结构区域 Ω^S 包括耦合边界 Γ^{FS} ，所以在耦合界面处，网格节点附着于流体物质粒子上，节点速度等同于物质粒子运动速度 $u = u'$ ，所以 c 为 0。将欧拉运动方程应用于远离物体的纯欧拉流体区域包括边界 Γ^F ，所以在计算区域边界处，网格节点的空间位置保持不变，速度为 0， $u' = 0$ ，所以 c 与流体物质粒子运动速度相等。在临近运动物体的流体空间 Ω^F 中，计算区域的网格节点根据流体物质粒子任意运动，优化耦合界面变形后的表面形态，保持网格运动的连续性与一致性。

2 气囊环括式旋翼飞行体模型设计

微型旋翼飞行器机体设计一般采用涵道风扇式旋翼结构或无涵道旋翼结构。相比，涵道风扇式旋翼结构由于受到涵道限制，冲击噪声比较小、阻

力减小、产生的推力提高，而且气动噪声低，安全性较好。但是，通常在设计过程中，涵道式旋翼飞行器的结构紧凑性要求比较高。为了简化涵道式旋翼飞行体的结构设计要求，突出本文对自适应气动外形气动特性以及抗气流扰动性能研究这一出发点，本文提出了一种旋翼外置的气囊环括式微型旋翼飞行体模型设计。飞行体设计模型如图 3 所示。

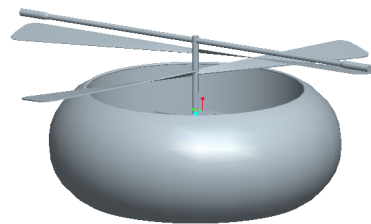


图 3 柔性气动布局微型旋翼飞行体设计模型

微型飞行体气动外形参数以及材质的选择对其飞行性能具有重要的影响作用，所以在设计过程中要充分考虑其气动布局。结构几何参数包括：柔性气囊结构半径 R 、垂直气道结构半径 r 、气动外形结构高度 H 、柔性气囊结构厚度 t 。微型旋翼飞行体气动布局设计参数如图 4 所示。

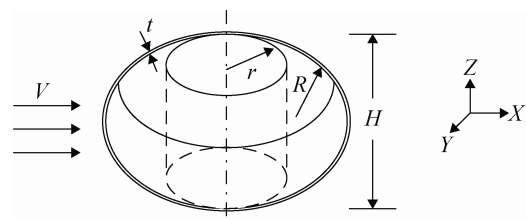


图 4 微型旋翼飞行体气动布局及设计参数

在柔性气囊结构加工方面考虑到的材料包括：传统的航空铝合金材料、新型材料 ABS 树脂以及碳纤维增强塑料 CFRP 等，材料特性如表 1 所示。

表 1 常用材料及材料特性

名称	材料特性		
	密度, $\rho/\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$	杨氏模量, E/GPa	泊松比, ν
ABS ^[14]	1.05	2.45	0.39
CFRP ^[14]	1.70	220	0.25
Aluminum	2.77	72.4	0.33
Alloy2024 ^[14]			

3 数值仿真与正交试验分析

在飞行过程中, 由于飞行姿态的变化或是气动外形的改变, 大气环境与飞行体气动外形相互作用产生的气动特性对于飞行体保持稳定飞行具有重要作用。而不同的气动布局设计会直接影响气动特性参数的大小与飞行稳定性能, 故本章节主要讨论各个结构参数、制造材料、环境设置对于飞行体在阵风下受到的气动力的影响, 完成机体在水平方向和垂直方向受力的正交试验分析^[15]。

本文基于非定常粘性流 Navier-Stokes 迭代求解方程, 在任意拉格朗日动态网格有限元模拟中, 圆环状气囊结构表面被定义为耦合作用面, 垂直气道结构上施加固定载荷, 耦合计算步长 0.05 ms, 设置流场区域进出口与壁面等边界条件, 在流场入口处施加初始速度为 0 的 8 m/s 水平方向阵风扰动载荷(图 4 中微型旋翼飞行体气动外形模型坐标系 X 方向)。

仿真实验中气流场速度矢量分布如图 5 所示, 压力载荷分布如图 6 所示。受柔性气囊结构在气流压力下产生形变的影响, 飞行体自身在水平方向和垂直方向受到的作用力分别如图 7(a), (b)所示。受力曲线的最大值作为飞行体气动力分析的响应特性结果, 通过多组实验可知在不同的参数组合下, 这一响应特性相差较大, 对于飞行体的稳定性能影响也有所不同。如果要获得较好的飞行稳定性, 有必要通过试验设计对气动特性参数进行优化。

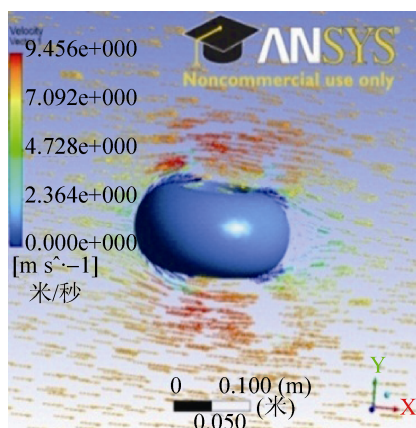


图 5 气流场速度矢量分布

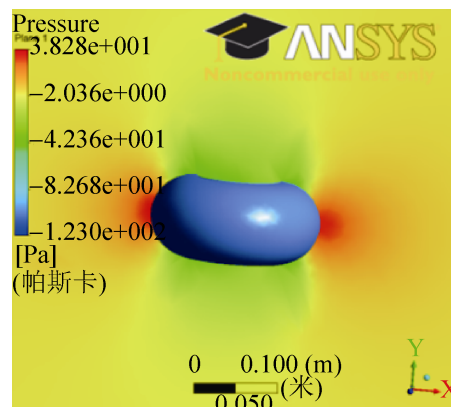
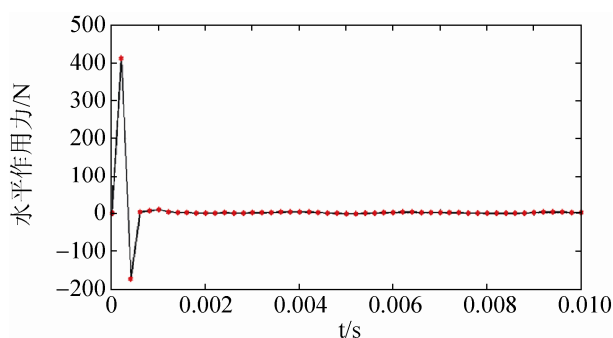
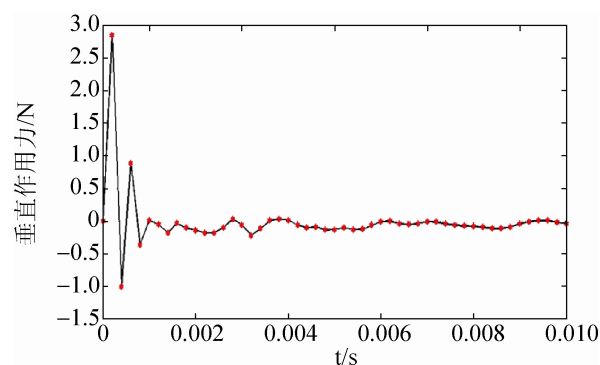


图 6 气流场压力载荷分布



(a) 飞行体模型水平受力仿真数据



(b) 飞行体模型垂直受力仿真数据

图 7 受力仿真数据

在正交试验分析中, 飞行体结构参数以及气道与气囊结构的材质分别作为试验因素进行讨论, 除此之外, 测试环境的气流速度也是一个影响飞行稳定性能的因素。仿真试验中, 为了明确各因素对结果的影响程度, 7 个试验因素在允许的取值范围内各自有 3 个水平, 并且每个水平的数值选用不会对飞行体气动外形的外观设计产生明显的改变, 参数选择如表 2 所示。

表 2 因素及其水平

因素	描述	水平		
		1	2	3
A	气囊结构半径, R/mm	60	80	90
B	气道机构半径, r/mm	40	80	120
C	气道结构高度, H/mm	80	100	120
D	气囊结构厚度, t/mm	1	2.5	4
E	气道机构材质	ABS	CFRP	Aluminum Alloy 2024
F	气囊结构材质	ABS	CFRP	Aluminum Alloy 2024
G	气流速度, $V/\text{m/s}$	6	12	18

4 试验结果及分析

本文采用了 $L_{27}(3^{13})$ 正交试验表格, 基于 ANSYS 有限元仿真分析完成了 27 组正交试验, 并记录了各组试验中飞行体水平与垂直作用力的响应特性结果。如表 3 所示, 在 13 个因素列中表 2

所给出的 7 个参数作为独立因素进行考虑, 其余 6 个为参数之间相互作用因素。基于实验仿真结果与正交试验分析, 本文将讨论并确定影响飞行稳定性能的显著因素, 在允许的参数范围内给出响应结果的最佳值, 并优化设计参数之间的组合方式。

表 3 $L_{27}(3^{13})$ 设计表格及试验结果

试验	因素													响应特性结果	
	A	B	C×D	A×B	C	B×D	A×C	A×D	D	E	B×C	F	G	水平方向	垂直方向
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	31.081	0.101
2	1	1	1	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	112.758	0.083
...
26	3	3	2	1	2	1	3	1	3	2	3	2	1	470.117	2.397
27	3	3	2	1	3	2	1	2	1	3	1	3	2	256.842	0.657

基于不同因素水平构成的 27 组计算结果, 飞行体模型受到的水平和垂直作用力的影响因子极差分析结果如表 4~5 所示。

极差是指各因素平均效果中的最大值与最小值之差, 通过对极差进行分析可以评价各因素及其耦合作用对结果的影响大小, 在试验范围内找到影响指标的主要因素、最佳响应以及因素水平的优化组合。表中字母 (K_1, K_2, K_3) 分别代表因素的每个水平效果, ($\overline{K_1}, \overline{K_2}, \overline{K_3}$) 代表各因素每个水平的平均效果, R 表示极差。

从表 4 中的极差分析结果可以看出, 表 2 中列出的 7 个独立因素对于飞行体模型水平方向受力结果的影响程度依次为: 垂直气道结构半径 r (因素 B)>气动外形结构高度 H (因素 C)>气流速度 V (因素

G)>垂直气道材质(因素 E)>柔性气囊结构厚度 t (因素 D)>柔性气囊结构材质(因素 F)>柔性气囊结构半径 R (因素 A)。其中, 垂直气道结构半径 r (因素 B)的极差最大为 252.8, 表明在一定扰动风速下气道结构的半径对于飞行体水平方向受到的气动力大小影响比较显著, 而相比之下, 柔性气囊结构半径 R (因素 A)的极差值最小为 26.1, 表明气囊结构的半径对于飞行体水平方向受到的气动力大小影响较弱。

因素之间相互作用对于结果的影响依次为: 柔性气囊结构半径 R 与柔性气囊结构厚度 t >垂直气道结构半径 r 与气动外形结构高度 H >气动外形结构高度 H 与柔性气囊结构厚度 t >柔性气囊结构半径 R 与气动外形结构高度 H >柔性气囊结构半径 R

与垂直气道结构半径 r > 垂直气道结构半径 r 与柔性气囊结构厚度 t 。其中, 柔性气囊结构半径 R 与柔性气囊结构厚度 t 之间的作用对于水平方向受力的影响最为显著。

除此之外, 各独立因素每个水平的平均效果与计算结果之间的关系如图 8 所示。以因素 A 为例, 当气囊结构半径取值分别为 60 mm, 80 mm, 90 mm

时, 受到的水平方向气动力的平均效果相应为 266.5 N, 240.4 N, 243.7 N, 呈现一种先减小后增大的变化趋势(其他因素趋势分析与因素 A 相似)。若想减小扰动气流对飞行体水平方向稳定性能的影响, 选用的设计参数组合方式为 $A_2B_1C_3D_1E_1F_2G_3$ 。

表 4 水平气动力极差分析

因素	K_1	K_2	K_3	\bar{K}_1	\bar{K}_2	\bar{K}_3	R
A	2 398.4	2 163.3	2 193.5	2 66.5	240.4	243.7	26.1
B	964	2 552.1	3 239.2	107.1	283.6	359.9	252.8
C	1 972.2	3 222.4	1 560.7	219.1	358	173.4	184.6
D	1 892.1	2 019.8	2 843.3	210.2	224.4	315.9	105.7
E	1 921.3	1 943.3	2 890.7	213.5	215.9	321.2	107.7
F	2 577.2	1 961.6	2 216.4	286.4	218	246.3	68.4
G	1 998.4	3 124.4	1 632.4	222	347.2	181.4	165.8
A×B	1 859.9	2 435.8	2 459.5	206.7	270.6	273.3	66.6
A×C	2 571.1	1 890	2 294.2	285.7	210	254.9	75.7
A×D	2 645.4	1 368.3	2 741.5	293.9	152	304.6	152.6
B×C	1 779.2	2 146.6	2 829.5	197.7	238.5	314.4	116.7
B×D	2 053.6	2 469.4	2 232.2	228.2	274.4	248	46.2
C×D	2 667.8	2 167.7	1 919.6	296.4	240.9	213.3	83.1

表 5 垂直气动力极差分析

因素	K_1	K_2	K_3	\bar{K}_1	\bar{K}_2	\bar{K}_3	R
A	7.53	4.17	7.06	0.83	0.46	0.78	0.37
B	1.81	5.69	11.25	0.2	0.63	1.25	1.05
C	5.94	7.56	5.25	0.66	0.84	0.58	0.26
D	6.98	2.63	9.14	0.78	0.29	1.01	0.72
E	5.51	7.16	6.08	0.61	0.79	0.68	0.18
F	4.61	6.6	7.54	0.51	0.73	0.84	0.33
G	6.37	6.01	6.37	0.71	0.67	0.71	0.04
A×B	5.54	3.99	9.22	0.62	0.44	1.02	0.58
A×C	6.7	5.44	6.62	0.74	0.6	0.73	0.14
A×D	9.53	2.18	7.03	1.06	0.24	0.78	0.82
B×C	2.48	8.44	7.83	0.28	0.94	0.87	0.66
B×D	6.66	8.59	3.5	0.74	0.95	0.39	0.56
C×D	6.26	5.27	7.23	0.7	0.58	0.8	0.22

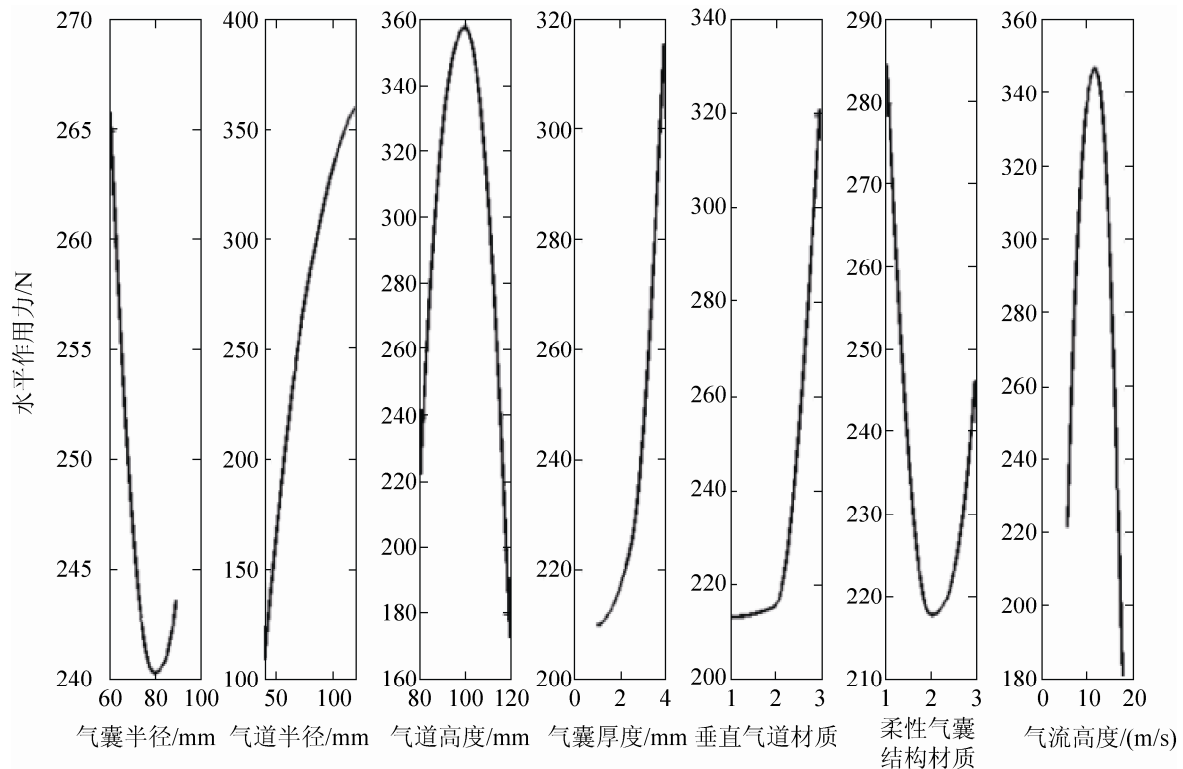


图 8 各因素对水平方向气动力的影响趋势

同水平方向受力的极差分析相同，7 个独立因素对于飞行体模型垂直方向受力结果的影响程度依次为：垂直气道结构半径 r > 柔性气囊结构厚度 t > 柔性气囊结构半径 R > 柔性气囊结构材质 > 气动外形结构高度 H > 垂直气道材质 > 气流速度 V 。其中，垂直气道结构半径 r 对于飞行体垂直方向受到的气动力影响比较显著，而气流速度 V 对飞行体

垂直方向受到的气动力影响较弱。因素之间相互作用对于结果影响最为显著的是柔性气囊结构半径 R 与柔性气囊结构厚度 t 之间的作用。

各独立因素每个水平的平均效果与计算结果之间的关系如图 9 所示。若要减小扰动气流对飞行体垂直稳定性能的影响，选用的设计参数组合方式为 $A_2B_1C_3D_1E_1F_2G_3$ 。

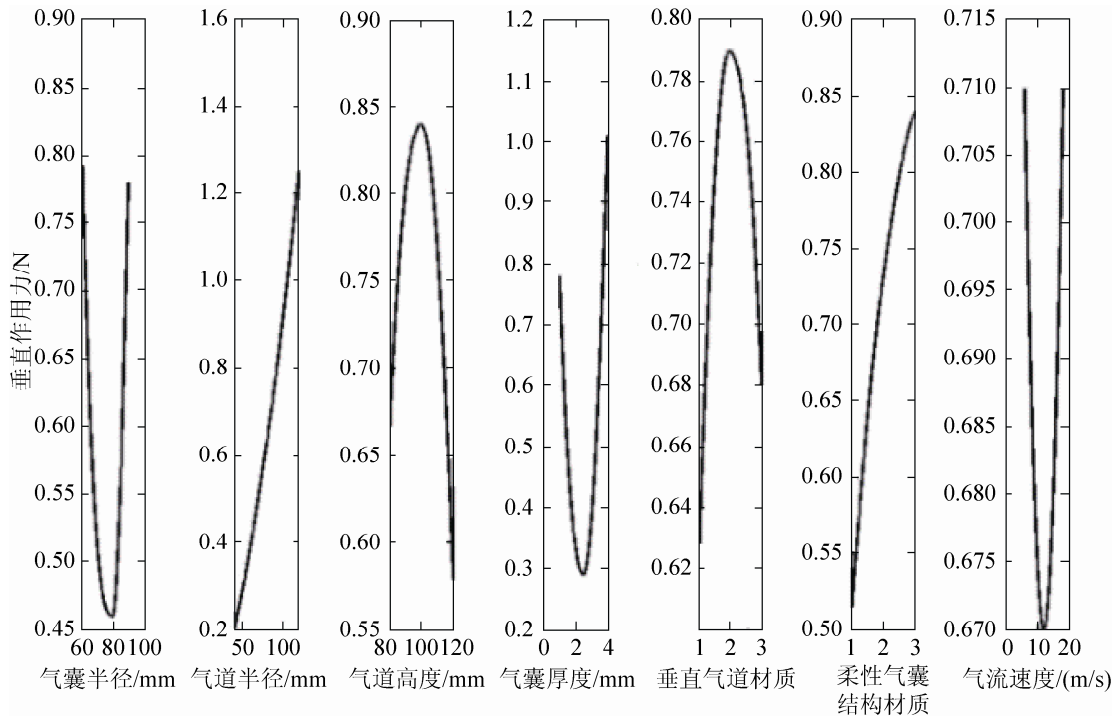


图 9 各因素对垂直方向气动力的影响趋势

综合极差分析结果，可以得到以下几点结论：

1. 垂直气道结构半径 r 对于水平方向和垂直方向飞行体受到的气动力影响最为显著，因此合理选择参数 B 会有效的提高柔性气囊结构抗气流扰动的能力，使飞行器在扰动气流下保持良好的稳定飞行姿态。

2. 除因素 B 外，其他因素对于两者的影响程度各不相同，以气流速度 V 这一因素来说，对于水平方向飞行体受到的气动力影响较大，而对于垂直方向飞行体受到的气动力影响非常弱。

3. 在因素的相互作用中，柔性气囊结构半径 R 与柔性气囊结构厚度 t 之间的作用无论对于水平方向或是垂直方向的响应特性影响都最为显著。

4. 结合图 8~9 中参数取值与响应结果之间的关系，若使具有柔性气囊结构的飞行体在扰动气流下仍可以保持良好的飞行稳定性能，受到较小的水平方向亦或垂直方向的气动力，各因素水平优化组合应为 $A_2B_1C_3D_2E_1F_2G_3$ ，见表 6。

表 6 因素水平优化结果

因素	描述	取值
A	气囊结构半径, R /mm	80
B	气道机构半径, r /mm	40
C	气道结构高度, H /mm	120
D	气囊结构厚度, t /mm	2.5
E	气道机构材质	ABS
F	气囊结构材质	CFRP
G	气流速度, V /m/s	18

5 结论

鉴于微型飞行器在各领域应用的重要性,以及随着应用需求对飞行器性能的逐渐提高,本文采用了柔性气动布局结构、气囊环括式微型旋翼飞行体设计模型。在设计阶段通过基于流体动力场和流-固耦合场的有限元分析方法和正交试验分析方法,研究其在扰动作用下的气动参数和稳定性能。试验结果显示,通过合理选择飞行体结构几何参数、材质特性以及外部环境设置参数,可以提高飞行体的抗气流扰动能力和稳定飞行性能,为今后具有柔性气动布局微型旋翼飞行器设计、制造提供参考依据。

参考文献:

- [1] Yanan Yu, Qingping Yang, Xiangjun Wang. Flight stability study of micro air vehicle with elastic aerodynamic shape [C]// 2012 IEEE International Instrumentation and Measurement technology Conference. Austria: IEEE, 2012: 200-204.
- [2] Richard J Bachmann, Frank J Boria, Ravi Vaidyanathan, et al. A biologically inspired micro-vehicle capable of aerial and terrestrial locomotion [J]. Mechanism and Machine Theory (S0094-114X), 2009, 44(3): 513-526.
- [3] Bret Stanford, Peter Ifju, Roberto Albertani, et al. Fixed membrane wings for micro air vehicles: experimental characterization, numerical modeling, and tailoring [J]. Progress in Aerospace Sciences (S0376-0421), 2008, 44(4): 258-294.
- [4] D Watman, T Furukawa. A visualization system for analysis of micro aerial vehicle scaled flapping wings [J]. Journal Intelligent and Robotic Systems (S0921-0296), 2008, 51(3): 369-381.
- [5] Yanan Yu, Qingping Yang, Xiangjun Wang. 3D imaging application in the studies of micro air vehicles [J]. Computers in Industry (S0166-3615), 2013, 64(9): 1178-1185.
- [6] Baek Stanley S, Garcia Bermudez, Fernando L, et al. Flight control for target seeking by 13 gram ornithopter [C]// IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. USA: IEEE, 2011: 2674-2681.
- [7] 张福星, 朱荣, 周兆英. 柔性翼微型飞行器气动特性的实验研究[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1440-1446.
- [8] 徐一村, 毕树生, 宗光华. 扑翼飞行器柔性翼的动力分析与实验 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1892-1895.
- [9] 蔡红明, 昂海松, 邓双厚. 微型涵道飞行器的自适应逆控制方法[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(3): 568-571.
- [10] Aono H, Chimakurthi S K, Cesnik C E S, et al. Computational modeling of spanwise flexibility effects on flapping wing aerodynamics [C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. USA: AIAA, 2009.
- [11] Aono H, Chimakurthi S K, Liu H, et al. Effect of spanwise flexibility on aerodynamics of a plunging wing [C]// The DFD08 Meeting of the American Physical Society. New York, USA: American Physical Society, 2008.
- [12] Yanan Yu, Qingping Yang, Xiangjun Wang. Finite element analysis of fluid-structure interaction for the design of MAV aerodynamic shape [J]. Computers and Fluids (S0045-7930), 2013, 76(10): 50-57.
- [13] Gomes J P, Yigit S, Lienhart H, et al. Experimental and numerical study on a laminar fluid-structure interaction reference test case [J]. Journal of Fluids and Structures (S0889-9746), 2011, 27(1): 43-61.
- [14] Callister W D. Materials Science and Engineering: An Introduction [M]. 6th ed. Chichester, New York, USA: Wiley, 2003: 737-745.
- [15] 王广彦, 任旭, 李经中, 等. 基于正交试验的元模型输入参数筛选方法 [J]. 系统仿真学报, 2013, 25(3): 584-589.