

文章编号:1674-8190(2019)04-536-06

15 米翼展太阳能飞机机翼颤振分析和刚度设计

毛一青¹, 杨飞², 谷迎松³

(1. 上海奥科赛通用航空有限公司 设计部, 上海 201210)

(2. 上海飞机设计研究院 试飞运营支持部, 上海 201210)

(3. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 太阳能飞机小刚度和大变形的特点导致其普遍存在颤振问题, 因此有必要合理建立太阳能飞机的动力学模型并进行颤振分析。以国内某 15 米翼展太阳能飞机为研究对象, 建立初始的动力学模型, 然后根据目标颤振速度调节模型刚度, 得到了与目标颤振速度匹配的机翼主梁刚度, 从而实现太阳能飞机的动力学反向建模, 并在此基础上进行颤振分析, 形成完整的太阳能飞机颤振分析设计方法。结果表明: 该机翼扭转刚度增大 70%, 其颤振速度可提高 29%。本文方法可用于指导 15 米太阳能飞机的防颤振设计。

关键词: 太阳能飞机; 颤振; 模型; 机翼; 刚度

中图分类号: V214.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.04.014

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Flutter Characteristics and Stiffness Design for 15 Meters Span Wing of a Solar-powered Aircraft

Mao Yiqing¹, Yang Fei², Gu Yingsong³

(1. Design Department, Shanghai OXAI General Aviation Company, Shanghai 201210, China)

(2. Flight Test and Operation Support Department, Shanghai Aircraft Design And Research Institute of COMAC, Shanghai 201210, China)

(3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Flutter widely happens on solar-powered aircraft due to the slight stiffness and large deformation, so that it is significant to establish the dynamic model of solar-powered aircraft and analyze the flutter characteristics. Firstly, an initial dynamic model of a 15 meters span solar-powered aircraft is build, the reverse modeling is implemented by optimize the model stiffness according to the objective flutter speed. Then the flutter analysis is carried out and a complete method for flutter analysis of solar-powered aircraft is developed. Results show that the flutter speed will increase by 29% as the wing torsional stiffness increases by 70%. The present method can be used for wing structure design of the 15 meters span solar-powered aircraft.

Key words: solar-powered aircraft; flutter; model; wing; stiffness

收稿日期:2018-10-18; 修回日期:2018-12-06

基金项目:“长航时太阳能飞机”项目(ZN2017010303);民用飞机激励响应仿真技术研究项目(XZ2016024)

通信作者:杨飞, yangfei@comac.cc

引用格式:毛一青, 杨飞, 谷迎松. 15 米翼展太阳能飞机机翼颤振分析和刚度设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(4): 536-541.

Mao Yiqing, Yang Fei, Gu Yingsong. Research of flutter characteristics and stiffness design for 15 Meters span wing of a solar-powered aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(4): 536-541. (in Chinese)

0 引言

随着军事侦察、监测和通信中继等任务的需求增加,高空长航时太阳能无人机作为研究热点逐渐兴起^[1-2]。太阳能飞机的展弦比很大,一般超过15,机翼结构面密度较小,小于 3 kg/m^2 ,并且气动静载荷引起的机翼变形较大,可达到半展长的25%^[3-5]。相比于传统刚度较大的机翼,这类飞机的重量轻、刚度小、变形大、普遍存在颤振、突风响应等气动弹性问题。无人机不开展全模的颤振试验,通常按照航模的设计方法,设计完成后直接进入飞行试验,将会导致飞行颤振,造成飞行事故。上海奥科赛飞机公司设计的15米翼展太阳能飞机2号机,2017年7月28日飞行中,飞行高度670 ft(204.2 m)、飞行速度92 km/h(25.5 m/s)发生了颤振,导致飞机坠毁,如图1所示。因此,在设计阶段,对太阳能飞机进行合理的动力学建模和颤振分析,具有重要的工程意义。



图1 太阳能飞机飞行试验中的机翼反对称颤振

Fig. 1 Solar airplane anti-systemic wing flutter in flight test

国外对太阳能高空长航时无人机开展了大量研究^[6-8],主要是考虑大变形的变参颤振计算,对柔性太阳能无人机的建模研究较少。无人机设计中,无人机颤振计算的困难是设计阶段缺少准确的刚度数据、重量数据,难以建立准确的动力学模型。在太阳能飞机的动力学建模方面,有限元法得到了广泛的应用^[9-12],研究人员多采用梁单元和壳单元进行建模。在建模过程中,太阳能飞机的刚度设计尤为重要。朱鲜飞等^[9]综合考虑扭转角、上倾角和后掠角影响,提出了一种适用于大展弦比复杂机翼刚度计算的方法。曹岩等^[12]以最大载荷工况下的飞机强度为约束条件,调节结构刚度,实现了动力学反向建模。在太阳能飞机的颤振分析方面,季辰等^[13]采用 $p-k$ 法计算了某型太阳能无人机的颤振速度和颤振频率。谢长川等^[14]考虑了弹性变形对

结构刚度的影响,通过 $V-g$ 法和 $p-k$ 法计算了大展弦比柔性机翼在静变形位置附近的线性颤振特性。王伟等^[15-16]推导了太阳能飞机机翼结构变形后的切线刚度矩阵和质量矩阵,引入准模态假设,采用 $p-k$ 法研究了太阳能飞机的气动弹性稳定性。上述太阳能飞机的动力学建模和颤振分析中,大多根据确定性的结构参数进行正向建模和分析,但实际上在太阳能飞机的设计阶段,缺少准确的刚度数据、重量数据,因此难以直接进行建模和分析。曹岩等^[10]进行的太阳能飞机动力学反向建模是以飞机强度为约束条件的,以颤振速度为约束条件的太阳能飞机动力学反向建模还没有进行相关的研究。

以上方法不能解决15米翼展太阳能飞机的颤振分析动力学建模难题,本文提出以目标颤振速度为约束条件,根据均布质量和几何尺寸,开展结构动力学反向建模方法研究。并进行结构动力学分析和颤振分析,最后提出太阳能飞机防颤振设计的工程建议。

1 机翼的动力学反向建模方法

1.1 动力学反向建模方法

太阳能飞机通过飞机机翼和平尾表面铺设的太阳能晶硅面板提供能源。在飞机动力约束的情况下,飞机重量受到限制,而要求的机翼面积又比较大,从而导致飞机的机翼刚度较小,在飞行中受气动力静载荷的影响产生大变形;大变形会降低机翼的模式频率,从而降低机翼的颤振速度。太阳能飞机的小刚度和大变形特点导致了太阳能飞机普遍存在颤振问题。按照常规航模设计的10米到15米翼展的太阳能飞机,颤振速度通常在20~28 m/s范围内,颤振速度较低。

在动力学建模方面,太阳能飞机通常没有准确的刚度参数、重量参数,缺乏正向动力建模数据。这个问题是太阳飞机和改装类飞机颤振模型的一个技术难点。本文提出一种基于大展弦比长直机翼的目标颤振速度,根据太阳能飞机的实际颤振速度、几何尺寸、称重重量数据,调节飞机的机翼刚度特性,进行动力学反向建模的方法。动力学反向建模方法如图2所示。动力学反向建模方法也称为长航时太阳能无人机颤振约束刚度设计方法,通过该方法可以获得目标刚度和目标颤振模型。

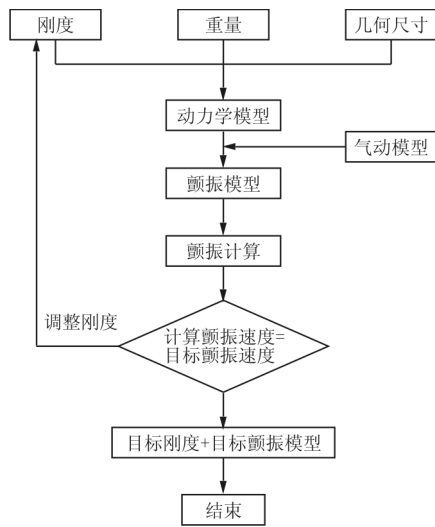


图 2 动力学反向建模方法

Fig. 2 Dynamic model reverse build method

1.2 机翼结构动力学反向建模

本文的研究对象为上海奥科赛飞机有限公司先后研制的太阳能飞机 3 号机。这架飞机为长直机翼,采用太阳能电池和蓄电池供电,装备电传飞控。全机最大起飞质量 70 kg,展弦比 17.9,几何平均弦长 0.84 m,机翼质量为 25 kg,翼展 15 m,面积 12.56 m²,单位面积机翼平均质量为 1.99 kg/m²。

太阳能飞机 3 号机的设计最大飞行速度为 70 km/h,即 19.5 m/s。根据飞机几何尺寸建立气动力模型,刚轴位置为机翼主梁。太阳能飞机机翼左右对称,可建立半模进行动力学分析。机翼刚度用梁单元模拟,质量用集中质量单元进行模拟。建立的梁架式结构动力学有限元计算模型如图 3 所示,颤振计算模型如图 4 所示。

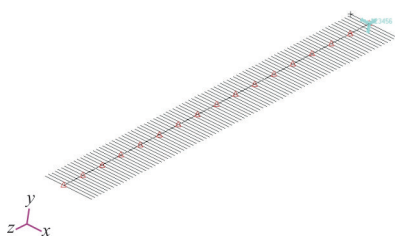


图 3 结构动力学模型

Fig. 3 Structural dynamic model

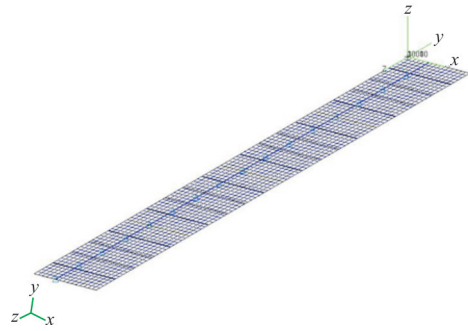


图 4 颤振模型

Fig. 4 Flutter model

1.3 分析方法

计算模型的固有振动特性分析采用国际通用的大型结构分析程序 MSC/NASTRAN SOL 103 求解器、修正 GIVENS 法完成,计算模型的颤振特性分析采用 MSC/NASTRAN SOL 145 求解器、*p-k* 法完成。全机分析总共包括 21 阶弹性模态。为保守考虑,颤振分析中不考虑结构阻尼,计算马赫数 (*Ma*) 为 0.05,高度为海平面,大气密度为 1.225 kg/m³。

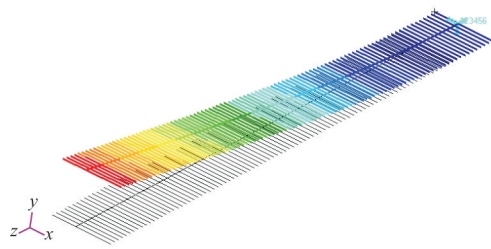
2 固有振动特性分析和颤振分析

2.1 固有振动特性分析

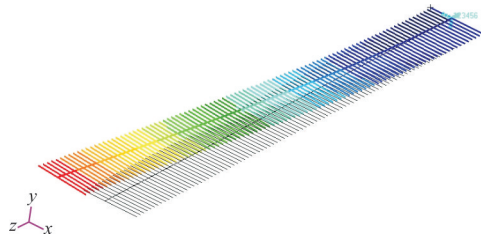
满足目标颤振速度 19.5 和 25.5 m/s 的机翼动力学固有振动特性,模态振型和频率如表 1 所示。机翼垂直一阶弯曲模态频率 0.69 Hz,机翼垂直二阶弯曲模态频率与机翼一阶扭转频率比较接近,分别为 4.26 和 7.30 Hz。这三支机翼关键模态对应的模态振型如图 5 所示。

表 1 机翼固有振动特性
Table 1 Wing mode frequency

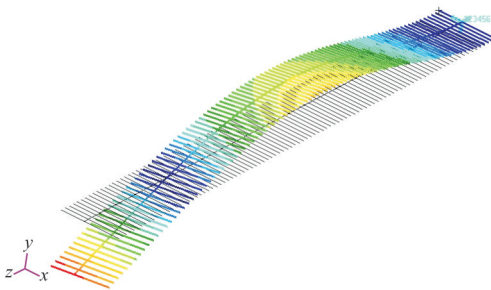
序号	模态名称	频率/Hz	
		颤振速度=19.5 m/s	颤振速度=25.5 m/s
1	机翼垂直一弯	0.69	0.73
2	机翼水平一弯	0.97	1.04
3	机翼垂直二弯	4.26	4.56
4	机翼水平二弯	5.98	6.39
5	机翼一阶扭转	7.30	9.51
6	机翼垂直三弯	11.79	12.67
7	机翼水平三弯	16.38	17.50
8	机翼垂直四弯	21.82	24.48
9	机翼二阶扭转	22.78	28.53
10	机翼水平四弯	31.19	33.33



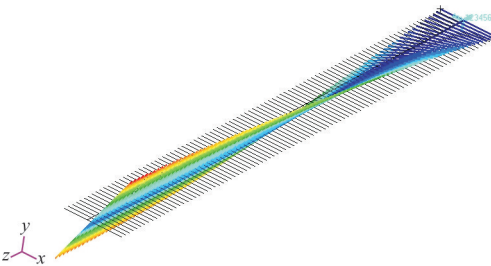
(a) 机翼垂直一弯模态



(b) 机翼水平一弯模态



(c) 机翼垂直二弯模态



(d) 机翼一阶扭转模态

图 5 机翼固有模态

Fig. 5 Wing natural mode

2.2 颤振特性分析

计算得到机翼的颤振速度和颤振频率如表 2 所示,所得 V-g 曲线和 V-f 曲线分别如图 6~图 7 所示($H=0\text{ m}, Ma=0.05$)。

表 2 机翼颤振计算结果

Table 2 Wing flutter result

构型	颤振参数	数值
3 号机	颤振分支	5
	颤振速度/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	19.8
	颤振频率/Hz	4.7

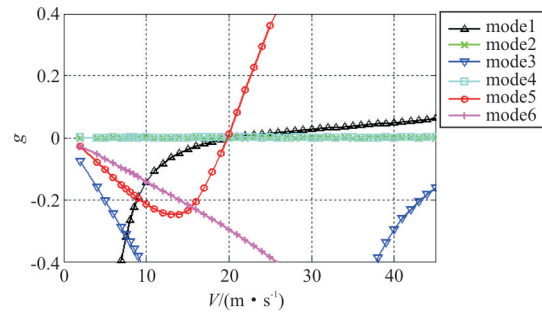


图 6 机翼颤振的 V-g 图

Fig. 6 Wing flutter V-g curve

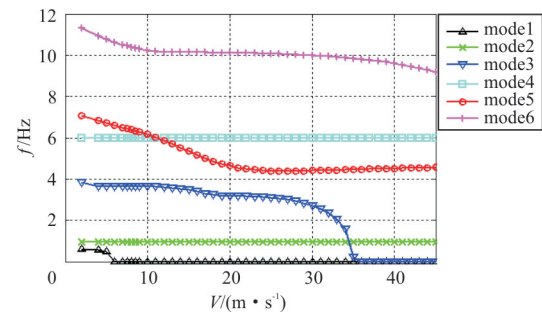


图 7 机翼颤振的 V-f 图

Fig. 7 Wing flutter V-f curve

从图 6 可以看出:穿越分支为第 5 支机翼一阶扭转模态。从图 7 可以看出:机翼一阶扭转模态频率降低,与机翼二阶弯曲模态频率靠近,两个模态耦合导致机翼颤振。

分析结果表明:机翼颤振主要是机翼垂直二阶弯曲和机翼一阶扭转模态耦合,表现为爆发型颤振。颤振速度 19.8 m/s (71.28 km/h),颤振频率 4.7 Hz ,满足实际颤振速度 19.5 m/s 的目标。

2.3 变刚度颤振特性分析

在上述刚度基础上,进行变参分析,变刚度对应的颤振速度如表 3 所示,可以看出:机翼扭转刚度增大 70% ,颤振速度增大 29% 。

表 3 机翼刚度计算结果

Table 3 Parametric flutter study with respect to varied wing stiffness

参 数	构 型		相对变化百分比/%
	3 号机基准刚度	3 号机大刚度	
垂直弯曲刚度/(N·mm ²)	8.01E+3	9.14E+3	14
面内弯曲刚度/(N·mm ²)	1.60E+4	1.83E+4	14
扭转刚度/(N·mm ²)	3.20E+3	5.46E+3	70
颤振速度/(m·s ⁻¹)	19.8	25.5	29

3 工程建议

太阳能飞机的颤振设计存在以下问题:

(1) 由于太阳能飞机的机翼翼展很大,太阳能飞机的刚度数据难以准确分析,因此难以建立准确的颤振计算模型。

(2) 目前,低速风洞试验最大口径为 5 m,大型太阳能飞机无法直接在风洞中进行颤振试验。

(3) 试飞中飞行速度难以控制,一旦达到颤振速度,飞机就会发生颤振,导致飞机损伤,引起飞行事故。

基于以上问题,本文认为,通过以下两方面措施,可以解决太阳能飞机的颤振问题:

(1) 在设计阶段,就要考虑颤振约束,进行初步的颤振分析,并开展地面模态试验,进行模型修正;

(2) 未来可考虑采用地面车载颤振模型试验技术,可以进行太阳能飞机全模的地面车载颤振试验^[17]。试飞前,在地面获得太阳能飞机的颤振速度和颤振频率,保证试飞安全。

4 结 论

(1) 本文提出的颤振速度约束的动力学反向建模方法能够适用于建立太阳能飞机的动力学模型和颤振模型,获得机翼的目标刚度。

(2) 增大扭转刚度,可显著提高太阳能飞机的颤振速度。

(3) 太阳能飞机在设计阶段,需要考虑颤振约束,进行初步的颤振分析,或者采用地面车载颤振模型试验技术,获得颤振速度和颤振频率。

参考文献

- [1] 白新华. 太阳能飞机发展现状及趋势[J]. 生态经济, 2016, 32(9): 2-5.
Bai Xinhua. Development and trend of solar aircrafts[J]. Ecological Economy, 2016, 32(9): 2-5. (in Chinese)
- [2] 冯相赛. 太阳能无人机及其应用概述[J]. 太阳能无人机及其应用概述[J]. 太阳能, 2018(7): 10-15,75.
Feng Xiangsai. Overview and application of solar aircrafts [J]. Solar Energy, 2018(7): 10-15,75. (in Chinese)
- [3] Kirk Flittie, Bob Curtin. AIAA-98-4446 Pathfinder solar-powered aircraft flight performance [R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] Patil M J, Hodges D H. On the importance of aerodynamic and structural geometrical nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings[J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19: 905-915.
- [5] 昌敏, 周洲, 郑志成. 太阳能飞机原理及总体参数敏感度分析 [J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(5): 792-796.
Chang Min, Zhou Zhou, Zheng Zhicheng. Flight principles of solar-powered airplane and sensitivity analysis of its conceptual parameters[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(5): 792-796. (in Chinese)
- [6] Noll T E, Brown J M, Perez-Davis M E, et al. Investigation of the helios prototype aircraft mishap[R]. NASA Report, USA: NASA Langley Research Center, 2004.
- [7] Frulla G, Cestino E, Marzocca P. Critical behaviour of slender wing configurations[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 224(5): 587-600.
- [8] Stefan Leutenegger, Mathieu Jabas, Roland Y Siegwart. Solar airplane conceptual design and performance estimation [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2011, 61 (4): 545-561.
- [9] 朱鲜飞, 冯蕴雯, 薛小锋. 大展弦比复杂机翼刚度计算方法研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(3): 473-478.
Zhu Xianfei, Feng Yunwen, Xue Xiaofeng. A calculation method for the stiffness of complex wings with large aspect ratio[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(3): 473-478. (in Chinese)
- [10] 杨龙. 大展弦比太阳能无人机结构动力学研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.

- Yang Long. Study on structural dynamic of high aspect ratio solar unmanned aerial vehicle(UAV)[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [11] 董鑫. 太阳能无人飞机复合材料机翼结构设计优化[D]. 西安: 西安工业大学, 2016.
- Dong Xin. Composhe wing structure design and optimization of a solar-powered serial vehicle[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2016. (in Chinese)
- [12] 曹岩, 沈冰, 刘红军. 某太阳能无人飞机复合材料机身结构梁选型与优化[J]. 机械设计与制造, 2016(7): 205-208, 212.
- Cao Yan, Shen Bing, Liu Hongjun. Selection and optimization of new solar UAV composite fuselage structural beams [J]. Machinery Design & Manufacture, 2016(7): 205-208, 212. (in Chinese)
- [13] 季辰, 赵玲. 太阳能无人飞机静气动弹性和颤振分析[C]//中国空气动力学学会空气弹性力学专业委员会, 第十一届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 昆明: 中国空气动力学学会, 2009.
- Ji Chen, Zhao ling. Analysis of static aeroelasticity and flutter of solar UAV[C]// Committee of Aeroelasticity, Proceedings of 11th National Forum on Aeroelasticity. Kunming: Chinese Society of Aerodynamics, 2009. (in Chinese)
- [14] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2003(12): 1087-1090.
- Xie Changchuan, Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(12): 1087-1090. (in Chinese)
- [15] 王伟, 周洲, 祝小平, 等. 几何大变形太阳能无人机非线性气动弹性稳定性研究[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(1): 1-8.
- Wang Wei, Zhou Zhou, Zhu Xiaoping, et al. Exploring aeroelastic stability of very flexible solar powered UAV with geometrically large deformation[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 33(1): 1-8. (in Chinese)
- [16] 王伟. 太阳能无人机非线性气动弹性及飞行力学研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- Wang Wei. Exploring nonlinear aeroelastic and flight dynamics of solar-powered UAV[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [17] 李翰, 解江. 车载颤振试验可行性研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(5): 75-78.
- Li Han, Xie Jiang. Study on the feasibility of car-carried flutter test[J]. Flight dynamics, 2010, 28(5): 75-78. (in Chinese)

作者简介:

毛一青(1965—),男,学士,工程师。主要研究方向:轻型运动飞机、太阳能飞机。

杨飞(1982—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:颤振、抖振、振动、载荷、静强度、飞行试验。

谷迎松(1981—),男,博士,副教授。主要研究方向:非线性气动弹性力学和气动伺服弹性力学。

(编辑:沈惺)