

文章编号: 1000-6893(2002)03-0245-04

分布式协同进化 MDO 算法及其在导弹设计中应用

陈琪锋, 戴金海, 李晓斌

(国防科技大学 宇航科学与工程系, 湖南 长沙 410073)

MULTIDISCIPLINARY DESIGN OPTIMIZATION BASED ON DISTRIBUTED
COEVOLUTION-ALGORITHM AND APPLICATION IN MISSILE DESIGN

CHEN Qi-feng, DAI Jin-hai, LI Xiao-bin

(Department of Aerospace Science and Engineering, National University
of Defence Technology, Changsha 410073, China)

摘 要: 针对现有基于梯度的多学科设计优化(MDO)算法不适用于具有离散和整数设计变量、设计空间非凸或不连通的多学科设计优化问题,以及倾向于收敛到接近初始点的局部最优点的缺点,为充分发挥进化算法的优越性,根据协同进化与 MDO 在本质上的相似性,采用分布式协同进化机制进行 MDO 算法研究。提出了分布式协同进化 MDO 算法,并将该算法应用于导弹的气动/发动机/控制一体化优化设计。

关键词: 多学科设计优化; 进化计算; 协同进化算法; 优化

中图分类号: O224; V421

文献标识码: A

Abstract: Gradient-based multidisciplinary design optimization (MDO) methods cannot be used directly to problems with discrete and integer design variables or with disjointed design space, and they have a propensity to converge to a relative optimum closest to the starting point. This paper introduces coevolutionary algorithms to multidisciplinary design optimization based on their substantial similarity, to sufficiently employ the merit of evolutionary algorithms in MDO. A distributed coevolutionary multidisciplinary design optimization algorithm is proposed. Each discipline conducts optimization using an independent distributed evolutionary algorithm. The distributed coevolution mechanism is used to coordinate disciplinary optimizations. The algorithm is applied to missile aerodynamic/engine/control multidisciplinary design optimization, and the result shows that the algorithm is promising in design optimization of coupled systems.

Key words: multidisciplinary design optimization; evolutionary computation; coevolutionary algorithms; optimization

多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, 简称 MDO)是适合现代分布式计算机网络环境下进行复杂系统设计优化的新方法,在国际、国内受到广泛关注^[1-3]。多学科设计优化算法是 MDO 技术研究的一个重要方面。现有的 MDO 算法主要针对连续设计变量问题,许多方法需要梯度信息。然而,获取梯度信息常常要花费很大代价,甚至是不可行的。工程系统中存在大量具有离散和整数设计变量的多学科设计优化问题,并且在连续设计变量问题中,设计空间有可能是非凸的甚至是不连通的。这样的问题,现有的 MDO 算法难以处理。另外,现有的 MDO 算法倾向于收敛到接近初始点的局部最优点^[4]。

进化算法以其并行、全局搜索的能力、只需目标值信息、适用于连续/离散情形、适合多目标问题等优点得到广泛的研究和应用。进化算法已引

起 MDO 技术专家的重视,作为一种优化方法,已成功地应用到多学科设计优化中。然而,由于进化算法的搜索机制与传统的非线性规划算法不同,仅将进化算法作为一种优化方法嵌入现有 MDO 算法体系,并不能充分发挥其优点。

协同进化算法(Coevolutionary Algorithms)^[4]模拟了生物界物种之间的竞争、捕食、共生的关系,及在这些相互作用下,各物种协同进化,使整个生态系统由低级向高级进化的过程。协同进化算法采用多个种群,各个物种仅代表问题解的一部分,它们的组合形成完整的解。通过各个种群独立进化和种群间的相互协同,来进行问题求解。其思想与多学科设计优化中各个学科(子系统)在互相制约、相互协调的基础上收敛到整体最优解的关系有着本质的相似性,能够提供一种全新的多学科设计优化算法体系。

本文采用分布式协同进化^[4]的思想,提出了分布式协同进化 MDO 算法,并将其应用于某在

收稿日期: 2001-05-01; 修订日期: 2001-08-13

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2002/03/0245/>

研训练用导弹的总体优化设计。

1 分布式协同进化

分布式协同进化算法中,所有物种的个体散布在同一个二维平面网格中,各物种在每个格点内均只有一个个体存在。各物种独立进行繁殖,选择和杂交限制在网格的一个小邻域中进行,产生的后代替换掉该邻域内较差的个体。通过邻域的重叠,使得较好的解可以在网格中扩散。各个物种在进化过程中使用的邻域也是独立的。物种之间在表现型上相互作用,不同种群之间的相互作用局限在同一网格点内部。分布式的协同进化算法符合自然界自然选择的局部性、通过渐渐扩散才使得信息为全局共享的特点。分布式协同机制使各个种群获得充分的协同。各物种个体的分布情况如图1所示, a 、 b 分别表示不同物种。

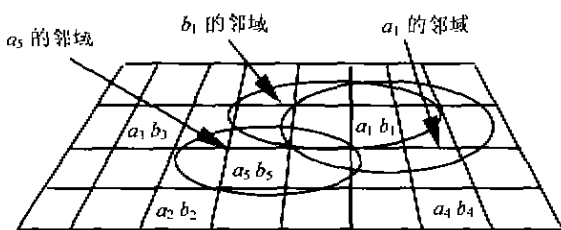


图1 分布式协同进化的网格和邻域

Fig. 1 Grid and neighbourhood of distributed coevolution

本文中,各种群的进化是基于进化策略的,约束处理采用Runarsson的随机排序方法^[5]。

2 分布式协同进化MDO算法

多学科设计优化问题一般形式的三学科耦合系统^[2]如图2所示。图中 x , x_1 , x_2 , x_3 分别为系统设计变量和各学科的设计变量; g_i 和 f_i 为各学科的设计目标和设计约束; $y_{i,j}$ 为由学科 i 输出到学科 j 的耦合函数。对每一个 $y_{i,j}$ 引入耦合变量 $y_{i,j}^*$,表示学科 j 分析时用到的学科 i 到学科 j 的耦合函数值,使得各学科的分析可以同时进行。将上述MDO问题划分为各个子系统的并行设计优化问题,各子系统的优化变量互不重叠、优化目标与系统优化目标相容,各子系统除了要满足其子系统的约束之外,还要满足子系统间的耦合性约束,子系统 i 的优化为:

优化变量: (X_i, Y_i^*)

子系统目标: $\min O_i$

子系统约束: $g_i \leq 0, h_i = 0$

耦合性约束: $c_i = \|Y_i^* - Y_i\| = 0$

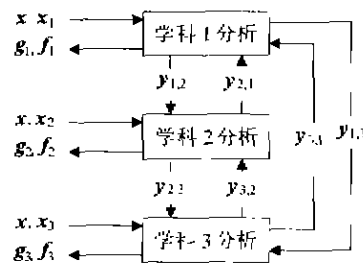


图2 三学科耦合系统

Fig. 2 Coupled system with three disciplines

其中: $X_i = (x_i^*, x_i)$, 为子系统的设计量, x_i^* 为系统设计变量中分配给学科 i 设计的变量; $Y_i = (y_{i,1}, y_{i,2}, \dots, y_{i,n})$, 为子系统输出的其它子系统分析所需的耦合量, $Y_i^* = (y_{i,1}^*, y_{i,2}^*, \dots, y_{i,n}^*)$, j, k 表示其他2个学科的编号。优化变量也可以不包含 Y_i^* , 这时耦合性约束通过隐含迭代的方式获得满足。

分布式协同进化MDO算法用Balling的符号^[2]表示为: $\text{DEA}[A1] \parallel \text{DEA}[A2] \parallel \text{DEA}[A3]$, 其中 $[\]$ 表示嵌套执行; \parallel 表示并行执行; A 表示学科分析(analysis); DEA 表示分布式进化算法(distributed evolutionary algorithms)。算法执行过程中,各学科用分布式进化算法并行设计优化,各个学科的设计优化采用分布式协同进化的机制进行协调。进化过程中各个子系统维持相同的群体规模,各子系统的并行设计优化共享一全局存储器,其中存放当前各个子系统提出的设计点。这些设计点被一一放置在二维平面网格中,各子系统对应网格点中设计的组合构成系统设计。各子系统个体分析所需的与其他子系统的耦合量使用个体所在网格点中其他子系统的个体对应的值。子系统的进化使用局部的排序和重组,产生的新设计个体替换邻域内较差的设计。各子系统的分布式协同进化,使得系统设计不断地得到改善,收敛到系统最优解。

子系统的进化可以从单个设计点的邻域开始,也可以并行地从多个点的邻域同时开始,即不但可以实现各学科之间的并行设计,还可实现学科内的并行设计。由于算法仅共享全局存储器而不需要全局的控制和同步,因此算法适合于分布式计算机网络环境下的异步并行计算。本文在单台微机上串行依次执行各学科的进化,算法步骤见文章网址。

用NASA Langley研究中心MDO Branch发布的MDO Test Suite所提供的多学科设计优化问题^[6]对算法进行了测试,详见文章网址。

3 算法在导弹总体优化设计中的应用

要求导弹在200m高度左右(190m~210m)保持大于等于60s的水平飞行,平飞段结束时的速度大于等于150m/s。采用图3所示的单室双推力固体火箭发动机作动力,安装一对中弹翼,一对水平尾翼和一个垂尾,采用比例微分高度控制。导弹弹体尺寸、壳体质量及有效载荷由其战术技术要求所确定,在优化设计中取定值。通过优化翼的尺寸、发动机的设计参数,及控制参数,得到满足飞行要求的具有最小起飞质量的设计。



图3 发动机装药示意图

Fig.3 Schematic of engine propellant filling

对该问题应用分布式协同进化MDO算法进行气动、发动机、控制3个学科并行设计优化:气动子系统进行翼的优化设计,满足平飞时间、压心位置约束,使翼的总质量最小;发动机子系统设计优化发动机参数,满足平飞时间约束和导弹质心位置约束,使发动机质量最小;控制子系统设计优化控制参数,使导弹平飞时间最长。

气动分析中升、阻力特性用气动估算^[7]的方法计算,认为翼的质量在所优化的范围内与面积成正比;控制系统仅考虑高度控制外回路,用比例微分控制导弹攻角变化: $\alpha = k_0(H - H_0) + K_1\dot{H}$;发动机分析采用零维内弹道微分方程组补充燃面变化方程进行内弹道计算,求出推力时间曲线和工作过程中的最大压强,由发动机最大工作压力确定发动机壁厚,进而计算出发动机总质量^[8]。弹道分析为各学科分析的公共模块,采用三自由度的弹道方程计算。

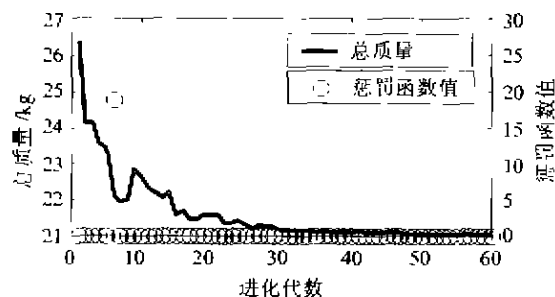


图4 算法收敛情况

Fig.4 Convergence of algorithm

算法执行过程中系统设计的收敛情况如图4所示,图中总质量为发动机质量和翼的质量之和,惩罚函数值为各学科惩罚函数值之和,惩罚函数

值非零表示对应的解不可行。设计变量取值范围和求得的最优解列于表1。所得最优设计翼的总质量为3.622kg,发动机质量为17.414kg,其平飞时间为60.0s,推力时间曲线和飞行过程中高度变化(至平飞段结束时刻)如图5所示。

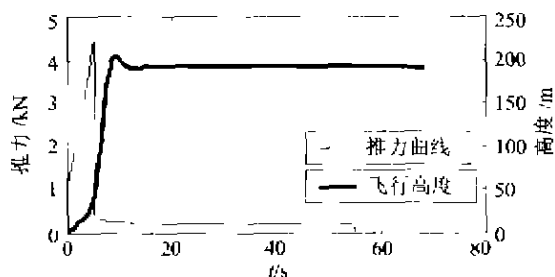


图5 推力和高度变化曲线

Fig.5 Thrust and height curve

表1 设计变量取值范围及最优值

Table 1 Bounds and solution of design variables

各学科的设计参数	下界	上界	最优解
弹翼半展长/m	0.26	0.41	0.2620
弹翼梢弦长/m	0.1	0.18	0.1003
弹翼根弦长/m	0.12	0.24	0.1200
弹翼前缘后掠角/(°)	0.0	20.0	19.923
尾翼半展长/m	0.09	0.29	0.2896
尾翼梢弦长/m	0.1	0.18	0.1252
尾翼根弦长/m	0.14	0.26	0.1401
尾翼前缘后掠角/(°)	0.0	30.0	11.176
控制 发射角/(°)	25.0	35.0	34.576
系统 比例项系数	0.15	0.35	0.3491
参数 微分项系数	0.15	0.4	0.3997
装药总长/m	0.3	1.0	0.6158
助推段装药相对长度/m	0.1	0.5	0.4120
装药直径/m	0.14	0.25	0.1400
助推段装药相对孔径	0.1	0.5	0.2568
喷管喉径/m	0.01	0.03	0.0247
喷管膨胀比	2.0	15.0	2.0626

4 结束语

分布式协同进化MDO算法能够实现各个学科的并行设计优化,保持各个学科的自治性,各个学科的设计优化通过分布式协同进化机制相互协调,使算法收敛到系统的最优解。该算法将进化算法与MDO有效地结合,充分发挥进化算法的优点。实例表明算法适用于复杂耦合系统的设计优化。如何利用算法执行过程中分析的大量设计点产生有效的系统分析近似,以减少实际的分析运算值得深入研究。另外,算法有待于在分布式网络环境下实现。

参考文献

[1] 余雄庆,丁运亮.多学科设计优化算法及其在飞行器设计

- 中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 1-6.
(Yu X Q, Ding Y L. Multidisciplinary design optimization: a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 1-6.)
- [2] Balling R J, Sobieszcanski-Sobieski J. Optimization of coupled systems: a critical overview of approaches[J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 6-17.
- [3] Hartzel P. Nongradient methods in multidisciplinary design optimization-status and potential[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(1): 255-265.
- [4] Husband P. Distributed coevolutionary genetic algorithms for multi-criteria and multi-constraint optimization[A]. In: Fogarty T, ed. Evolutionary Computing. Lecture Notes in Computer Science[C]. Vol. 865. Berlin: Springer Verlag, 1994. 150-165.
- [5] Runarsson T P, Xin Yao. Stochastic ranking for constrained evolutionary optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 4(3): 284-294.
- [6] Padula S L, Alexandrov N, Green L L. MDO Test Suite at NASA Langley Research Center[R]. AIAA Paper 96-4026, 1996.
- [7] 7210任务办公室. 航空气动手册(第二册)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1983. 403-831.
(7210 Task Office. Aviation aerodynamic handbook, second volume[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1983. 403-831.)
- [8] 雒英, 胡克翔. 固体火箭发动机[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1990. 139-223.
(Sui Y, Hu K X. Solid rocket motor[M]. Beijing: Beijing Science and Technology University Press, 1990. 139-223.)

作者简介:



陈琪锋(1976-) 男,河南荥阳人,国防科技大学飞行器设计专业博士研究生,从事多学科设计优化算法及其在飞行器设计中的应用研究, Email: cql_nudt@sina.com.



戴金海(1943-) 男,河北昌黎人,国防科技大学飞行器设计专业教授、博士生导师。曾两次获国家科技进步一等奖,三次获部委级二等奖,1992年开始被授予国务院特殊津贴。主要从事系统建模与仿真,实时系统与计算机控制研究。电话号码: (0731) 4574796; Email: dai_nudt@sina.com

李晓斌(1975-) 男,山西清徐人,国防科技大学飞行器设计专业硕士研究生。

(责任编辑:李铁柏)

文章编号:1000-6893(2002)03-0249-03

服役条件下飞机结构腐蚀损伤概率模型研究

陈跃良^{1,2}, 吕国志¹, 段成美²

(1. 西北工业大学 飞机系, 陕西 西安 710072)

(2. 海军航空工程学院青岛分院 飞机教研室, 山东 青岛 266041)

A PROBABILITY MODEL FOR THE CORROSION DAMAGE OF
AIRCRAFT STRUCTURE IN SERVICE ENVIRONMENTCHEN Yue-Liang^{1,2}, LU Guo-zhi¹, DUAN Cheng-mei²

(1. Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Aircraft teaching group, Naval Aeronautical Engineering Academy Qingdao Branch, Qingdao 266041, China)

摘 要: 从现役飞机结构腐蚀损伤外场调研数据入手, 对飞机结构主要材料 LY12CZ 的腐蚀特征量进行了统计分析。结果表明: 给定时间下腐蚀损伤深度服从 Weibull 分布; 给定可靠度下, 腐蚀深度 (d) 随时间的变化符合 Sigmoid 曲线规律; 在较为恶劣环境下某型机内部件防腐涂层的有效期约为 2.5 年。

关键词: 铝合金; 局部腐蚀; 点蚀; 最大腐蚀深度; 统计分析

中图分类号: V214; O346.2-1 **文献标识码:** A

Abstract: The corrosion depth of LY12CZ aluminum alloy was obtained by investigation in the service condition. A statistical study of corrosion characteristic quantity (CCQ) for these aluminum alloys was carried out. The results show that the corrosion depth is in conformity with Weibull distribution in given time. Corrosion depth (d) was fitted to Sigmoid function curve of the service time which included exposure to the environment and flying time. The period of validity of the anticorrosion layer is about 2.5 years in severe service environments.

Key words: aluminum alloy; localized corrosion; pitting corrosion; maximum corrosion depth; statistical analysis

通过调研, 归纳整理了主要结构或构件在实际使用环境/飞行载荷联合作用下的腐蚀损伤数据。它真实地反映了飞机结构在使用环境下(停放—飞行—停放—飞行反复循环), 结构产生的腐蚀—腐蚀疲劳—腐蚀而引起的损伤程度。研究发现, 在环境/载荷的联合作用下, 结构表面的防护层容易产生微小裂纹, 腐蚀溶液进入到金属基体产生电化学反应, 进而出现点蚀、晶间腐蚀、剥蚀。腐蚀坑的出现时间 (t) 以及腐蚀特征量 (Corrosion Characteristic Quantity 简称为 CCQ) (如长、宽、深) 的大小取决于环境、材料、载荷、防护层质量等因素。以上因素是随机的, 因此 t 和 CCQ 也是随机的。本文采用随机变量累积分布函数的方法来描述 t 和 CCQ。

1 给定时间下腐蚀特征量 (CCQ) 累积分布函数

(1) 腐蚀特征量 (CCQ) 腐蚀特征量表示腐蚀严重程度的尺度。一般用三维尺度如长、宽、深

描述腐蚀严重程度。根据不同腐蚀形态可以用不同的 CCQ 去描述, 如孔蚀 (Pitting), 一般用最大深度来描述, 严重剥蚀一般用腐蚀面积来描述。对受力构件而言, 剖面面积的削弱, 取决于腐蚀深度和宽度; 在构件宽度方向上, 腐蚀宽度相同时, 构件剖面的削弱, 仅取决于腐蚀深度。由于腐蚀坑形成过程一般分点蚀的形成、发展, 相邻点蚀区联合从而变成蚀坑。考虑到腐蚀深度是影响结构寿命和结构功能的主要因素, 故本文以腐蚀深度 d 作为腐蚀特征量 (CCQ)。

(2) 腐蚀数据统计分析 某型飞机服役条件下前梁下缘条腐蚀损伤数据。表 1 为服役 7a (1a 表示服役 1 年, 以下类同) 的腐蚀数据。

文献[1]认为坑蚀深度分布服从 Gumbell 第 1 极值分布, 文献[2]认为孔蚀深度更好地服从 Logistic 模型。本文认为飞机的使用特点是环境与载荷的联合作用, 故腐蚀深度的分布应有其自身的特点。为此本文用 Gumbell 第 1 极值分布、Logistic 模型和 Weibull 分布作对比研究。其结果如图 1 所示。

收稿日期: 2001-06-04; 修订日期: 2001-08-25

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2002/03/0249/>

表1 服役7a腐蚀数据

Table 1 Corrosion damage data, servicing 7a

序号	d/mm	序号	d/mm	序号	d/mm
1	0.5	12	1.0	23	1.6
2	0.5	13	1.1	24	1.7
3	0.6	14	1.1	25	1.7
4	0.6	15	1.2	26	1.8
5	0.7	16	1.2	27	1.9
6	0.8	17	1.3	28	1.9
7	0.8	18	1.4	29	2.0
8	0.8	19	1.5	30	2.2
9	0.9	20	1.5	31	2.3
10	0.9	21	1.6	32	2.4
11	1.0	22	1.6		

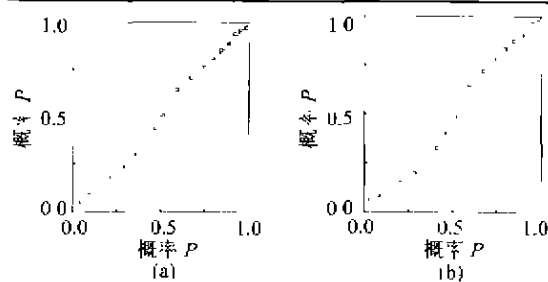


图1 腐蚀深度的P-P图

(a) Weibull分布; (b) Logistic分布

Fig. 1 The P-P plot of pit depth

从图1粗略看出Weibull分布比Logistic分布好。Gumbell第1极值分布在下面讨论。

(3) 分布形式的比较研究 本文采用Pearson相关系数法进行对比。Pearson相关系数 R_{xy} 的公式为

$$R_{xy} = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\left[\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2 \right]^{1/2}} \quad (1)$$

置信度为95%,计算结果如表2所示。

表2 各拟合模型的相关系数

Table 2 Relationship coefficient of fit model

服役时间/a	拟合模型的 R_{xy}		
	Gumbell	Logistic	Weibull
6	0.982	0.991	0.99
7	0.985	0.984	0.991
8.5	0.978	0.978	0.992
10	0.971	0.982	0.991
12.5	0.978	0.982	0.994

从表2知,除6a中的Logistic模型的 R_{xy} 大于Weibull分布的 R_{xy} 外,所有的Weibull分布的 R_{xy} 均比其它两种模型的 R_{xy} 都要大。因此,认为服役条件下的腐蚀深度服从Weibull分布。服役7a后该飞机前梁下缘条的腐蚀深度 d 的累积分布函数为

$$F(x < d) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^{\alpha}\right] \quad (2)$$

其中: $\alpha=2.1077$, $\beta=0.94497$ 。

服役7a后的腐蚀深度 d 的累积分布规律与实际分布的关系如图2所示。

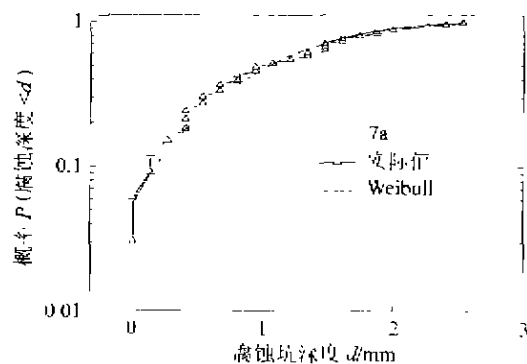


图2 服役7a腐蚀深度累积分布规律

Fig. 2 Cumulative distribution function of pit depth at servicing 7a

对全部数据的分析处理后所得累计分布规律如图3所示。

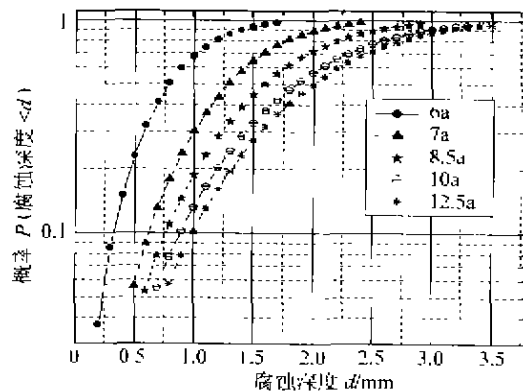


图3 5种服役时间的累积分布规律

Fig. 3 Cumulative distribution function of pit depth at different servicing time

(4) 给定概率下腐蚀深度 d 与服役时间 t 的关系 取 $P=95\%$,其腐蚀深度随时间的变化如表3。

表3 腐蚀深度 d 与时间 t 关系数据Table 3 Pit depth(d) and service time(t)

t/a	d/mm
6	1.79
7	2.26
8.5	2.796
10	3.29
12.5	3.46

对表3的数据进行拟合,并进行 χ^2 检验。结果为 $\chi^2=0.01009$, $\chi^2_{0.01}(5-1)=0.3$ ($\alpha=0.01$),其拟合曲线类型为S型(Sigmoidal)。方程为

$$d = \frac{A_1 - A_2}{1 + \exp[(x - x_0)/dx]} + A_2 \quad (3)$$

式(3)的系数为 $A_1 = -2.36573$, $A_2 = 3.58172$, $x_0 = 4.65823$, $dx = 1.93553$ 。拟合结果如图4。

从式(3)得,当 $d=0$ 时, $t=3.86a$

即起始腐蚀时间为 3.86a, 即约为 4a。从文献[1]的拟合公式

$$d = \frac{-0.46032}{1 + \exp\left[\frac{t - 11.985}{2.2335}\right]} + 0.68537 \quad (4)$$

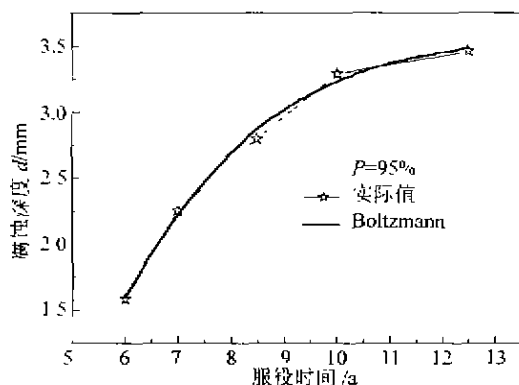


图4 $P=95\%$ 条件下服役时间与腐蚀深度关系

Fig. 4 Relationship between service time and pit depth under $P=95\%$

推算,当 $d=0$ 时得, $t \approx 6$ 天。即 LY12CZ 铝合金全裸型材的起始腐蚀时间为 6 天(按文献介绍的环境试验)。那么在服役条件下(停—飞—停环境下)结构防护层的失效时间大约为多少呢?文献[3]给出了某北方机场在工业污染+盐雾($T=40^\circ\text{C}$, $\text{RH}=95\% \sim 100\%$, $\text{pH}=4$, $[\text{NaCl}]=3.5\%$ 条件下),铝件在该环境下腐蚀 4d 相当与实际环境下腐蚀 1a。某型飞机翼梁缘条的材料为高强度铝合金 LY12CZ, 表面经过阳极化处理并涂有 H06-1012H 底漆, 据此推算防护层的失效时间为 $4 - (6/4) = 2.5a$ 。这与文献[4]的结论“我国军用飞机涂层的寿命一般为 2~3 年”吻合的很好, 也证明本文所用数据的有效性 & 数据处理方法的科学性。

2 结论

由于局部腐蚀萌生、发展具有的内在的随机特性, 以及飞机长期服役过程中结构材料本身、环境、载荷(飞—续—飞)等因素的随机作用, 使得单一腐蚀缺陷具有随机特征, 需用统计方法研究腐

蚀缺陷群体的演化分布规律。结果表明:

(1)服役条件下, 用 LY12CZ 型材加工而成的飞机结构件, 在工业污染+盐雾环境—飞行载荷作用下, 其给定时间的腐蚀损伤缺陷群的深度服从 Weibull 分布。

(2)给定概率下, 其腐蚀损伤缺陷群的深度随时间符合 Sigmoidal 型曲线规律。

(3)在较为严酷的环境下服役, 由于载荷/环境的联合作用, 防护涂层容易破坏, 我国某型飞机翼梁缘条的材料为 LY12CZ, 表面经过阳极化处理并涂有 H06-1012H 航空环氧锌黄底漆, 防护涂层的有效寿命大约为 2.5a。

致 谢 本文获得黄玉珊先生基金资助

参 考 文 献

- [1] 胡艳玲, 李获, 郭宝兰. LY12CZ 铝合金型材的腐蚀动力学统计规律研究及日历寿命预测方法探讨[J]. 航空学报, 2000, 21(增刊): S53—S57.
(Hu Y L, Li H, Guo B L. Statistical study of corrosion dynamics law and method to predict calendar life for LY12CZ aluminum alloy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(Sup.): S53—S57.)
- [2] 张九渊, 洪明庚, 卢建树. 孔蚀统计规律的对比研究[J]. 中国腐蚀与防护学报, 1994, 18(2): 161—166.
(Zhang J Y, Hong M G, Lu J S, et al. Comparative study of statistic law of pitting[J]. Journal of Chinese Society For Corrosion and Protection, 1994, 18(2): 161—166.)
- [3] 周希沅. 中国飞机结构腐蚀分区和当量环境谱[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 230—233.
(Zhou X Y. Corrosion demarcation of airplane structures of China and equivalence environmental spectrum[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 230—233.)
- [4] 刘凤岭. 腐蚀科学与防腐工程技术新进展[M]. 中国腐蚀与防护学会主编, 北京: 化学工业出版社, 1999. 570—573.
(Liu F L. New advanced of corrosion science and anti-corrosion engineering technology[M]. Chinese Society for corrosion and protection. Beijing: Chemical Industry Press, 1999. 570—573.)

作者简介:



陈跃良(1962—) 男, 浙江省东阳市人, 西北工业大学在读博士生, 海军航空工程学院青岛分院副教授, 主要研究方向为: 腐蚀疲劳, 飞机结构日历寿命。

(责任编辑: 李铁柏)