



南京航空航天大学

第七届研究生学术会议论文集

7th Postgraduate Academic Conference of NUAA

2005.11.

江苏 南京

主办单位:

共青团南京航空航天大学委员会
南京航空航天大学研究生院
南京航空航天大学科协

承办单位:

南京航空航天大学研究生会

7

南京航空航天大学
第七届研究生学术会议

论文集

主办 共青团南京航空航天大学团委
南京航空航天大学 研究生院
南京航空航天大学 科 协

承办 南京航空航天大学研究生会

二〇〇五年十一月 江苏·南京

齊國万物惟創造

道濟天下展終終

譚振亞

博 学 慎 思

求 真 务 实

胡海岩

序

在党的十六届五中全会胜利闭幕、神舟六号载人航天飞行圆满成功之际，南京航空航天大学迎来了第七届研究生学术会议。“十一五”规划的制定过程中，中央将自主创新摆在了突出的位置，强调惟有不断创新，拥有自主知识产权，才会在未来的发展中立于不败之地。学术会议的举办，能有效促进我校研究生整体科研水平和创新能力的提高，为我校创建高水平研究型大学作出一定的贡献。

以“横向交流、共同发展、敦本务实、开拓创新”为主题，本届研究生学术会议旨在弘扬科学精神，引导广大学生积极参与科学研究，增进学术交流，营造学术氛围，展示学术成果。在校有关部门领导的关心和指导下，在我校和各兄弟院校、科研院所研究生的大力支持和参与下，本届研究生学术会议成果显著，共征集稿件 757 篇，内容涉及工、管、理、经、文、法、哲、教等多个领域，涌现出一批质量高、富有创新性的优秀论文。其中，校外来稿 43 篇，稿件来自北航、复旦、浙大、中科大、南大等十八所国内知名学府。同历届学术会议相比，本届学术会议在稿件数量、参与范围、质量层次上均有大幅度的提高，并在校内外产生了更为深远的影响。

本届学术会议论文评审阶段本着“公平公正”的原则，从严把关，组织专家对来稿进行了盲审、量化分级。最终我们从录用的来稿中选取了 50 篇具备较高学术水平和实用价值的学术论文结集成册，以期反映我校和部分兄弟院校研究生的最新研究成果，希望对大家的研究工作有参考和促进作用。当然，由于作者水平有限，疏漏和错误之处在所难免，恳请读者批评指正。

南京航空航天大学第七届研究生学术会议筹备委员会

南京航空航天大学研究生会

二〇〇五年十一月

南京航空航天大学第七届研究生学术会议论文集

目 录

一院

- * 基于模糊逻辑原理的空气动力建模方法 翟媛媛 黄达(1)
* 一种新型封装光纤布拉格光栅(FBG)传感器的研究 周国鹏 袁慎芳 芦吉云(5)
超音速无人机气动布局设计与效能评估研究 孙跃 昂海松 仝超(9)
虚拟样机技术在飞机改型设计中的应用 邢晓霞 童明波(14)
飞机环控系统用多喷嘴引射器实验研究 孙英 蒋福根(17)
碳酸钙晶体力学性质的量子力学计算 刘百国 郭万林(21)

二院

- * 气垫船用航改燃机的模糊 PID 控制 胡豪东 叶志锋(24)
* 新型电子机械制动器制动效能分析 汪洋 翁建生 张斌(29)
航空发动机控制系统通用仿真模型库研究 沈峰 黄金泉(33)
二线制智能电气阀门定位器的设计研究 张远华 毛建国(37)

三院

- * 导弹自动驾驶仪自适应模糊输出反馈控制 陈海通 姜长生(41)
平台式/捷联式惯导传递对准仿真平台的实现 钱伟行 赵伟 汪叔华 曾庆化(47)

四院

- * 基于 Chord 的路由热区问题的研究 胡云贵 章勇(51)
* 分支指标互模拟及其模态逻辑特征 芦珊(56)
一种基于 QOS 的无损 BSSGP 流量控制算法研究 陈瑞瑞(62)
 $\pi/4$ -DQPSK 调制解调原理及算法实现 王大海 徐大专(67)
下一代 BIOS 的安全方案及应用 石浚菁(71)
基于术语猜测能力的安全协议验证逻辑 吴燕 赵进(76)
一种改进的无线传感器网络路由协议 赵进 章勇 吴燕(82)
一个改进的主从结构表安全数据模型 王艳磊 毛宇光 翟志刚(89)
子剩余收缩算子的表示定理 张蓉(95)

五院

- * 大面积 HFCVD 系统衬底温度场的有限元仿真研究
..... 李磊 黎向锋 徐锋 卢文壮(101)
* 加载方式对超塑胀形厚度分布影响的有限元分析
..... 芮玉龙 张益华 陈明和 左大平(105)
基于电火花线切割微细加工试验的分析 赵星 云乃彰 陈建宁 张天鹏(109)
金刚石高频感应钎焊温度检测系统的设计 吴巍 徐九华(113)

具有非完整约束移动机器人的动力学分析	潘永彭 吴洪涛(117)
喷射成形中漏包液位 PID 控制的建模与仿真	邢宝 王晓勇(121)
基于超声电机的工作台精确定位系统	白永明(125)
基于 workflows 的项目管理系统的分析与设计	陈浩(129)
基于编码的图像点对应匹配方法	周玲 张丽艳 张维中 郑建冬(133)
基于 Dynaform 的 FLSD 的程序开发及应	薛玉雷 陈明和(138)

六院

* TiO ₂ 纳米管阵列的制备及其光催化性能	秦亮 陶海军 王玲 陶杰(142)
γ 辐射降解法制备小分子水溶性壳聚糖	康斌(146)

七院

* 小波变换在人脸识别中应用	俞建军(150)
多机场终端区容量评估模型	黄真 胡明华 田勇(154)
面向全寿命周期的民机直接维修成本分析和控制	陈勇 吴静敏 左洪福(158)

八院

* Klein - Gordon - Zakharov 方程的一个守恒型格式	陈娟(162)
IMinpert: An Incomplete Minimum Perturbation Algorithm for Large Unsymmetric Linear Systems	Sun Lei(166)
精化的二阶 Arnoldi 方法	张治中(170)
一类随机图团聚系数的计算	周洪伟(175)

九院

* 我国手机行业的产业组织分析	崔勇 耿弘(179)
* 对两类具有不诚信卖方的 B2C 的进化博弈分析	张立刚(184)
收益不确定情形下的产业集聚的稳定性分析	陆芳 方志耕(190)

十院

* 山东省城市基础设施水平评价研究	谢馥芸(195)
论现代大学精神的构建	耿建峰 朱林 邵永同(199)
论公益诉讼之适格原告	张幼松(203)

艺术学院

论宗白华学术思想的意义与价值	殷剑敏(207)
----------------------	----------

外语学院

《亨利四世》中“荣誉”的解构与重建	姜礼福 石云龙(211)
-------------------------	--------------

高等教育研究所

高校教师聘任制中的合同法律关系问题研究	张光辉(217)
---------------------------	----------

科技信息研究所

情报学决策功能新探	高宇(221)
-----------------	---------

备注:加 * 的论文为十五篇优秀论文

基于模糊逻辑原理的空气动力建模方法

翟媛媛 黄达

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘要: 本文采用模糊逻辑原理,分别对某飞机的定常和非定常空气动力进行建模,并采用所建立的数学模型计算模型的空气动力。对于定常空气动力,利用48组模型静态风洞实验结果作为样本数据,以攻角,侧滑角,升降舵偏角,地板高度作为参变量进行建模,计算8个气动力分量。对于非定常空气动力,采用25组动态耦合运动风洞实验结果作为样本数据,以侧滑角,侧滑角速度,滚转角,滚转角速度,运动频率,副翼偏角作为参变量进行建模,计算2个非定常气动力。结果表明,采用模糊逻辑原理对气动力建模,建模参变量不受限制,建模精度较高。

关键词: 模糊逻辑; 空气动力; 建模

引言

空气动力建模在上世纪八十年代开始已经在国外出现。通常建模方法有非线性代数法、阶跃函数法、状态空间法等。以上这些方法共有的缺陷是对建模参数有限制。到九十年代后期,模糊逻辑原理用于非定常空气动力建模,使非定常空气动力建模进入了一个新的领域。采用模糊逻辑原理,进行多自由度非定常气动力建模,重点是对隶属函数的选取进行研究,以调整模型计算结果的准确性。该方法的好处在于不限制运动参数的数量,多一个自由度的运动参数,只是增加逻辑函数的个数,最终增加运算数组的维数,增加计算量。另外,该方法的建模精度可以人工调整。

本文采用模糊逻辑原理,分别某飞机的空气动力进行建模。对于定常空气动力,利用48组模型静态风洞实验结果作为样本数据,以攻角,侧滑角,升降舵偏角,地板高度作为参变量进行建模,计算8个气动力分量。对于非定常空气动力,采用25组动态耦合运动风洞实验结果作为样本数据,以侧滑角,侧滑角速度,滚转角,滚转角速度,运动频率,副翼偏角作为参变量进行建模,计算2个非定常气动力。结果表明,采用模糊逻辑原理对气动力建模,建模参变量不受限制,建模精度较高。

1 建模原理

模糊逻辑建模的优点在于建模参数不受限制,而且得到的模型对任意状态的空气动力,计算都非常简单快捷,建模过程纯数学性。模糊逻辑算法被认为是一个数值方案,它不要求对非线性函数的

函数形式的近似作假设,它们用一组内部函数和隶属函数去进行迭加预计数值。因此,模糊逻辑建模在非定常空气动力研究中有广泛的应用前景。对非定常空气动力数据,本文采用模糊逻辑原理建立数学模型,该方法的基本元素是内部函数,隶属函数和输出单元。

1.1 模糊逻辑模型

利用隶属函数对所有内部函数进行加权平均,来确定输入变量与输出变量的关系,从而建立数学模型。

模糊逻辑模型的输出定义为:

$$\hat{y}_j = \frac{\sum_{j=1}^n op[\mu_l^i(x_{lj}), \dots, \mu_r^i(x_{rj}), \dots, \mu_k^i(x_{kj})] P^i}{\sum_{i=1}^n op[\mu_l^i(x_{lj}), \dots, \mu_r^i(x_{rj}), \dots, \mu_k^i(x_{kj})]} \quad (1)$$

\hat{y}_j 表示第 j 个训练样本的模糊逻辑输出, $(x_{lj}, \dots, x_{rj}, \dots, x_{kj})$ 为第 j 个输入样本, x_r 表示输入变量,可以是模型攻角、侧滑角、舵偏角等。输入变量必须进行归一化。

P^i 为内部函数,我们取输入变量的线性函数作为内部函数:

$$P^i = y_i(x_1, x_2, \dots, x_r, \dots, x_k) = P_0^i + P_1^i x_1 + P_r^i x_r + \dots + P_k^i x_k \quad (2)$$

其中 P_r^i 为内部函数系数, i 为内部函数个数。内部函数个数与输出单元的个数是相同的,它们由输入函数隶属函数确定。对于输入变量 x_r 划分出 N_r 个

收稿日期: 2005-10-18

基金项目: 本项目受武器装备预研基金资助

作者简介: 翟媛媛(1981-),女(汉族),山东淄博,在读硕士研究生, zhaiyuanyuan1981@163.com

隶属函数, 那么输入单元的个数 $n=N_1 * N_2 * \dots * N_r$
 $* \dots * N_k$ 。

(1) 式中 $op[\mu_1^i(x_{j_1}), \dots, \mu_r^i(x_{j_r}), \dots, \mu_k^i(x_{j_k})]$ 代表对第 i 个内部函数加权, 采用对隶属函数的乘积运算。 $\mu_r^i(x_{j_r})$ 为输入变量 x_{j_r} 的隶属函数。隶属度为 1.0 表示影响最大, 隶属度为 0.0 表示无任何影响。隶属函数可以选用三角隶属函数和二次型隶属函数等, 本文选用三角函数, 若输入变量划分为若干个隶属函数, 则:

$$\text{当 } N_r = 0 \text{ 时 } \mu_r(x_r) = 1.0$$

$$\text{当 } N_r = 1 \text{ 时 } \mu_r(x_r) = x_r$$

$$\text{当 } N_r = 2 \text{ 时 } \begin{aligned} j = 1, \mu_r(x_r) &= x_r \\ j = 2, \mu_r(x_r) &= 1 - x_r \end{aligned}$$

$$\text{当 } N_r \geq 3 \text{ 时 } \begin{aligned} j = 1, \mu_r(x_r) &= x_r \\ j = 2, \mu_r(x_r) &= 1 - x_r \\ j = 3 \text{ 到 } N_r - n_r, \\ n_r &= \max(0, \text{int}(N_r - 2) / 2) \end{aligned}$$

$$0 \leq x_r \leq d_u \text{ 时, } \mu_r(x_r) = \frac{x_r}{d_u}$$

$$d_u < x_r \leq 1 \text{ 时, } \mu_r(x_r) = \frac{1 - x_r}{1 - d_u}$$

$$\text{其中 } d_u = \Delta x_1 \times (j - 2), \Delta x_1 = \frac{1.0}{N_r - n_r - 1}$$

$$j = N_r - n_r \text{ 到 } N_r$$

$$0 \leq x_r \leq d_d \text{ 时, } \mu_r(x_r) = \frac{d_d - x_r}{d_d}$$

$$d_d < x_r \leq 1 \text{ 时, } \mu_r(x_r) = \frac{d_d - x_r}{d_d - 1}$$

$$\text{其中 } d_d = \Delta x_2 \times (j - N_r + n_r), \Delta x_2 = \frac{1.0}{n_r + 1}$$

1.2 参数辨识

用牛顿梯度法来确定内部函数的系数。
 定义极小化准则函数为:

$$J = \sum_{j=1}^m (\hat{y}_j - y_j)^2 \quad (3)$$

以及相关系数:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^m (\hat{y}_j - y_j)^2}{\sum_{j=1}^m (y_j - \bar{y})^2} \quad (4)$$

其中 \hat{y}_j 为模糊逻辑模型输出, y_j 为实际输出值, \bar{y} 为所有样本数据的平均值。

由牛顿梯度法:

$$P_{r,t+1}^i = P_{r,t}^i - \alpha_r * (\partial J / \partial P_r^i) \quad (5)$$

α_r 为收敛参数, 其取值范围 (0, 1)。

对于 $r = 0$,

$$P_{0,t+1}^i = P_{0,t}^i - 2\alpha_0 \sum_{j=1}^m (\hat{y}_j - y_j) \times \frac{op[\mu_1^i(x_{j_1}), \dots, \mu_r^i(x_{j_r}), \dots, \mu_k^i(x_{j_k})]}{\sum_{s=1}^n op[\mu_1^s(x_{j_1}), \dots, \mu_r^s(x_{j_r}), \dots, \mu_k^s(x_{j_k})]} \quad (6)$$

对于 $r = 1, 2, \dots, k$,

$$P_{r,t+1}^i = P_{r,t}^i - 2\alpha_r \sum_{j=1}^m (\hat{y}_j - y_j) \times \frac{op[\mu_1^i(x_{j_1}), \dots, \mu_r^i(x_{j_r}), \dots, \mu_k^i(x_{j_k})]}{\sum_{s=1}^n op[\mu_1^s(x_{j_1}), \dots, \mu_r^s(x_{j_r}), \dots, \mu_k^s(x_{j_k})]} \quad (7)$$

1.3 结构辨识

为了确定最佳的模糊逻辑模型, 还必须进行结构辨识。首先, 将所有样本点分成两组, 一组为训练样本, 用来进行参数辨识; 另一组为测试样本, 用来检测模型结构精度。并给出最小的 R^2 值 R_{min}^2 。对于输入变量 x_r , 给定初始隶属函数个数 N_{begin} , 那么, 初始模型结构为 $(N_{begin}, N_{begin}, \dots, N_{begin})$ 。然后, 建立所有可能的模型结构, 即对某一个输入变量增加一个隶属函数个数, 其余保持不变认为 N_{begin} , 这样可以建立 k 个结构。计算所有结构的 R_{train}^2 和 R_{test}^2 , 取 R_{test}^2 最大值的结构为最优结构。此时寻找次数 $NS=1$, 重复上述过程, 直至满足:

$$R_{train}^2(NS) > R_{min}^2, \text{ 并且}$$

$$\begin{aligned} R_{test}^2(NS) &> R_{test}^2(NS+1) \\ &> R_{test}^2(NS+2) \end{aligned} \quad (8)$$

从而得到最优模糊逻辑结构。最后, 用所有样本点再重新进行一次参数辨识, 确定最终的内部函数系数。

2 建模结果及数据分析

2.1 定常气动力建模样本数据

以某飞机模型的 48 组静态试验数据作为样本数据, 每组数据均为给定地板高度 (H)、舵面偏度

(δa) 和模型侧滑角 (β) 时模型气动系数随攻角 (α) 变化情况。

2.2 建模结果

按照 $F = f(\alpha, \beta, \delta a, H)$ 形式进行建模, 升力系数 (CL)、阻力系数 (CD)、俯仰力矩系数 (CM)、法向力系数 ($CNOR$)、侧力系数 (CY)、偏航力矩系数 (CN)、滚转力矩系数 (CR)、轴向力系数 (CAX)。由于本次建模共四个变量, 因此, 对于每一组参变量组合共有 5 个系数, 即 P_0 、 P_1 、 P_2 、 P_3 、 P_4 , 以阻力系数的数学模型为例, 见表 1。

P_0	P_1	P_2	P_3	P_4
.0626556	.0749300	.3415925	.1348926	.1089402
.0029173	.0178708	-.0145951	.0136914	.1415775
.0132464	-.0082536	-.0195923	.0141265	.7552749
.0902491	.1392044	.3298237	.1153540	.2521315
.0209488	.0054923	.0159944	-.0020390	.1086296
.0294224	.0286862	.0599031	.0388971	.6857548
.1290532	.2207642	-.0924368	.2335855	.4201318
-.0094535	.0161986	.0261729	-.0024722	.0949720
.0164665	-.0262192	.0721581	.0252538	.8444265
.1896236	.3637863	.0302901	.2810350	.4661151
.0144280	-.0025193	.0676284	-.0355010	.2931145
.0416582	.0298373	.0575315	.0406032	.8183280
.1022366	.1750416	.3399467	.1833448	.2004228
.0242633	-.0062545	.0191802	.0494884	.2069728
.0153621	.0611539	.0521919	.0372029	.7265230
.1456620	.2207051	.4421671	.2261087	.2572201
.0584968	.0782683	.0543134	.0476882	.3283122
.0238417	.0891575	.0546494	.0241950	.8083786
.1921544	.2936359	.0680823	.3767663	.4587767
.0198844	-.0540172	.0779701	.0423763	.3072960
.0414110	.0924389	.0087744	.0700496	.8767624
.3186728	.3945369	.1417474	.3906755	.7537549
.0638449	.0603946	.0997215	.0370689	.5235917
.1476082	.1368589	.0408725	.0959890	.8811978

表 1 升力系数 (CL) 模型

2.3 数据比较

以某飞机 1 组检验数据 ($\beta=4^\circ$, $\delta a=30^\circ$, $H=1$ m), 为例, 将其运动参数代入模型进行反算, 将计算所得的 8 个气动力系数的结果与实验值进行比较。以图 1~3 为比较结果, 从图中可见建模结果规律的准确性。

图 1 为 $\beta=4^\circ$, $\delta a=30^\circ$, $H=1$ m 时, 升力系数的实验结果和建模结果的比较

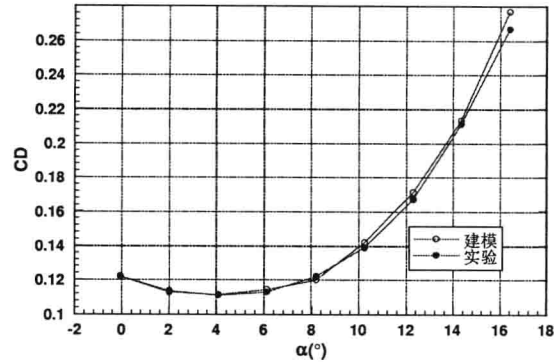


图 2 为 $\beta=4^\circ$, $\delta a=30^\circ$, $H=1$ m 时, 阻力系数的实验结果和建模结果的比较

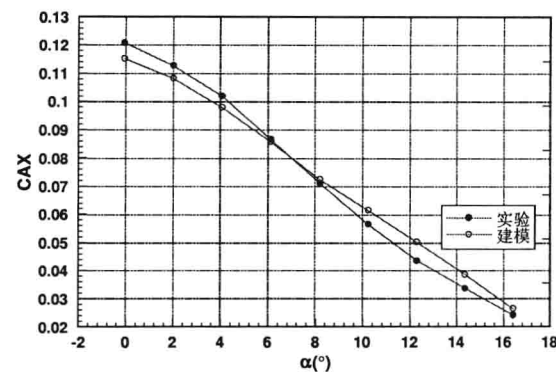


图 3 为 $\beta=4^\circ$, $\delta a=30^\circ$, $H=1$ m 时, 轴向力系数的实验结果和建模结果的比较

2.4 精度分析

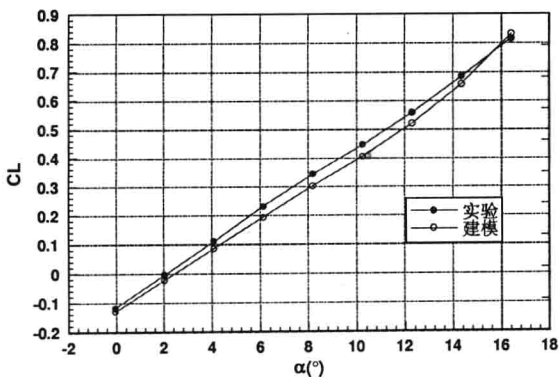
该建模各气动分量的综合精度见下表。

CL	CD	CM	$CNOR$
0.9995	0.9988	0.9829	0.9996
CY	CN	CR	CAX
0.9997	0.9997	0.9997	0.9997

表中只是全体样本 (432 点) 的综合精度, 从样本中每个点的模型精度可以看到, 模型计算结果较精确。另外, 从计算过程中发现, 试验曲线光滑时, 模型精度比较高。

2.5 非定常气动力建模

以某飞机模型的 25 组动态试验数据作为样本数据, 每组数据均为给定侧滑角 (β), 侧滑角速度 ($\dot{\beta}$), 滚转角 (ϕ), 滚转角速度 ($\dot{\phi}$), 运动频率 (f), 副翼偏角 (δf)。按照 $F = (\beta, \dot{\beta}, \phi, \dot{\phi}, f, \delta f)$ 形式进行建模, 获得 m_x 和 m_y 的数学模型, 以 1 组检验数据代入计算非定常气动力。结果如图 4~5 所示。



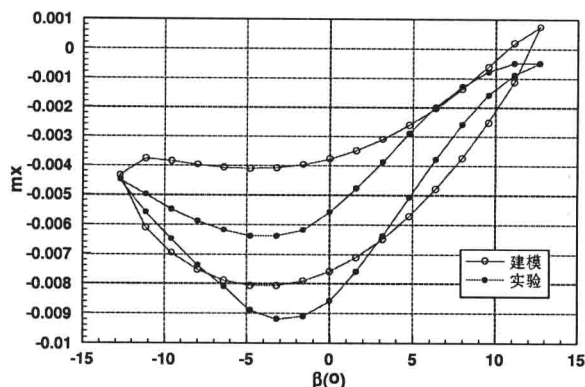


图4 非定常滚转力矩试验数据与建模结果比较

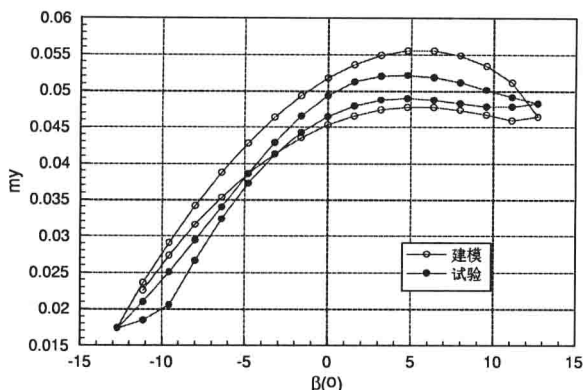


图5 非定常偏航力矩试验数据与建模结果比较

3 结论

采用模糊逻辑原理,建模参数可以不受限制,建模精度比较高。特别对于静态空气动力,由于其实验结果线性比较好,建模精度达到99%以上。对于非定常实验结果,尤其是多自由度耦合运动实验结果,由于实验结果的非线性,建模精度略低,在

以后的研究中拟采用调整隶属函数的方法进行方法改进,希望得到更高的精度。

参考文献

- [1] Lin G F, Lan C E. A Generalized Dynamic Aerodynamic Coefficient Model for Flight Dynamic Application. AIAA-97-3643, 1997
- [2] James H M., Jerry E J. A Nonlinear Indicial Response Model for the Rolling 65-Degree Delta Wing. AIAA-96-3406-CP, 1996
- [3] Goman M., Khrabrov A. State-Space Representation of Aerodynamic Characteristics of an Aircraft at High Angles of Attack. Journal of Aircraft, 1994, vol. 31, no. 5
- [4] 汪清, 蔡金狮. 飞机大攻角非定常气动力建模与辨识. 航空学报, 1996年, 17卷04期
- [5] 黄达, 李志强, 吴根兴. 大振幅非定常实验数据表达与数学模型研究. 空气动力学报, 1999年, 17卷01期: 68-72
- [6] 黄达, 李志强, 吴根兴. 大振幅非定常实验数学模型与动导数仿真实验. 空气动力学报, 1999年, 17卷02期: 219-223
- [7] 黄达, 李志强, 史志伟等. 飞机大振幅非定常滚转运动时的非线性稳定性分析. 空气动力学报, 2000年, 18卷04期: 401-406

THE METHOD ABOUT AERODYNAMICS MODELING BASED ON THE FUZZY LOGIC THEORY

Zhai Yuanyuan¹ Huang Da²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics Astronautics, Nanjing, 210016 China; 2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics Astronautics, Nanjing, 210016 China)

Abstract: The article adopt a fuzzy-logic theory respectively to generate aerodynamic models with steady and unsteady aerodynamics of some aircraft, and use the established model to calculate an configuration's aerodynamics. For the steady aerodynamics, the model is established to calculate 8 components of aerodynamics by using an configuration's 48 groups static wind tunnel experimental results as sample data and by using the attack angle, the sideslip angle, the elevator deflection angle and the height of the floor as the parameter variables. For the unsteady aerodynamics, the model is established to calculate 2 unsteady aerodynamics by using 25 groups dynamic coupling wind tunnel experimental results as sample data and by using the sideslip angle, the velocity of the sideslip angle, the roll angle, the velocity of the roll angle, the locomotion frequency and the aileron deflection angle as the parameter variables. The results indicate that using fuzzy-logic theory to model for aerodynamics, the parameter variables for modeling can't be limited, and the model's precision is comparatively high.

Keywords: fuzzy-logic; aerodynamics; mathematic model

一种新型封装光纤布拉格光栅 (FBG) 传感器的研究

周国鹏, 袁慎芳, 芦吉云

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘要: 介绍了一种新型的封装光纤布拉格光栅 (FBG) 传感器。这种光纤光栅传感器使用了特殊的方法将裸光纤光栅封装于两种聚合物构成的基底中。实验证明, 这种封装不但可以将裸光纤光栅的温度灵敏性提高 6 倍, 而且封装后的光纤光栅保持了良好的应变特性。

关键词: 光纤光栅; 聚合物; 封装

引言

光纤布拉格光栅 (Fiber Bragg Grating, FBG) 作为一种新型的光无源器件, 因其具有抗电磁干扰能力强、体积小、重量轻、寿命长、波长调制、可实现准分布式测量等特性, 在传感领域有广阔的实用前景^{[1][2][3]}。但是, 在实际使用中, 由于玻璃光纤固有的一些特性, 如纤细、易折、易断、易受外界破坏等, 使裸光纤光栅的应用受到很大的限制; 而且, 在某些特殊的场合, 要求提高裸光纤光栅的温度敏感性 (约为 $10\text{pm}/^\circ\text{C}$), 以实现更高的测量精度。将光纤光栅封装于热膨胀系数较大的基底材料中, 可以利用基底封装结构的形变带动光纤光栅提高 FBG 灵敏度^{[4][5][6][7][8]}。本文采用了一种新颖的工艺使用两种聚合物对裸光纤布拉格光栅进行封装处理。实验证实, 这种封装不但可以有效保护光纤光栅, 提供增强的温度敏感性, 而且封装后的光纤光栅保持了良好的应变特性。

1 基本原理

根据耦合模理论可知, 当宽带光在光纤布拉格光栅中传输时, 产生模式耦合, 满足 Bragg 条件的光被反射回入射端, 反射光的中心波长为:

$$\lambda_B = 2n_{\text{eff}} \Lambda \quad (1)$$

式中, λ_B 是反射光中心波长, n_{eff} 是光纤光栅芯区的有效折射率, Λ 是光栅周期。

外界温度和应变变化均较小时, 将式 (1) 按 T 和 ε 展开为泰勒级数, 忽略光纤光栅传感器的温度、应变交叉敏感性对 FBG 中心波长的影响, 式 (1) 可以写为:

$$\frac{\Delta\lambda_B}{\lambda_B} = (\alpha + \xi) \cdot \Delta T + (1 - P_c) \cdot \varepsilon = K_T \cdot \Delta T + K_\varepsilon \cdot \varepsilon \quad (2)$$

式中, $k_T = \alpha + \xi$ 为光纤光栅的温度敏感系数, $K_\varepsilon = (1 - P_c)$ 为光纤光栅应变灵敏度系数^{[9][10][11]}。

光纤光栅不受外部应力作用时, 将 FBG 沿中心线位置粘贴在基底上, 封装后的总热膨胀系数为:

$$\alpha = \frac{E_f S_f \alpha_f + E_l S_l \alpha_l}{E_f S_f + E_l S_l} \quad (3)$$

其中, E 为杨氏模量, S 是横截面积, 下标 f 、 l 分别代表基底和光纤光栅。可见, 通过合理选择基底的材料就可以改变封装结构的热膨胀系数, 并进而改变光纤光栅传感器的温度敏感系数, 改变的程度由基底材料和光纤光栅共同决定。

2 实验

采用上海紫栅光电技术有限公司生产的光纤布拉格光栅, 中心波长为 1542nm , 反射带宽约为 0.3nm , 光栅长度约为 15mm 。

本文所选用的封装材料为两种聚合物 (A: 聚烯烃; B: 聚氯乙烯; 使用温度为 $-55^\circ\text{C} \sim 100^\circ\text{C}$), 初始形状均为空心管状, 且 A 管管径略大于 B 管管径, B 管管径略大于光纤光栅直径。

将光纤布拉格光栅和封装材料 A、B 各自固定好, 放入温控箱加热至 100°C 约 10 分钟。聚合物 A 将收缩, 聚合物 B 将熔融。待聚合物 B 完全熔融后即可取出, 冷却成型。封装完成后的传感器为半透明, 圆柱状, 长约 5.5mm , 直径约 2.8mm 。经测试, 与封装前相比, 封装后光纤布拉格光栅的自由中心波长向短波方向漂移了约 2nm , 这是由于聚合物冷却过程中收缩造成的。实验表明,

收稿日期: 2005-10-18

基金项目: 国家自然科学基金重大国际 (地区) 合作研究项目资助 (50420120133)

作者简介: 周国鹏 (1974-), 男 (汉族), 江苏南京, 在读硕士研究生, Email: zgp2000@163.com

在封装过程中对光纤光栅进行预拉伸可以有效减少自由中心波长漂移量。

2.1 温敏性实验

由式(3)可以看出,具有不同于玻璃纤维热膨胀系数的聚合物材料封装会影响FBG传感器的温度敏感系数,影响的程度由封装后的传感器尺寸和

封装材料共同决定。

图2为光纤布拉格光栅传感器温敏性实验装置。光纤布拉格光栅传感器置于温控箱中,其波长漂移用美国Micron Optics公司生产的光纤光栅解调仪SI425进行测量,其分辨率小于1pm,重复性为0.2pm,扫描频率为250Hz。

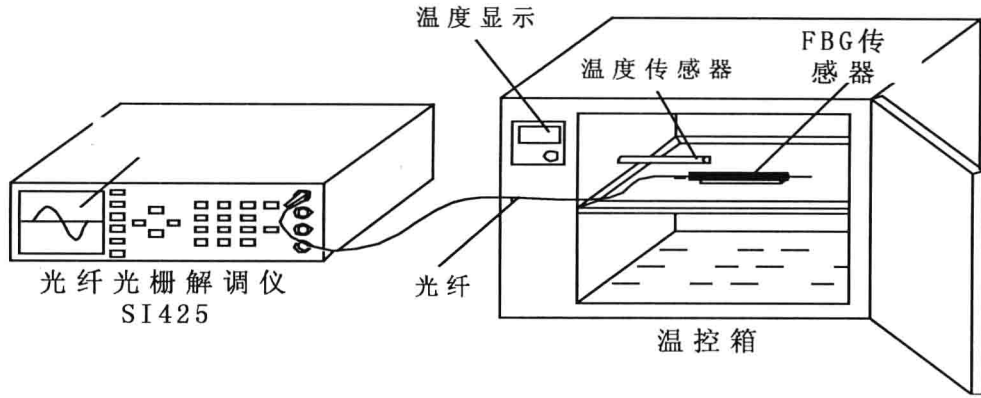


图2 封装光纤布拉格光栅传感器温敏性实验装置

改变温控箱的温度,每5°C为一个测试点,得到封装前、后光纤布拉格光栅传感器中心波长随温度变化的关系曲线如图3。

由实验可知,裸光纤布拉格光栅的温度敏感性约为0.010nm/°C,而本实验双聚合物封装后的光纤布拉格光栅温度敏感性约为0.055 nm/°C(常温,20°C~70°C),是裸光纤布拉格光栅的约5.5倍。当温度超过80°C时,聚合物封装材料出现软化现象,至100°C时重新熔融,因而测试以常温状态为主。

光纤光栅传感器保持良好的温度敏感性测试重复性。

2.2 纯弯实验

聚合物封装后的光纤布拉格光栅(FBG)传感器做预拉伸后用丙稀酸酯以两端粘贴的方式平直固定在纯弯实验装置的矩形梁中心位置,其波长漂移用美国Micron Optics公司生产的光纤光栅解调仪SI425进行测量,用南京生产的NAT-III型数字测力仪测量弯曲载荷。实验使用的纯弯装置应力与应变关系为:

$$\epsilon_m = 0.3386 \times 10^{-6} P \quad (4)$$

对实验装置的矩形梁均匀施加0~1600N载荷,每100N为一个测试点。应用式(5),并考虑掺锗石英光纤 $P_e \sim 0.22$, $K_e = (1 - P_e) \sim 0.78$,得到应变-FBG中心波长变化曲线,如图5,显示聚合物封装后的光纤光栅传感器线性度很好(约为0.991)。再对实验装置逐次进行卸载,得到和加载实验相吻合的应变-FBG中心波长变化曲线。

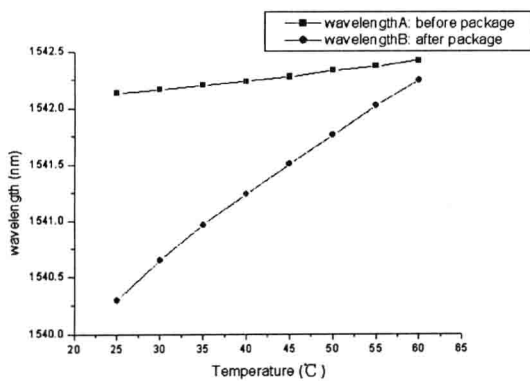


图3 聚合物封装前、后光纤光栅温度敏感性曲线

经过多次重复升、降温测试,聚合物封装光纤布拉格光栅传感器无观察到老化开裂、空洞等缺陷,封装材料与光纤相容性好,无分离现象。

对聚合物封装光纤光栅传感器进行多次大角度弯曲、扭转,未观察到光纤光栅断裂、封装材料剥离现象。重复进行温敏性实验,观察到封装后的

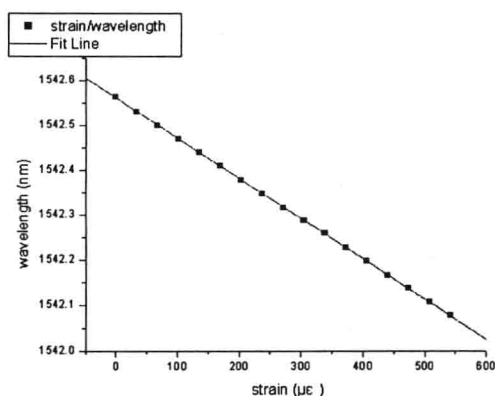


图4 应变-FBG 中心波长变化曲线

3 讨论

目前光纤布拉格光栅封装的方法多为两种：直接粘贴到基底材料上，典型的为金属片封装；利用模具或管材灌封，典型的为金属管封装。前一种方法操作简单，但因为多使用环氧树脂组份胶粘贴，粘贴面往往较薄不能长时间保护传感器，易受外部环境的影响，所以多用于实验操作。后一种方法可以提供相对较封闭的工作条件，大大减少了外部环境的影响，但因为其多采用环氧树脂或类似的有机聚合物，在封装过程中需要对树脂进行加热，而管径相对较小，灌封过程中较难控制封装中的空洞生成，形成小范围的应力集中；且为保证应力变化均匀，需要在封装管中准直的放置光纤光栅，因而封装相对费时且不易保持光纤光栅的局部应变特性不受影响。

和常用的两种封装方法相比，本文采用的双组分聚合物封装具有一定的优势。以金属管封装为例：(1) 从尺寸上，金属管封装管径可以较双组分聚合物封装更小，但需要以较为复杂的工艺为代价，而双组分聚合物封装的尺寸相对待测对象如钢混结构，对实际工程测量不会有太大的影响。(2) 从材料上，金属管封装的材料一般是金属管和环氧树脂或类似的有机聚合物，由于金属的热膨胀系数的限制，同时环氧树脂的热膨胀系数也不高，金属管封装的传感器一般只能将光纤光栅的温度敏感性提高 2~3 倍，如铝管封装可以提高 3 倍；而双组分聚合物封装不但可以通过改变各组成成分，而且可以通过对材料进行改性来大幅提高光纤光栅的温度敏感性，以更精确的测量温度变化。(3) 从工艺上，为了减少封装中出现的空洞，通常在灌封金属管传感器时要加热环氧树脂，但由于管径较小，很难保证灌封均匀；而双组分聚合物封装是加热熔融的自然过程，熔融时自中心向外，形成密实

的封装结构，不易产生空洞。(4) 从实际应用，两种封装都可以用于工程测量，但考虑到双组分聚合物封装的刚度一般大大小于金属管封装，因而对测量的影响相对更小。(5) 从保护上，两种封装都可以有效保护光纤光栅，但金属封装在长期应用时要考虑外界侵蚀的问题，尤其是腐蚀的问题，而双组分聚合物抵抗外界侵蚀的能力要大于金属管；特别考虑到金属管的刚度，一旦弯折，就不易恢复原状，将会对测量造成影响。

4 结论

双组分聚合物封装通过调整封装中各组成的成分比或对组成做改性，就可以方便的降低或提高封装结构的总热膨胀系数，制成具有不同温度敏感度的光纤光栅传感器。

封装技术是决定光纤光栅传感器能否大规模应用的主要因素之一。本文提出的双组分聚合物封装以常见的热熔性材料结合热缩性材料成功的对光纤光栅进行了封装。实验证实，这种封装可以很好的满足常温下的工程应用要求。特别地，相对金属材料，这种封装方法可以选择的材料更为广泛，且简单易行，尤其在温度测量方面更有其优势。

参考文献

- [1] 何兴仁. FBG 传感器应用开发进展. 光纤光缆传输技术, 2000, 02 期: 35-40
- [2] 姜德生, 梁磊, 南秋明. 光纤 Bragg 光栅传感特性的实验研究. 传感器技术, 2003, 22 期: 7-9
- [3] 查开德, 王向阳. 光纤布喇格光栅的制作和应用. 应用光学, 1996, 17 期: 17-26
- [4] 刘志国, 刘云启, 关柏鸥等. 高灵敏度光纤光栅温度传感及其测试研究. 南开大学学报(自然科学), 1999, 32 期: 5-8
- [5] 何伟, 徐先东, 姜德生. 聚合物封装的高灵敏度光纤光栅温度传感器及其低温特性. 光学学报, 2004, 24 期: 1316-1319
- [6] 张伟刚, 周广, 梁龙斌等. 混合聚合物光纤光栅封装元件的温敏实验. 光子学报, 2001, 30 期: 1003-1004
- [7] 李川, 吴晟, 刘建平. 铠装光纤 Bragg 光栅温度传感器的研究. 传感器技术, 2005, 24 期: 29-33
- [8] 关柏鸥, 郭转运, 刘志国等. 光纤光栅的温度增敏实验. 光子学报, 1999, 28 期: 65-66
- [9] 吕且妮, 张以谟, 刘铁根等. 光纤光栅传感测量中的交叉敏感研究. 天津大学学报, 2002, 35 期: 425-428

[10] 王海平, 陈荣, 林斌等。光纤 Bragg 光栅传感器温度和应变的双参量同时测量。福建师范大学学报, 2003, 19 期: 34-36

[11] 毕卫红, 李卫, 傅广为。分布式光纤光栅实现应变和温度的同时测量。光电子·激光, 2003, 14 期: 827-834

Research of a novel package Fiber Bragg Grating sensor

Zhou Guopeng Yuan Shenfang Lu Jiyun

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016 China)

Abstract: A novel package fiber Bragg grating sensor has been presented, which was made by packed a fiber Bragg grating in two kinds of polymers. It was proved by the experiment that the package not only could improve the bare FBG temperature sense rate to about 6 times, but also could keep the well strain characters of bare FBG

Key words: Fiber Bragg grating; Polymer; Package

超音速无人机气动布局设计与效能评估研究

孙跃, 昂海松, 全超

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘要: 超音速无人机由于其突防速度快、生存能力强, 有着广阔的应用前景。本文针对超音速多用途无人机方案设计, 以三维面元法为工具, 分析了正常式布局、无尾布局、鸭式布局三种气动布局方案的气动特性, 并采用综合效能评估的方法研究了不同气动布局形式对全机重量、成本、飞行性能、隐身性能等诸多方面的综合影响, 从中选出最优方案。为超音速无人机的工程研制和多用途无人机效能评估研究提出有价值的参考。

关键词: 超音速无人机; 飞机设计; 气动布局; 三维面元法; 效能评估

中图分类号: V271.4

引言

近年来, 无人驾驶飞机在历次战争中得到广泛应用, 也愈发受到重视。而超音速无人机由于其突防速度快、生存能力强, 在监视侦察、对地攻击、目标模拟乃至空中截击、格斗等诸多领域有着广阔的发展前景。

飞机设计一般分为方案设计、打样设计、详细设计等几个阶段。其中, 方案设计阶段需要做出对飞机全局影响有重大影响的决策。气动布局设计要解决方案设计中的核心问题, 处在飞机设计中的顶层位置。不同的气动布局形式和参数的选择对总体、结构、系统设计等各个专业都有着重要影响, 并直接影响全机的综合效能。在飞机多学科、一体化设计中, 气动布局设计不能单纯从气动角度出发, 而需要对各学科、各专业作全面考虑。

正常平尾布局、鸭式布局和无尾布局是较为常见的三种飞机气动布局形式, 对于不同的设计要求和设计方案, 它们又表现出各自不同的优劣和特点, 并对结构重量、飞行性能、隐身性能和费用成本等方面产生深远的影响^[1]。本文结合超音速多用途无人机的方案设计, 研究了采用不同气动布局的三种设计方案, 分析了气动布局对全机综合效能的影响。

1 设计要求及总体方案

1.1 设计要求

作为多用途、多任务的超音速无人机, 这里给出如下设计要求:

- 1) 正常任务载荷 600 千克;
- 2) 典型任务剖面: 起飞爬升后, 以阻力发散马赫数巡航 700 公里, 超音速飞行 10 分钟后巡航 700 公里返回, 以此剖面计算燃油重量;
- 3) 采用火箭助推发射伞降回收, 不带起落架;
- 4) 具备良好的中低空亚音速机动性, 有一定的大迎角机动能力, 最大飞行 M 数大于 1.6;
- 5) 低空飞行品质好, 利于低空突防和稳定跟踪;
- 6) 采用成熟的技术和工艺, 降低费用;
- 7) 考虑一定的隐身性能;

所有设计方案均采用同一台固定参数的涡轮风扇发动机。其主要参数根据需用推力要求在经验统计公式^[2]的基础上得到(见表 1)。

表 1 涡扇发动机参数

起飞推力 (kg)	2300
加力推力 (kg)	3600
加力推重比	7.0
巡航耗油率 (h^{-1})	0.9
加力耗油率 (h^{-1})	1.9
涵道比	0.45

1.2 总体方案及构型

围绕以上设计要求, 得到了采用三种不同气动布局形式的总体方案, 分别称为 C 方案(鸭式布局)、H 方案(常规平尾布局)和 T 方案(无平尾布局)。为更客观的比较三个方案的优劣, 以涡格法作为气动分析工具, 对每个方案都单独进行了参数选择、迭代计算和简单的优化^[3]。

收稿日期: 2005-10-18

作者简介: 孙跃 (1982-), 男 (汉族), 上海人, 在读硕士研究生 E-mail: sunseasky1982@hotmail.com

三种方案的机身构型大体相同，直径 1 米，长 10 米；都采用不可调式进气道，机腹进气；机翼都采用中单翼。三种方案都采用 NACA0006-64 四位数修形翼形。为具备一定的大迎角机动性能，C 方案采用近距耦合鸭翼，H 方案和 T 方案都采用了前缘边条。鸭翼高于翼面，平尾低于翼面。各方案构型参数见表 2，外形见图 1。

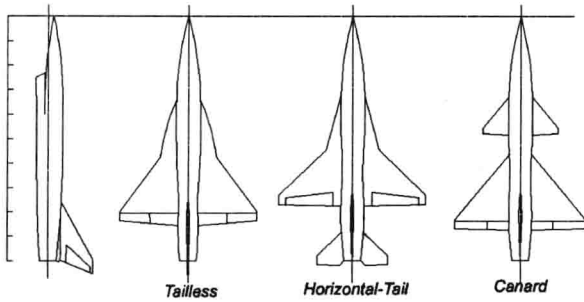


图 1 机身侧视图和三种方案的外形俯视图

表 2 三种方案主要构型参数

	H 方案	C 方案	T 方案
机翼面积 (m ²)	11.5	11	13.5
参考弦长 (m)	2.29	2.47	2.95
前缘后掠角 (°)	44	50	53
机翼展弦比	3.2	2.7	2.4

2 气动特性分析

2.1 面元法及 DWT

本文采用美国 Aerologic 公司的三维面元法气动计算软件 DWT (Digital Wind Tunnel) 对三种方案进行较细致的全机气动计算^[4]。

对于一些线性流动控制方程的求解，可以利用叠加原理，依照物体绕流情况，选用满足该线性方程的一些基本解（即奇异点源、汇、涡或偶极子），在物体表面分割成的许多小面元上适当布置一些奇异点，并利用流动边界条件，确定这些基本解的强度，从而确定绕流速势和绕流物体的气动特性，这种解法称为面元法。DWT 所采用的三维面元法的控制方程是 Laplace 方程：

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0$$

用 Green 公式推导，可得流场的位势公式如下：

$$\phi(p') = \phi_\infty - \frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \left[\sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS$$

DWT 由三个独立模块组成。先在前置处理模块 LOFTSMAN 中建立三维外形和面元划分，交由 CMACRA 求解器模块求解计算后，再在 POSTMRAC 后置处理模块中显示可视化的计算结果。

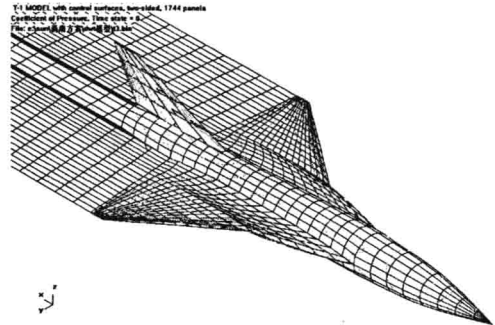


图 2 T 方案三维外形和尾涡面造型

图 2 是 T 方案的三维面元外形和尾涡面示意图，全机共 1744 个外形面元和 800 个涡面元。图 3—图 5 为各方案 3 度迎角下的压力系数云图。

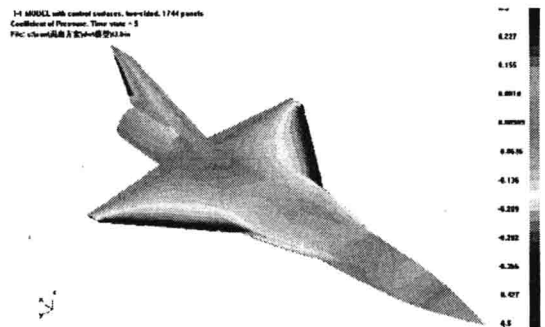


图 3 T 方案压力系数云图

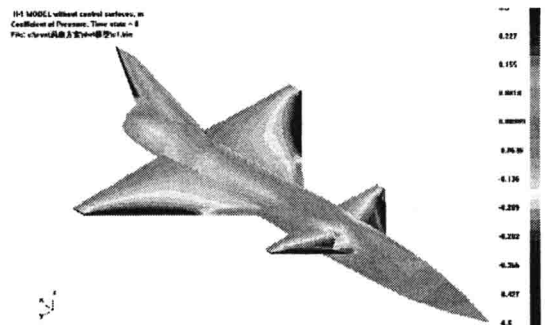


图 4 C 方案压力系数云图

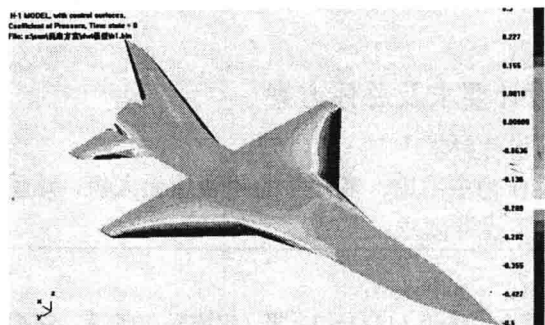


图 5 H 方案压力系数云图