

2 粗选方法

2.1 敏感性分析

根据气路分析 (GPA) 方法, 利用小偏差原理可以计算故障参数和测量参数偏差之间相互影响的系数矩阵, 又称为小偏差系数表, 表1, 2是 JT9D-7R4E 地面和空中的小偏差系数表^[7]。从表中可以看出故障参数对测量参数偏差的影响不同, 称为测量参数对故障参数的敏感性。

从表1, 2可以看出, 4个有限监视参数对10个故障参数的敏感性不同, 如低压转子转速 N_1 对风扇效率 η_F 、低压压气机效率 η_{CL} 、风扇流通能力 m_F 、低压涡轮导向器面积 A_6 、低压压气机流通能力 m_L 较为敏感, 而高压转子转速 N_2 对高压压气机效率 η_{CH} 、高压涡轮效率 η_{TH} 、高压压气机流通能力 m_H 较为敏感。即 N_1 对低压转子故障敏感, N_2 对高压转子敏感。若一个部件发生故障, 这个部件的故障参数对一个或几个参数的影响较大, 对其它测量参数影响很小, 则偏差大的测量参数就和这个故障联系在一起。由此可见不同故障可以通过不同的测量参数或测量参数组合反映出来, 如果将小偏差系数表变换成“指印”图 (图1), 就可以直观地看到这一结论。趋势分析就是利用有限监视参数“指印”图进行故障人工判读。只有对故障参数敏感的测量参数才能暴露故障, 根据敏感性原则可直接选择测量参数。

例如高压压气机出口压力 p_4 , 对高压涡轮导向器面积 A_5 故障最敏感, 对其余故障参数相对不敏感, 选择这个参数, 就可有效监视 A_5 故障。由于高压压气机出口压力 p_4 对燃烧室强度影响大, q_F/p_4 是燃油调节需要的参数^[8]。 p_4 在数控系统中已经测量, 可直接用于性能监视。

高低压涡轮间总压 p_6 , 对低压涡轮导面积 A_6 最敏感, 对其余故障参数相对不敏感, 因此 p_6 对隔离低压涡轮导器故障是有利的。

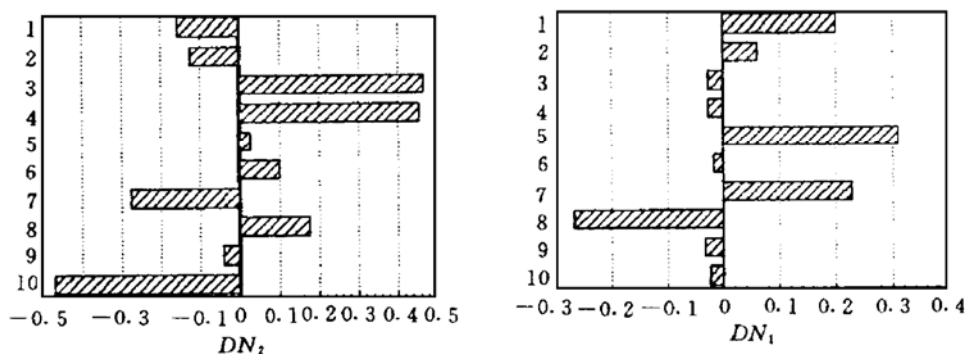


Fig. 1 Parametric finger prints of JT9D-7R4E engine

1—DETAf 2—DETAcl 3—DETAch 4—DETAth 5—DETAthL

6—DA5 7—DA6 8—DMF 9—DML 10—DMH

2.2 相关性分析

在表1, 2中, 同一组测量参数受不同故障的影响 (大小和方向) 称为参数相关性。若某两个不同故障对同一组测量参数的影响相当, 则称这个参数对这两个故障是相关的, 而某两个故障对同一组测量参数的影响方向相反, 则不相关。利用相关性分析主要通过小偏差系数表中的正负符号判断。

Table 1 JT9D-7R4E influence coefficients at sealevel ($Ma=0$, $R_{EP}=1.375$)

Parameter	$\delta\eta_F$	$\delta\eta_{CL}$	$\delta\eta_{CH}$	$\delta\eta_{TH}$	$\delta\eta_{TL}$	δA_5	δA_6	δm_F	δm_L	δm_H
δN_1	0.1997	0.0592	-0.0271	-0.0279	0.3098	-0.0175	0.2277	-0.2666	-0.0326	-0.0244
δN_2	-0.1569	-0.1247	0.4660	0.4541	0.0273	0.1013	-0.2767	0.1754	-0.0408	-0.4713
δT_{EG}	-0.1722	-0.1999	-0.6299	-0.6187	-0.6433	-0.0238	0.0370	0.1934	-0.1123	-0.1203
q_F	-0.2718	-0.1099	-0.5286	-0.5267	-0.2261	-0.0615	0.2559	0.2628	0.0245	-0.1476
δT_3	0.1400	-0.2025	-0.1565	-0.1519	0.1383	-0.0066	0.2038	-0.1774	0.2174	-0.0312
δT_4	-0.0668	-0.2046	-0.2617	0.2183	0.0610	0.2674	-0.0903	0.0637	0.0630	-0.1785
δT_5	-0.1740	-0.1789	-0.5138	-0.3004	-0.2099	0.0964	0.0985	0.1891	-0.0884	-0.1570
δT_6	-0.1462	-0.1788	0.5669	0.5560	0.2639	-0.0257	0.2386	0.1561	-0.0843	-0.1136
δF_G	0.3049	-0.0980	-0.0398	-0.0376	0.5445	-0.0503	0.3966	0.0339	0.0339	-0.0619
δp_4	-0.0364	-0.0022	0.1245	0.1556	0.1812	0.9778	0.0133	-0.0029	0.2352	-0.0628
δp_3	0.4432	0.0315	-0.5467	-0.5304	0.4065	-0.0189	0.6303	-0.5561	0.5943	-0.1046
δp_6	0.0920	0.0591	0.1715	0.1603	-0.2084	-0.0467	0.7511	-0.1702	0.1966	-0.0129
δp_{28}	0.1764	0.0591	-0.0243	-0.0274	0.3020	-0.0152	0.2223	0.0227	-0.0298	-0.0218

Table 2 JT9D-7R4E influence coefficients at air cruise ($H=11\text{km}$, $Ma=0.8$, $R_{EP}=1.484$)

Parameter	$\delta\eta_F$	$\delta\eta_{CL}$	$\delta\eta_{CH}$	$\delta\eta_{TH}$	$\delta\eta_{TL}$	δA_5	δA_6	δm_F	δm_L	δm_H
δN_1	0.2530	0.1216	-0.0303	-0.0269	0.4060	-0.0191	0.1922	-0.4694	-0.3362	-0.0372
δN_2	-0.1870	-0.0904	0.6075	0.5252	0.0443	0.0468	-0.3430	0.3314	-0.3743	-0.5021
δT_{EG}	-0.2790	-0.1185	-0.5009	-0.4285	-0.6598	0.0016	-0.2522	0.5020	-0.8116	-0.1991
q_F	-0.3199	0.0782	-0.4783	-0.4094	-0.1092	-0.0451	-0.0641	0.5625	-1.0398	-0.2465
δT_3	0.2251	-0.1998	-0.2262	-0.1946	0.2600	0.0067	0.2347	-0.4304	0.1214	-0.0796
δT_4	-0.0919	-0.1699	-0.1458	0.3121	0.1177	0.2789	-0.1947	0.1477	-0.3462	-0.2453
δT_5	-0.2670	-0.1036	-0.3546	-0.1227	-0.1818	0.1155	-0.1396	0.4771	-0.7396	-0.2213
δT_6	-0.2349	-0.0998	-0.4479	-0.3845	-0.2274	0.0015	-0.0103	0.4209	-0.7431	-0.1787
δF_G	0.1745	0.1415	0.1415	-0.0546	0.3838	-0.0328	0.1497	0.2695	0.2695	-0.0663
δp_4	0.0388	0.0939	0.0030	0.0241	0.2841	0.9565	0.0079	-0.1053	-0.1342	-0.1192
δp_3	0.6479	0.0447	-0.8850	-0.7614	0.6031	0.0488	0.7584	-1.1962	0.8293	-0.2827
δp_6	0.2186	0.1749	0.0228	0.0183	-0.0602	-0.0444	0.8163	-0.4207	-0.1135	-0.0486
δp_{28}	0.1484	0.0984	-0.0249	-0.0224	0.3301	-0.0158	0.1569	0.2667	-0.2748	-0.0303

如高压压气机效率 η_{CH} 和高压涡轮效率 η_{TH} 故障对已测的4个有限监视参数向量影响相当,如表1中 N_1, N_2, T_{EG}, q_F 组成的向量分别是 $(-0.0271, 0.4660, -0.6299, -0.5286)^T$ 和 $(-0.0279, 0.4541, -0.6187, -0.5267)^T$, 这组测量参数的向量是相关的, 则这两个故障在有限监视系统中难以区分。再看小偏差系数表中有高压压气机出口温度 T_4 和推力 F_G 的符号相反, 说明这两个故障对含 T_4 和 F_G 参数的向量的影响不相关, 因此为了隔离这两种故障应选择 T_4 和 F_G 。

通过小偏差系数的敏感性和相关性分析,我们得到应选择 p_4 , p_6 , T_4 和 F_G 作为监视参数。但推力 F_G 在空中难以直接测量,则 p_4 , p_6 和 T_4 是重要的监视参数。

3 精选方法

3.1 J 值分析

对于敏感性和相关性突出的监视参数,人工定性分析就可以得到,但对于敏感性和相关性一般的测量参数,或不同多重故障组合表征的测量参数向量相关^[9]的情况,人工分析难以取舍。必须对选择的测量参数组合进行数值试验,只有诊断效果好的方案才认为是可行的。诊断有效性判据就是 J 值分析, J 值是 Urban 故障模型中最小二乘估值误差因子^[10],故障模型可表示为

$$\hat{X} = (C^T R^{-1} C)^{-1} C^T R^{-1} Y$$

式中 $X = (x_1, \dots, x_m)^T$ 为 m 个故障参数偏差的向量, $Y = (y_1, \dots, y_n)^T$ 为 n 个测量参数偏差的向量, R^{-1} 为权系数, R 为测量随机误差的协方差阵, C 为影响系数矩,可从小偏差系数表中(如表1或表2)提取。这时估值的平均误差为

$$J = \sqrt{\frac{1}{m} \left(\sum_{i=1}^m \Delta x_i^2 \right)} = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m P_{ii}}$$

式中 $P = (C^T R^{-1} C)^{-1}$ 。根据 J 值计算,可得到不同测量参数组合下利用故障模型估值的准确性。 J 值越小表示诊断越准,一般认为 $J < 1$,可进行部件故障定量诊断, $1 < J < 2$,可进行部件故障定性诊断, $J > 2$ 则故障诊断系统无效。

表1,2列出了 JT9D-7R4E 发动机中13个可以作为监视的参数,究竟选择多少个及哪些参数的组合是本文研究的问题。由 Urban 气路分析方法已知,10个故障需要10个以上的测量参数,最多选择13个,最少10个。4种情况的参数组合数是 C_8^5 , C_8^6 , C_8^7 和1,即56, 28, 8和1共93个。对于每个组合,计算 J 值,然后用 $J < 1$ 判据得到23个可行方案,详见表3。

由表3可以得知,并不是任何大于故障总和的测量参数组合都适用于定量诊断,淘汰的组合方案一定存在较强的参数相关性。在4种组合参数中,11个参数的组合得到的可行性方案最多,这说明11个组合参数方案最佳,参数少难以满足诊断系统冗余度要求,参数多可能引起参数间的相互干扰。23个方案中都有 T_4 和 p_6 ,与敏感性、相关性分析得到的结果相同,这说明这两个是“黄金”监视参数。

3.2 成本效益综合分析

实际选择监视参数时,必须考虑成本和重量,尽可能利用数控系统已有的测量参数,使发动机监视和控制系统共享测量参数。

根据 J 值分析,理论上可行方案共23个,监视参数可为10, 11和12个,综合考虑诊断效果和成本,11个是比较合理的。表3中11个测量参数组合的可行性方案有14个,在14个可行性方案中共同的参数有 N_1 , N_2 , T_{EG} , q_F , T_4 , p_6 , 而 p_4 可以直接利用控制参数根据测量参数的难易程度进一步筛选。其余不同的参数都是气路部件出口截面的温度和压力。一般来说冷端部件的参数容易测。可见风扇出口的温度 T_{28} 和压力 p_{28} 应优先测量,这样可选出4个方案(序号是7, 8, 11和12)。另可认为静压和总压用于故障诊断是等效的,在这4个方案中 p_3 和 p_{s3} 并不同时出现,也验证了这一点,则 p_4 和 p_6 可用静压代替。在选出的4个方案中会有 T_3 和 T_6 , 都是高、低压转子之间的温度,

相对来说 T_3 容易测, 至此得到了优化参数组合为 $N_1, N_2, T_{EG}, q_F, T_3, T_4, p_{s3}, p_4, p_6, T_{28}$ 和 p_{28} (序号7)。

Table 3 23 feasible projects of 3 composed parameters

Number of parameters	Order of parameters	N_1	N_2	T_{EG}	q_F	T_3	T_4	T_6	p_{s3}	p_3	p_4	p_6	T_{28}	p_{28}	J
10	1	x	x	x	x	x	x		x		x	x		x	0.987
	2	x	x	x	x	x	x			x	x	x		x	0.995
11	1	x	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x		0.678
	2	x	x	x	x	x	x	x	x			x	x	x	0.767
	3	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x	x		0.945
	4	x	x	x	x	x	x	x		x		x	x	x	0.681
	5	x	x	x	x	x	x	x	x		x	x		x	0.517
	6	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x		x	0.741
	7	x	x	x	x	x	x		x		x	x	x	x	0.470
	8	x	x	x	x	x	x			x	x	x	x	x	0.486
	9	x	x	x	x	x	x		x	x	x	x		x	0.625
	10	x	x	x	x		x	x	x	x	x	x	x		0.649
	11	x	x	x	x		x	x	x		x	x	x	x	0.729
	12	x	x	x	x		x	x		x	x	x	x	x	0.479
	13	x	x	x	x		x	x	x	x	x	x		x	0.767
	14	x	x	x	x		x		x	x	x	x	x	x	0.598
12	1	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x		0.484
	2	x	x	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x	0.727
	3	x	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x	x	0.823
	4	x	x	x	x	x	x	x		x	x	x	x	x	0.630
	5	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x	x		x	0.677
	6	x	x	x	x	x	x		x	x	x	x	x	x	0.556
	7	x	x	x	x		x	x	x	x	x	x	x	x	0.514

T_3, p_3 ——Temperature and pressure between high and low pressure compressor
 T_4, p_4 ——Temperature and pressure at exit of high pressure compressor
 $T_6 (p_6)$ ——Temperature and pressure between high and low pressure turbine
 T_{28}, p_{28} ——Temperature and pressure at exit of fan
 p_{s3} ——Static pressure between high and low pressure compressor J ——Estimated error

4 结 论

(1) 通过对 JTD-7R4E 发动机研究, 证明利用敏感性、相关性和 J 值分析选择性监视参数是有效的, 这些分析方法是通用的, 而得到的结果至少适用于大涵道比例的涡扇发动机。
(下转第53页)

通道中有稳定器的湍流流场分区计算方法^{*}

叶桃红 过明道 陈义良

(中国科技大学热科学和能源工程系, 合肥, 230026)

摘 要: 采用任意曲线坐标系对含有 V 型稳定器的通道内湍流流场进行数值计算。对含有 V 型槽的复杂流场中网格分区方法作了详细的分析, 提出一个新的网格划分方法。数值计算采用曲线坐标系下非交错网格的 SIMPLE 方法, 计算时对整个流场进行分区迭代, 直到得到收敛结果。文中对一含有 V 型稳定器的直通道湍流流场进行了数值计算, 结果合理。

主题词: 航空发动机, 加力燃烧室, 火焰稳定器, 湍流燃烧, 数值计算

分类号: V231.26

COMPUTATION OF TURBULENT FIELD IN DUCTS WITH STABILIZERS USING ZONAL GRID METHOD

Ye Taohong Guo Mingdao Chen Yiliang

(Dept. of Thermal Science and Energy Engineering,
China Univ. of Science and Technology, Hefei, 230026)

Abstract: The turbulent fields in ducts with V-stabilizers were calculated using the zonal grid methods of generalized nonorthogonal curvilinear coordinate systems. Grid generation was from the zonal method and detailed analysis was conducted on how to generate the grids of complex geometry such as ducts with stabilizers. Some new methods to generate grids are given in this paper. The SIMPLE method under curvilinear coordinate is used with nonstaggered grid system. Computation of all the zones is conducted until the convergence is obtained. The turbulence fields in ducts with V-stabilizers are computed and the gained results are reasonable.

Subject terms: Aircraft engine, Afterburner, Flame holder, Turbulent combustion, Numerical calculation

1 引 言

近来, 对航空发动机加力燃烧室中含有火焰稳定器的复杂通道流场, 采用曲线坐标系进行数值模拟。文献[1, 2]对含有两个稳定器的通道流场用曲线坐标系作数值计算时, 将流场作两个分区处理。但如果两个稳定器之间的距离增大时, 将导致网格间的夹角过大, 可能导致数值计算不收敛^[3]。本文为了保证网格有较好的正交性, 采用多区划分, 这样能够灵活自如的划分网格, 满足了曲线坐标下数值计算的需要。本文还对含有两个 V 型稳定器的直通道冷态湍流流场作了数值计算, 结果令人满意。

^{*} 收稿日期: 1997-06-05, 修回日期: 1997-10-06

SRM 纤维缠绕壳体的蒙特卡罗 随机有限元分析^{*}

陈顺祥 王佑君

王 本 华

(第二炮兵工程学院, 西安, 710025) (西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 采用蒙特卡罗随机有限元方法, 结合复合材料壳体力学、纤维缠绕理论等知识, 分析了固体火箭发动机纤维缠绕壳体在燃气内压随机变化作用下的应力响应, 绘出应力分布曲线, 为固体火箭发动机结构可靠性评估奠定基础。

主题词: 火箭发动机壳体, 纤维缠绕, 蒙特卡罗法, 有限元法, 结构响应

分类号: V435.22

MONTE-CARLO STOCHASTIC FINITE ELEMENT ANALYSIS IN THE FIBER WINDING SHELL OF SOLID ROCKET MOTOR

Chen Shunxiang Wang Youjun

(Second Artillery Engineering Coll., Xi'an, 710025)

Wang Benhua

(Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: Analyzed the stress response under the action of gas pressure according to random variation for the fiber winding shell of a solid rocket motor by using the method of Monte-Carlo stochastic finite element and combining with shell mechanics and fiber winding theory of composite material. The curves of stress distribution were given, which laid a foundation for the reliability estimation of solid rocket motor structure.

Subject terms: Rocket engine case, Filament winding, Monte Carlo method, Finite element method, Structural response

1 引 言

在确定性有限元结构分析中, 将载荷、材料特性以及几何参数等都视为确定量, 从而结构响应也是确定量。然而, 这种确定性结构响应不能满足结构可靠性分析与设计的要求。鉴此, 本文将固体火箭发动机燃烧室压力视为服从正态分布的随机变量, 应用蒙特卡罗随机有限元法, 计算固体火箭发动机纤维缠绕壳体在随机内压作用下的应力随机响应, 为固体火箭发动机的可靠性分析与设计提供数值依据。

^{*} 收稿日期: 1997-04-13, 修回日期: 1997-08-04