

某型涡轴发动机气路故障数值仿真*

刘占生¹, 曹智选¹, 沈勇², 欧阳运芳², 张广辉¹

(1. 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院 哈尔滨, 150001) (2. 航空集团 633 研究所 上海, 201601)

摘要 为了仿真某型涡轴发动机的气路故障特征,采用部件法建立了该发动机的稳态非线性数学模型。首先,研究了发生不同气路故障时各部件特性曲线的变化规律,并引入性能退化因子改变部件特性曲线,仿真部件故障;然后,建立了组合故障以及不同故障严重程度的仿真方法,仿真发动机实际运行时,不同故障类型、不同故障组合以及故障严重程度引起的发动机各截面总压、总温以及输出功率的改变;最后,经分析得到发动机气路故障特征,验证了该气路故障仿真方法的可行性,为数据驱动的发动机故障诊断和状态监测提供了一种获取气路故障数据的手段。

关键词 涡轴发动机; 气路故障; 故障诊断; 数值仿真; 性能退化

中图分类号 V235.12

引言

航空发动机零部件表面的腐蚀、侵蚀、密封件损坏,导向叶片偏离额定位置、积污、疲劳、外物打伤等,会使发动机部件的结构尺寸发生变化,引起发动机部件性能衰退或恶化,以至于不能安全可靠地工作而产生故障^[1],这种故障称为气路故障。监测发动机气路工作状况并进行适当维修,能够减小维修费用,同时增加发动机的可靠性、可用性以及安全性。

基于数据的发动机故障诊断和状态监测技术需要大量详细的故障履历资料,工程中经常使用的故障履历是发动机真实运行时的故障数据,或者通过故障仿真实验获得数据。这些资料所包含的故障类型有限,并且对于新研发的发动机缺少现成的足够的故障资料。通过数值仿真发动机故障来获取发动机故障数据是弥补故障资料不足的途径之一,也避免了成本较高的气路故障实验。

部件法是航空发动机建模方法之一,在燃气涡轮的设计和性能研究中经常用到^[2-3],也有将部件法用于发动机控制系统的研究^[4]。Gupta 等^[5-6]采用部件法建立了发动机模型,将该模型的输出参数作为“健康参数”,通过与实测参数比较来监测和隔离故障。毛景立等^[7]采用部件法建立了发动机数学模型,通过改变部件性能参数仿真发动机部件故障,利用小偏差法得到了诊断系数矩阵。如果通过改变发

动机部件特性曲线仿真发动机气路故障,更能反映发动机部件气路故障的本质。时瑞军等^[8]研究了部件性能退化引起的发动机关键部件变工况特性曲线的变化规律,仿真研究了地面试车状态下,单个部件性能衰退对发动机性能的影响。文献[8]中假设燃油流量恒定(实际的发动机通过燃油流量来控制转子转速或者燃烧室出口温度),没有考虑发动机控制系统,且发动机处于地面试车状态,与实际运行状况差别较大。

笔者采用部件法建立了某型涡轴发动机数学模型,仿真了按某一控制规律飞行时,单部件故障对各截面总压、总温以及输出功率的影响。仿真研究组合故障、不同严重程度故障的特征,为基于数据的诊断和状态监测提供了获取故障数据的方法。通过分析得到了发动机气路故障特征,并验证了这种气路故障仿真方法的可行性。

1 发动机数学模型

1.1 模型简化

涡轴发动机是一个复杂的气动热力学系统,在采用部件法建模时需要引入一些假设^[4]。文中的研究对象是一个双轴涡轴发动机,包含一级离心式叶轮压气机和一级轴流压气机,有两级涡轮。该型涡轴发动机可以简化为由几个相互联系的部件构成的

* 国家自然科学基金资助项目(511060353)
收稿日期:2012-08-29;修回日期:2012-12-01

简单系统。其流路简图如图 1 所示。

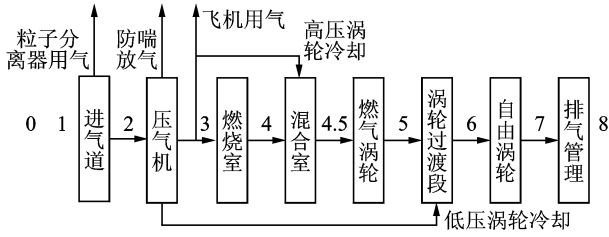


图 1 发动机流路简图

Fig. 1 The flow diagram of the engine

1.2 热力性质变比热计算

在部件法建模的过程中,建立各部件气动热力学方程时需要工质的定压摩尔比热,焓函数,焓等热力性质。航空发动机的循环工质为空气和燃气的混合物,其成分会随飞行状态而改变;同时,不同部件中的温度相差也比较大,因此采用变比热法。当温度不超过 1 500℃时,单一成分的气体遵循完全气体状态方程。这样该气体的热力性质就只是温度的函数,而与压力无关。对于燃气和空气的混合物,其热力性质是温度和成分的函数。当燃料成分确定时,燃气热力性质是燃料系数和温度的函数,即 $h = g_1(T, f)$, 其中: f 为折合的油气比,表示产生某种成分的燃气的燃烧过程所对应的油气比; h 为工质的焓。如果已知了焓值的表达式,定压摩尔比热、焓函数的表达式可以根据完全气体各热力性质之间的关系得到,分别将它们简记为 $C_p = g_2(T, f)$, $\Phi = g_3(T, f)$ 。文献[9]给出了燃气空气混合物热力性质的计算公式,采用 5 阶多项式逼近实际的函数关系式,并在其附录中列出了一些标准燃料的热力性质近似多项式的各阶系数。

在部件热力计算中,工质在压气机中的压缩过程以及在涡轮中的膨胀过程视为等熵过程。等熵过程的变比热热力计算与定比热热力计算不同。定比热计算式为 $\left(\frac{T_1^*}{T_2^*}\right) = \left(\frac{P_1^*}{P_2^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}$ 。其中: k 为工质绝热系数。如果按变比热过程计算,则为 $\Phi_2 - \Phi_1 = \ln\left(\frac{P_2^*}{P_1^*}\right)$, 其中: Φ 为熵函数, $\Phi = \frac{\ln(e)}{R} \int_1^2 C_p dT$, 由 $\Phi = g_3(T, f)$ 求得; e 表示自然对数的底,约为 2.718 28 ...。

1.3 确定非设计点性能参数

由于发动机在非设计点运行时部件的性能参数会偏离设计点的值,要使计算正常进行,必须有一定数量的试给参数,同时需要发动机的检验方程来检验这些试给参数是否为发动机匹配工作点参数。建立的发动机模型所采用的试给参数和检验方程见表 1。实际中试给参数不可能恰好满足检验方程,总会出现误差,通过控制误差值保证试给参数与工作点的匹配程度。

除了试给参数,还需要发动机的控制规律,才能进行发动机的热力计算。发动机控制规律为通过调节燃油流量和螺旋桨安装角使燃气涡轮和自由涡轮的物理转速保持恒定。

$$\varphi_B \rightarrow n_{HT} = \text{const} \quad (1)$$

$$g_f \rightarrow n_{LT} = \text{const} \quad (2)$$

其中: φ_B 为螺旋桨安装角; g_f 为燃油流量。

通过迭代运算确定发动机非设计点的匹配性能参数。采用 Newton-Raphson 方法^[10],求得下列方程组的系数矩阵

$$\begin{bmatrix} \frac{\Delta E_1}{\Delta x_1} & \frac{\Delta E_1}{\Delta x_2} & \dots & \frac{\Delta E_1}{\Delta x_5} \\ \frac{\Delta E_2}{\Delta x_1} & \frac{\Delta E_2}{\Delta x_2} & \dots & \frac{\Delta E_2}{\Delta x_5} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\Delta E_5}{\Delta x_1} & \frac{\Delta E_5}{\Delta x_2} & \dots & \frac{\Delta E_5}{\Delta x_5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx_1 \\ dx_2 \\ \vdots \\ dx_5 \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} EB_1 \\ EB_2 \\ \vdots \\ EB_5 \end{bmatrix} \quad (3)$$

求解上述线性方程组,获得 dx_j ,则下一次迭代的变量值为 $x_j = x_j + dx_j (j = 1, 2, \dots, n)$ 。此处的 x_j 为表 1 中的试给参数。返回 x_j ,再次计算系数矩阵,并再次迭代,直至所有的 $|E_i| \leq \epsilon$ (ϵ 为规定的误差值)时为止。式(3)中 EB_i 为基值误差,是由初值进行性能计算而产生的误差 E_i 。最后一次迭代的试给参数作为发动机性能参数。

求得各部件性能参数以后,直接带入各部件的热力计算表达式^[10-11],得到发动机各截面(截面编号见图 1)的热力参数。

表 1 试给参数与检验方程

Tab. 1 Estimating parameters and testing equation

试给参数	π_c^*	T_4	π_{HT}^*	π_{LT}^*	L
检验方程	$E_1 = \frac{\Psi_{HT} - \Psi_{HT, \text{map}}}{\Psi_{HT}}$	$E_2 = \frac{\Delta h_{HT}^* - \Delta h_{HT, \text{map}}^*}{\Delta h_{HT}^*}$	$E_3 = \frac{\Psi_{LT} - \Psi_{LT, \text{map}}}{\Psi_{LT}}$	$E_4 = \frac{\Delta h_{LT}^* - \Delta h_{LT, \text{map}}^*}{\Delta h_{LT}^*}$	$E_5 = \frac{P_8^* - P_{8 \text{cal}}^*}{P_8^*}$

表中各符号的意义分别为: π 为压比, T 为温度, L 为输出功率, h 为焓, Ψ 为折合流量, P 为压力; 下脚标 HT 表示燃气涡轮, LT 表示自由涡轮, 阿拉伯数字表示图 1 中各截面编号, map 表示从部件变工况特性曲线上查得的参数; 上角标 * 表示滞止参数

2 故障仿真方法

当发动机发生气路故障时,发动机各部件的性能参数会偏离正常值。由于发动机部件的性能参数无法直接测量,通常通过测量发动机气路热力参数来监测发动机部件健康状况。该文就是仿真气路故障引起的气路热力参数的变化。部件性能参数的变化可能是由于部件自身几何尺寸的变化(部件自身故障)引起的,也可能是由于其他部件几何尺寸的变化(其他部件故障)导致部件工作点移动造成的,所以发动机的部件故障不能通过直接改变部件的性能参数来仿真。发动机部件的变工况特性曲线全面地反映了发动机部件在不同工况下的性能,可用发动机部件变工况特性曲线的变化来仿真发动机部件故障。

发动机发生故障时各部件特性曲线会发生一定程度的变化,不同的故障类型引起的部件特性曲线的改变不同。有了发动机气路热力模型,如何仿真各种部件气路故障,是进行发动机气路故障仿真必须解决的问题。时瑞军等^[8]研究了压气机、燃烧室和涡轮的性能退化。假设设计点的效率最高,则压气机发生结垢和磨损时其特性曲线的变化趋势如图2所示。涡轮发生结垢和侵蚀故障时特性曲线的变化趋势如图3所示。图2、图3中的 η 表示部件的效率;下角标T和C分别表示涡轮和压气机;横坐标和纵坐标皆为无量纲参数。由于不同发动机部件特性曲线横坐标和纵坐标标度差异较大,但同一故障引起的部件特性曲线的变化趋势相同,故图中未给出横坐标和纵坐标的标度。

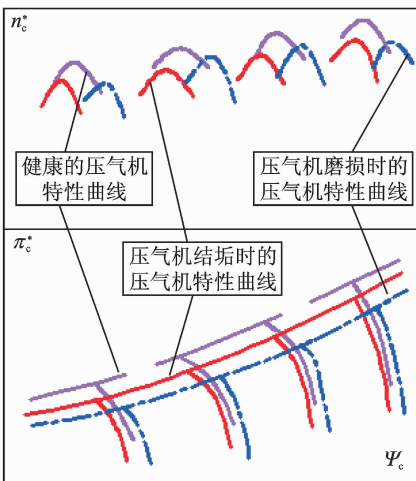


图2 压气机性能退化对压气机特性曲线的影响^[8]

Fig. 2 The impact of compressor degradation on compressor performance map^[8]

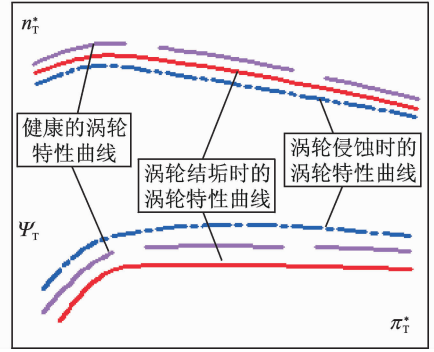


图3 涡轮性能退化对涡轮特性曲线的影响^[8]

Fig. 3 The impact of turbine degradation on turbine performance map^[8]

将发动机各部件特性偏离健康参数的相对大小定义为各部件的性能退化因子。用性能退化因子修正从部件变工况特性曲线上查得部件性能参数,仿真发动机部件故障。压气机的退化因子用压气机换算流量和绝热效率的实际值与从特性图上查得的值的相对差表示,即

$$\begin{cases} \epsilon_1 = 1 - \left(\frac{\Psi_{c, \text{actual}}}{\Psi_{c, \text{map}}} \right) \\ \epsilon_2 = 1 - \left(\frac{\eta_{c, \text{actual}}}{\eta_{c, \text{map}}} \right) \end{cases} \quad (4)$$

其他部件的性能退化因子的定义式类似,燃气涡轮为

$$\begin{cases} \epsilon_3 = 1 - \left(\frac{\Psi_{T_1, \text{actual}}}{\Psi_{T_1, \text{map}}} \right) \\ \epsilon_4 = 1 - \left(\frac{\eta_{T_1, \text{actual}}}{\eta_{T_1, \text{map}}} \right) \end{cases} \quad (5)$$

自由涡轮为

$$\begin{cases} \epsilon_5 = 1 - \left(\frac{\Psi_{T_2, \text{actual}}}{\Psi_{T_2, \text{map}}} \right) \\ \epsilon_6 = 1 - \left(\frac{\eta_{T_2, \text{actual}}}{\eta_{T_2, \text{map}}} \right) \end{cases} \quad (6)$$

燃烧室为

$$\begin{cases} \epsilon_7 = 1 - \left(\frac{\sigma_{b, \text{actual}}}{\sigma_{b, \text{map}}} \right) \\ \epsilon_8 = 1 - \left(\frac{\eta_{b, \text{actual}}}{\eta_{b, \text{map}}} \right) \end{cases} \quad (7)$$

故障工况下压气机的特性参数可由式(8)求得,其他部件发生故障时的特性参数的计算公式与之类似。

$$\begin{cases} \Psi_{c, \text{actual}} = \Psi_{c, \text{map}} (1 - \epsilon_1) \\ \eta_{c, \text{actual}} = \eta_{c, \text{map}} (1 - \epsilon_2) \end{cases} \quad (8)$$

其中:下角标 actual 表示实际值;map 表示从变工

况特性图上查得的值,即没有故障时的值。

表 2 各部件故障的性能退化因子的取值

Tab.2 Value of deviation factors corresponding to different component failure

故障类型	性能退化因子取值范围
压气机磨损	$-1 < \epsilon_1 < 0, 0 < \epsilon_2 < 1$
压气机结垢	$0 < \epsilon_1 < 1, 0 < \epsilon_2 < 1$
燃烧室故障	$0 < \epsilon_7 < 1, 0 < \epsilon_8 < 1$
涡轮结垢	$0 < \epsilon_3 (\epsilon_5) < 1, 0 < \epsilon_4 (\epsilon_6) < 1$
涡轮侵蚀	$-1 < \epsilon_3 (\epsilon_5) < 0, 0 < \epsilon_4 (\epsilon_6) < 1$

理论上 $\epsilon_i (i=1,2,\dots,8)$ 绝对值在 0 到 1 之间,实际上远小于 1。实际中运行 6 000 个循环数的发动机部件的衰退率^[12]一般小于 0.04

不论发动机部件处于健康状态还是存在故障,在特定控制规律和飞行状态下发动机所处的工作状态都由其共同工作条件确定。各部件之间的相互影响只限于改变共同工作点在共同工作曲线上的位置,而不会改变特性曲线。对于组合部件故障,同时改变发生故障的部件的特性曲线就可以仿真组合部件发生故障时发动机气路参数的变化。通过退化因子的不同的取值改变部件特性曲线,仿真不同故障。对于确定的故障,部件特性曲线的改变是一定的,对

应的性能退化因子取常数。不同程度的故障引起的部件特性的改变程度不同,退化因子取不同大小的值来仿真故障的不同严重程度。

3 故障仿真结果及分析

基于所建立的发动机稳态非线性数学模型和气路故障仿真方法,编写计算程序,各部件特性数据预先输入到程序中。控制规律为高低压转子物理转速恒定;飞行状态为 0.2 Ma, 1 km, 标准大气环境。仿真的故障类型包括:压气机结垢、磨损,燃气涡轮和自由涡轮侵蚀、结垢,燃烧室故障以及这些单部件故障的组合。严重故障故障因子绝对值取 0.02,轻微故障故障因子绝对值取 0.01。

3.1 单部件故障特征分析

将发生故障时的热力参数(总温、总压)和输出功率偏离健康状况的偏差值作为故障特征。图 4 为发动机单个部件发生故障时各截面总温的偏差。图 5 为各截面总压的偏差。图 6 为输出功率的偏差。所仿真单部件故障的退化因子的绝对值均为 0.02。

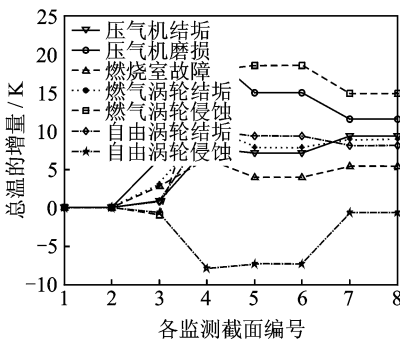


图 4 单个部件发生故障时发动机各截面总温的偏差值

Fig.4 Deviation value of section total temperature for single component failures

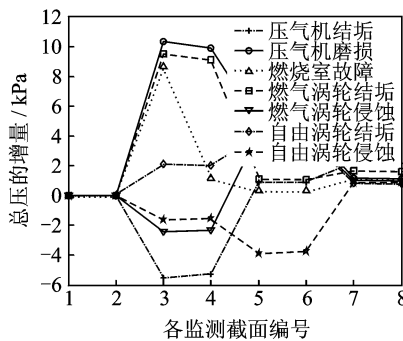


图 5 单个部件发生故障时发动机各截面总压的偏差值

Fig.5 Deviation value of section total pressure for single component failures

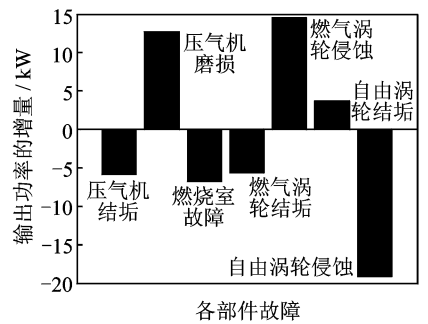


图 6 单个部件发生故障时发动机输出功率的偏差值

Fig.6 Deviation value of output power for single component failures

由图 4,5 可以看出:不同故障(同一部件的不同故障以及不同部件的故障)的总温、总压的偏差曲线各不相同。自由涡轮故障影响到了自由涡轮上游截面的总温、总压,可见部件之间相互影响,共同工作。同一部件发生通流能力减小和通流能力增大的故障时,各截面总压的变化恰好相反。压气机磨损(通流能力增大)时会使 2~6 截面总压增大;压气机结垢(通流能力减小)时会使 2~6 截面总压减小。自由

涡轮侵蚀(通流能力增大),2~6 截面总压减小;自由涡轮结垢(通流能力减小),2~6 截面总压增大。燃气涡轮的情况与自由涡轮类似。发生故障时,3~7 截面总温、总压的偏差比较明显,可选取这些参数作为状态监测参数。

由图 6 可以看出,不同部件的故障对发动机输出功率的影响是不同的。同一部件发生两种不同的故障时,对输出功率的影响恰好相反。对于压气机

和燃气涡轮,使通流能力增大的故障会导致发动机输出功率增大,使通流能力减小的故障会导致发动机输出功率减小。而自由涡轮的情况恰好相反。发生单部件故障时,输出功率偏差比较明显。当输出轴转速一定的时候,输出轴转矩与输出功率成正比,所以输出轴转矩可以作为输出功率的间接监测参数。

3.2 故障严重程度对各截面参数的影响

为了研究发动机部件故障的严重程度对发动机各截面的热力参数的偏差以及偏差的变化趋势的影响,选取部分单部件故障进行数值仿真,较轻故障的退化因子为 0.01,较严重故障的退化因子为 0.02,其结果如图 7~9 所示。

从图 7~9 可以看出,较严重故障和较轻故障时各截面热力参数以及输出功率的变化趋势是相同

的。相邻截面之间热力参数的偏差的变化趋势也相同,并且偏差值近似满足 2 倍关系。可见,气路故障的严重程度不影响各截面热力参数以及输出功率的偏差的变化趋势,也不影响相邻截面之间热力参数差值的变化趋势。

3.3 部件组合故障特征分析

利用所编写程序对各种组合故障进行了仿真。图 10~12 为组合故障的部分仿真结果。图中组合故障 1~组合故障 6 依次分别为:压气机侵蚀+燃气涡轮结垢、压气机侵蚀+自由涡轮结垢、压气机结垢+燃气涡轮结垢、压气机侵蚀+燃气涡轮结垢+自由涡轮结垢、压气机侵蚀+燃气涡轮结垢+自由涡轮侵蚀、压气机结垢+燃烧室故障+燃气涡轮侵蚀+自由涡轮结垢。组合故障各部件性能退化因子绝对值都为 0.02。

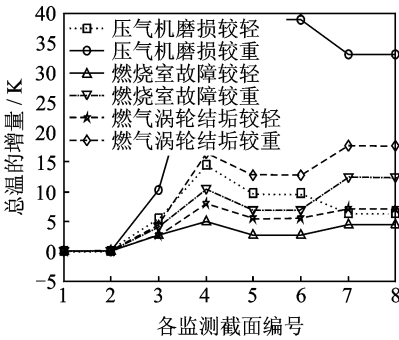


图 7 故障严重程度对各截面总温的影响

Fig. 7 Deviation value of section total temperature under different severity degree of component failure

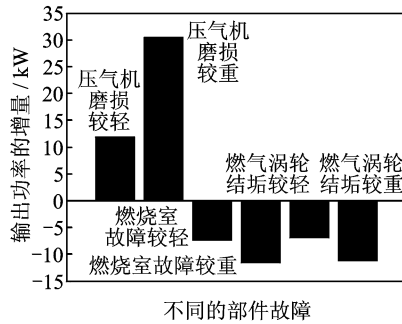


图 8 故障严重程度对输出功率的影响

Fig. 8 Deviation value of output power under different severity degree of component failure

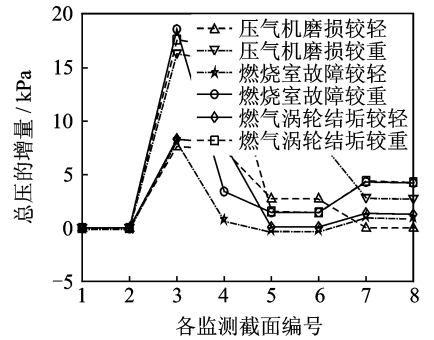


图 9 故障严重程度对各截面总压的影响

Fig. 9 Deviation value of section total pressure under different severity degree of component failure

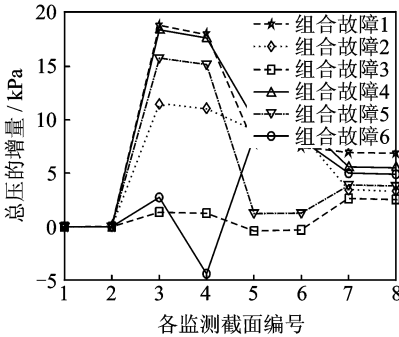


图 10 不同的组合故障对各截面总压的影响

Fig. 10 Deviation value of section total pressure under different combined failure

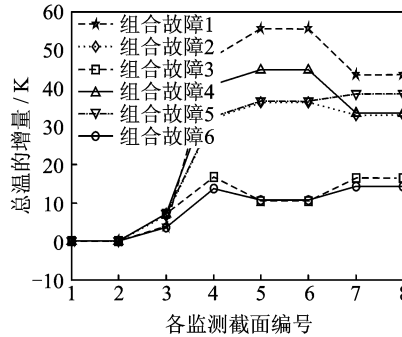


图 11 不同的组合故障对各截面总温的影响

Fig. 11 Deviation value of section total temperature under different combined failure

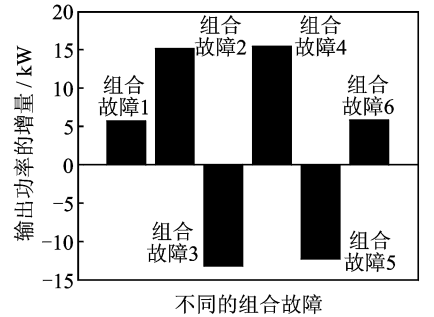


图 12 不同的组合故障对输出功率的影响

Fig. 12 Deviation value of output power under different combined failure

从图 10~12 可以看出,大多数不同组合故障的热力参数的变化曲线不同。而有些组合故障的热力参数的变化却很形似:图 10 中,组合故障 1 和组合故障 4 的总压变化极其相似;图 11 中组合故障 1 和组合故障 4 的总温变化也比较相似。图 12 中组合故障 1 和组合故障 4 的输出功率都增大,但是在数值上相差较大。图 11 中,组合故障 3 和组合故障 6 的总温变化很相似。图 12 中组合故障 3 和组合故障 6 的总压变化截然不同。图 8 中组合故障 3 和组合故障 6 的输出功率变化规律不同。可见,组合故障的情况更复杂,即使不同的组合故障,发动机各截面热力参数的偏差也可能相同,造成误诊。

表 3 列出了不同故障各截面总温、总压和输出

功率偏差的正负。 $F_1 \sim F_6$ 分别表示组合故障 1~组合故障 6; $S_1 \sim S_6$ 为 3~8 截面总温偏差的符号, $S_7 \sim S_{12}$ 为 3~8 截面总压偏差的符号, S_{13} 为自由涡轮输出功率偏差的符号。其中,总温偏差绝对值小于 3 K 计为 0,总压偏差绝对值小于 2 000 Pa 计为 0,功率偏差小于 5 kW 计为 0。从表中可以看出,前两种组合故障各截面热力参数以及输出功率的符号完全相同。将相邻截面总温偏差之间的差值也作为故障诊断的依据,这两种故障才能区分开(表 4)。对于组合故障,仅用各截面热力参数和输出功率的偏差很难区分所有的故障。如果把相邻截面之间热力参数偏差之间的差值也作为诊断依据,可以提高故障的区分度。

表 3 不同组合故障各截面热力参数以及输出功率偏差值的符号

Tab. 3 The sign of thermal parameters and output power of each cross section for various combined failures

偏差符号	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5	S_6	S_7	S_8	S_9	S_{10}	S_{11}	S_{12}	S_{13}
F_1	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
F_2	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
F_3	+	+	+	+	+	+	0	0	0	0	+	+	-
F_4	+	+	+	+	+	+	+	+	0	0	+	+	+
F_5	+	+	+	+	+	+	+	+	0	0	+	+	-
F_6	+	+	+	+	+	+	+	-	+	+	+	+	+

表 4 前两种组合故障相邻截面热力参数偏差差值的符号

Tab. 4 The sign of the difference between thermal parameters deviation of each cross section and that of its former cross section for the first two combined failures

偏差符号	S_{14}	S_{15}	S_{16}	S_{17}	S_{18}	S_{19}	S_{20}	S_{21}	S_{22}	S_{23}	S_{24}	S_{25}
F_1	+	+	0	-	0	+	+	0	-	0	0	0
F_2	+	+	0	-	0	+	+	0	-	0	-	-

表中 $S_{14} \sim S_{19}$ 为 3~8 截面总温偏差与其前一截面总温偏差之差的符号; $S_{20} \sim S_{25}$ 为 3~8 截面总压偏差与其前一截面总压偏差之差的符号

从发动机数值仿真结果可以看出:不同故障的总温、总压的偏差曲线各不相同,其中 3~7 截面热力参数偏差明显;发生压气机磨损,燃气涡轮侵蚀或者低压涡轮结垢时发动机输出功率会增大;发生压气机积垢、燃烧室故障、燃气涡轮结垢或者低压涡轮侵蚀时发动机输出功率是减小的;同一故障,严重程度不同,各截面热力参数的偏差值、相邻截面之间热力参数偏差的变化趋势以及输出功率的变化趋势都相同,偏差值和严重程度成正相关;组合故障的情况较复杂,大多数组合故障的热力参数的变化规律不同,有些不同的组合故障,发动机各截面热力参数的偏差却很相似,容易造成误诊;如果把相邻截面之间热力参数偏差之间的差值也作为诊断依据,可以提高故障的区分度。

4 结 论

1) 发生气路故障时,发动机各截面热力参数以及输出功率发生明显变化;不同的发动机发生不同故障时各截面热力参数的偏差以及相邻截面之间热力参数偏差的变化一般不同。故障严重程度一般只影响热力参数和输出功率的偏差的幅值,而不会影响变化的趋势。有些组合故障,虽然故障类型不同,各截面的热力参数的变化却非常相似。对于组合故障,仅用各截面热力参数和输出功率的偏差很难区分所有的故障,如果把相邻截面之间热力参数偏差之间的差值也作为诊断依据,可以提高故障的区分度。

2) 笔者所采用的故障仿真方法能够仿真处于稳态时,发动机故障对发动机各截面热力参数以及输出功率的影响。这种方法可用于仿真不同飞行状态和控制规律下的发动机气路故障,为发动机气路故障诊断和状态监测提供数据。

3) 笔者研究了涡轮和压气机的积污、腐蚀(侵蚀)故障,其他类型的故障如密封件损坏、导向叶片偏离额定位置等故障引起的发动机部件特性曲线的变化有待进一步研究。此外,文中确定发动机部件匹配工作点时采用 Newton-Raphson 方法,该方法数值求解的稳定性受迭代初值的影响较大,在后续工作中可尝试其他线性规划求解方法。

参 考 文 献

- [1] 尉询楷,李应红. 航空发动机状态监控与诊断现状及发展趋势[J]. 控制工程,2007,14(S):84-96.
Wei Xunkai, Li Yinghong. State and trends of aero engine condition monitoring and fault diagnosis[J]. Control Engineering of China, 2007,14(S): 84-96. (in Chinese)
- [2] Bhavik M. Digital simulation of gas turbine steady-state and transient performance for current and advanced marine propulsion systems. [D]. Cranfield, UK: Cranfield University, 2009.
- [3] 潘旭. 某新型双燃烧室涡轴发动机总体性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
- [4] 冯海峰. 航空涡轴发动机数学建模方法与控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学,2007.
- [5] Gupta S, Ray A, Sarkar S, et al. Fault detection and isolation in aircraft gas turbine engines. part 1: Underlying concept[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(3):307-318.
- [6] Sarkar S, Yasar M, Gupta S, et al. Fault detection and isolation in aircraft gas turbine engines. Part 2: validation on a simulation test bed[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(3): 319-330.
- [7] 毛景立,李鸣,林健. 某型涡轮轴发动机稳态气路故障诊断方法[J]. 航空动力学报,2002,17(1):70-74.
Mao Jingli, Li Ming, Lin Jian. The research of gas path trouble diagnosing for a given turbo-shaft engine in the stable condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2002,17(1):70-74. (in Chinese)
- [8] 时瑞军,周剑波,张秋贵,等. 涡轴发动机性能退化数学建模研究[J]. 航空发动机,2010,2(3):28-29.
Shi Ruijun, Zhou Jianbo, Zhang Qiugui, et al. Mathematical model study on performance deterioration of turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2010,2(3):28-29. (in Chinese)
- [9] 张世铮. 工程热物理学报. 燃气热力性质的数学公式表示法[J]. 工程热物理学报,1980,1(1):10-16.
Zhang Shizheng. Polynomial expression of thermodynamic properties of the products of combustion of fuel with air [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1980,1(1):10-16. (in Chinese)
- [10] 顾永根. 航空发动机设计手册——涡浆及涡轴发动机总体[M]. 北京:航空工业出版社,2001:106-143.
- [11] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:152-161.
- [12] Chatterjee S, Jonathan S L. Online model parameter estimation of jet engine degradation for autonomous propulsion control [R]. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit NASA/TM—2003-212608. Austin, Texas, American: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.



第一作者简介:刘占生,男,1962年12月生,教授、博士生导师。主要研究方向为动力机械、转子动力学、设备故障诊断等。曾发表《Genetic integration of different diagnosis methods and/or fault features for improvement of diagnosis accuracy》(《Journal of Vibration and Acoustics》2009, Vol. 131, No. 1)等论文。
E-mail: lzs@hit. edu. cn