

涡扇发动机飞行中的喘振故障分析

符小刚, 许艳芝, 汪涛

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘要: 介绍了涡扇发动机在飞行试验中出现的一次高空喘振故障, 分析了故障现象。采用排除法逐一对比了进气道前方来流条件、燃烧室供油, 以及从进气道喉道面积、高低压压气机前导向叶片直至尾喷口喉道的一系列流道可调机构的工作过程, 分离出了最可能的致喘因素。分析结果表明, 转速下降过程中高压压气机前导向叶片偏度过大而对上游来流形成的堵塞, 是引起喘振的主要原因。最后分析了该发动机所执行的消喘程序, 及其未能使发动机退出此次喘振状态的原因, 并提出改进建议。

关键词: 航空发动机; 喘振; 消喘; 压气机导向叶片; 故障分析

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2015) 04-0015-04

Analysis of surge fault of a turbofan engine in flight

FU Xiao-gang, XU Yan-zhi, WANG Tao

(Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: A surge fault of a turbofan engine during a flight test at high altitude was introduced, and the fault was analyzed. With exclusive method, air intake condition before inlet and fuel supply of combustion were compared in sequence together with series of variable mechanism including inlet throat, guide vane of the low and high pressure compressor, and exhaust throat. The results indicate that blockage to the flow upstream caused by the higher angle of guide vane before the high pressure compressor is the main course of the engine surge. Also the process of surge elimination of this engine was analyzed with the reason of ineffectiveness of that process to surge at this time, and improvement suggestion was proposed.

Key words: aero-engine; surge; surge elimination; compressor guide vane; fault analysis

1 引言

喘振是发动机内气流沿压气机轴线方向发生的低频率、高振幅的振荡现象^[1], 是一种很大的发动机激振力来源^[2], 可导致发动机机件强烈振动乃至严重损坏、发动机热端超温、性能急剧恶化、熄火停车等故障^[3], 继而诱发飞行事故, 危及飞行安全^[4]。

引起发动机喘振的原因主要分为三类: ①流道中的气动失稳, 包括超声速进气道喘振、气流在压气机叶片处的严重分离等; ②不稳定燃烧, 包括加力燃烧室由前锋装置个别区段周期性的熄火、燃油系统压力波动、燃烧室扩压器中周期性的旋涡分离等可能原因造成的低频振荡燃烧^[5]; ③机械原因造成的发

动机流道各几何可调机构工作异常。

某型发动机为带加力燃烧室的轴流式双转子涡扇发动机, 采用外压式多波系进气道及收敛-扩张式尾喷管, 其喉道面积均可连续调节, 试验载机为双发飞机。下面将对其在飞行试验中出现的一次双发喘振故障进行分析。

2 故障现象

故障发生在高空, 飞机由马赫数 $Ma=1.5$ 向 $Ma=1.2$ 减速过程中。由图1和图2中左右发动机喘振时的工作参数可以看出, 两台发动机在喘振前均由中间状态开始收油门减速, 当高压压气机转速 n_2 下降

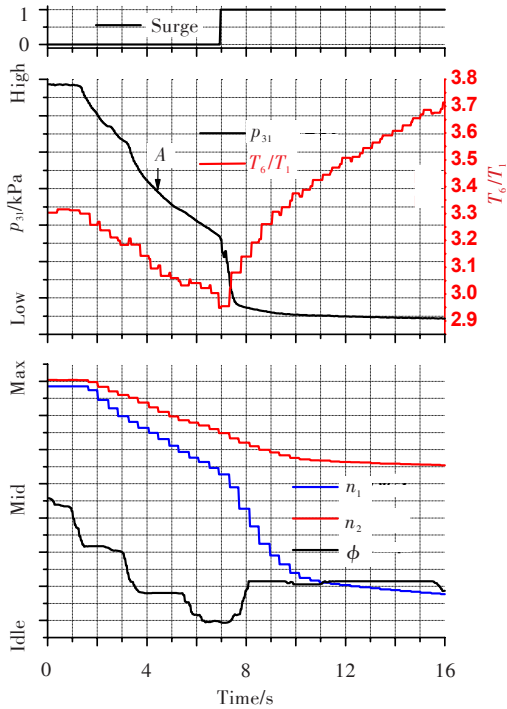


图1 左发动机喘振时的工作参数
Fig.1 Parameters of the left engine at surge

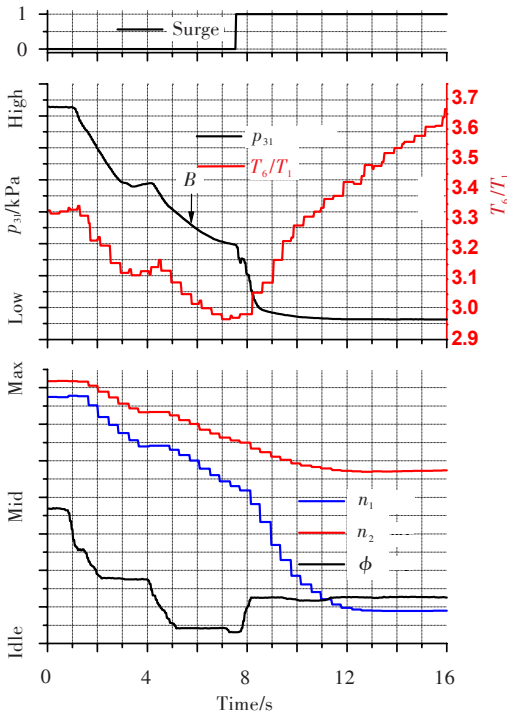


图2 右发动机喘振时的工作参数
Fig.2 Parameters of the right engine at surge

至约86%时(图中第7~8 s,油门杆角度 ϕ 约为 30° ,比慢车状态大),高压压气机后压力 p_{31} 出现一次明显异常振荡,发动机报喘振信号。此后,两台发动机油门杆角度停留在 42° 左右, n_2 、 n_1 (低压压气机转速)也

响应油门杆动作先下降再趋于稳定。涡轮后温度 T_6 的相对值 T_6/T_1 (T_1 为发动机进口温度)在收油门过程中也跟随下降,但在喘振信号出现后开始快速上升,仅2 s就超过了发动机在中间状态时的值并继续增大。这表明,开始喘振8 s之后,两台发动机仍未退出喘振状态。

3 故障原因分析

如前文所述,引起喘振的原因,既可能有气动及燃烧不稳定因素,也可能是机械调节异常所致,下面逐一分析。

3.1 进口气流条件及进气道调节

由图3中喘振时的飞行姿态(H_p 为飞行高度)可知,喘振前后飞机在同一高度作平飞减速, Ma 变化平稳,迎角 α 、侧滑角 β 及滚转角 ϕ 都接近零,故不会因较大的飞行姿态或剧烈机动而产生严重进口气流扰动。

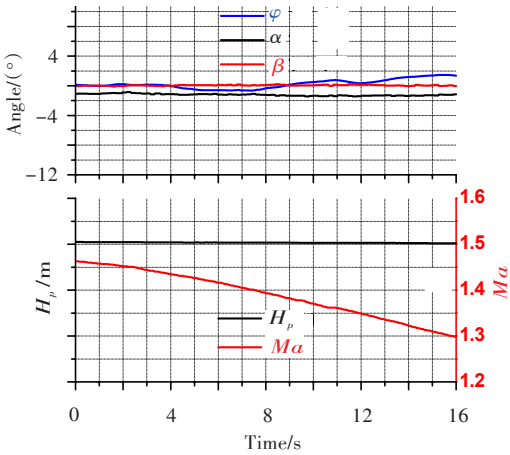


图3 喘振时的飞机姿态
Fig.3 Flight posture at engine surge

图4所示为喘振前进气道喉道调节过程,图中 $n_{1,cor}$ 为低压转子换算转速,右下方以长箭头标出了 ϕ 收小方向(下同)。可见,减速时发动机进气道喉道面积 $Throat$ 调节过程符合理论控制值要求(该进气道及其喉道调节理论值已经飞行试验验证)。且喘振发生前3 s,喉道面积已放至最小并稳定,不会产生额外气流扰动;而较小的喉道面积也可有效阻止过多气流进入发动机,避免在下游形成流道堵塞,有利于发动机内流动通畅。由此可知,进气畸变及进气道喉道面积的调节,不是引起发动机喘振的原因。

3.2 低压压气机前导向叶片调节

图5为低压压气机前导向叶片偏角 α_1 调节过

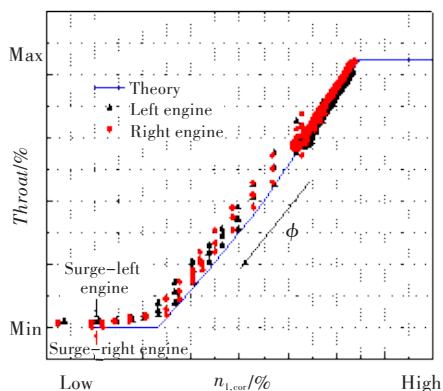


图4 喘振前进气道喉道调节过程

Fig.4 Regulation of the inlet throat station before surge

程。图中, α_1 值越大代表导向叶片与发动机轴向的夹角越大, 相应叶栅通道的流通面积越小; 反之亦然。可见, 收油门减速过程中, 左、右发动机均多次低于稳态控制最小值。但这种 α_1 值偏低属发动机减速过程中正常的动态调节, 即随着换算转速的减小导向叶片偏角提前于相应的稳态值一定量, 从而提高减速过程中发动机的稳定工作裕度。当油门杆移动停止时, 发动机即回到稳态控制区域。与之相比, 全过程 α_1 曲线均未超出稳态控制最大值, 也就不会对进气道内气流形成堵塞, 这意味着低压压气机前导向叶片的调节动作, 也不是引起喘振的原因。

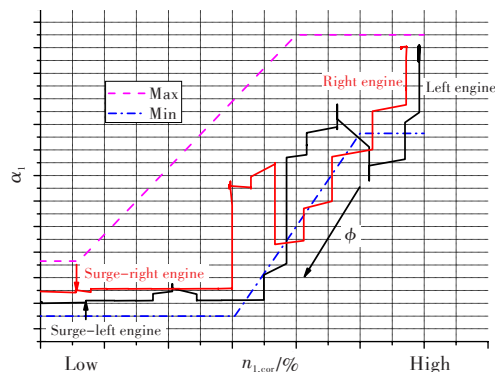


图5 低压压气机前导向叶片调节过程

Fig.5 Regulation of the guide vane before low pressure compressor

3.3 高压压气机前导向叶片调节

图6所示为高压压气机前导向叶片偏角 α_2 调节过程, 图中 $n_{2,cor}$ 为高压转子换算转速。与 α_1 值类似, 图中 α_2 值越大, 相应叶栅通道的流道面积越小。可见, 随着油门杆角度的减小, 左、右发动机的 α_2 值并未随之减小, 而是长时间保持定值并很快超出控制允许最大值, 直至发动机报喘。两台发动机 α_2 值超限时刻A点和B点, 在时间历程图中的位置分别见图

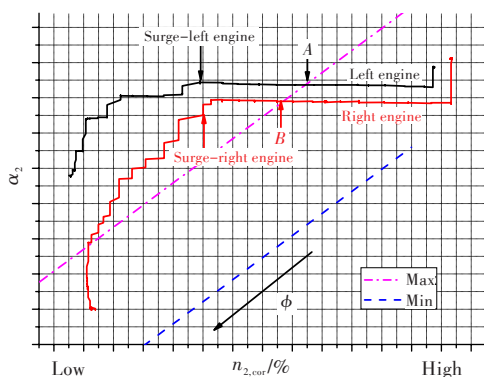


图6 高压压气机前导向叶片调节过程

Fig.6 Regulation of the guide vane before high pressure compressor

1和图2。从A、B两点起, 两台发动机的 α_2 已超过稳态控制区允许的最大值, 并在之后与该限制线的偏差进一步增大, 这样极易对来自上游的气流形成堵塞, 从而引发喘振。从图上看, A、B两点发生的时刻正好分别位于左、右发动机报喘振前, 且时间较近(约2 s), 因此高压压气机导向叶片调节异常, 很可能是造成此次喘振的原因。

3.4 燃烧室工作及尾喷管喉道调节

图7所示为左发动机尾喷管喉道调节过程, 图中 p_f 为燃油压力, p_6 为涡轮后压力。从左发动机相对供油压力 p_f/p_{31} (代表油气混合比) 曲线可以看到, 喘振前 p_f/p_{31} 值一直保持在2附近, 曲线平缓, 无剧烈波动。这表明燃烧室内油气比例稳定, 极难引起燃烧室不稳定工作。此外, 发动机从中间状态开始减速, 不存在加力燃烧室的振荡燃烧问题。

从图中左发动机尾喷管喉道面积 A_{ex} 的调节过程可以看出, 在发动机状态减小过程中, 仅油门杆刚从中间状态开始收小时, 喷口面积略有减小, 其后并未随转速的下降继续减小 (A_{ex} 允许的最小值见图中箭头所示位置)。保持较大的喉道面积有利于气流通过, 不容易对上游气流造成堵塞。右发动机尾喷管调节过程参数变化与左发动机的类似。

由此可知, 燃烧室供油及尾喷管的调节, 也都不是引起喘振的原因。

综合以上因素判断, 减速过程中, 发动机高压压气机导向叶片未跟随发动机转速的下降持续调节, 是引起喘振的主要原因。

4 消喘机构的工作

为防止喘振以及在喘振发生后使发动机迅速脱离喘振状态, 当代航空发动机一般都有自动防喘机

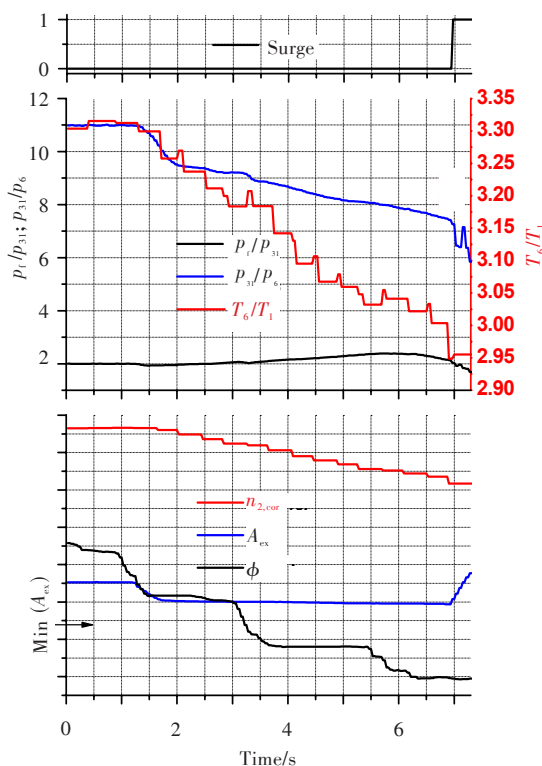


图7 左发动机尾喷管喉道调节过程

Fig.7 Regulation of the throat station of the left engine nozzle

制。自动防喘机制主要分为两类,一是短时增稳系统,具体措施包括调节压气机导叶叶片、放气(本次试飞所用发动机没有放气功能)、改变发动机尾喷口临界面积、迅速减少供油、改变进气道喉道面积等。二是在短时增稳系统基础上发展的消喘复原系统^[6]。另外,人工主动降低发动机状态(即收小油门),减轻压气机叶片负荷,也有助于脱离喘振状态。

图8所示为喘振发生后左发动机执行的消喘程序(右发动机的与之相同)。可见,喘振发生后,发动机尾喷管喉道立即进行了两次放大程序。从图中涡轮落压比 p_{31}/p_6 曲线可看到第一次放大喷口对发动机内气流的影响,第二次放大后尾喷口未再收小,而是一直放到最大(这是因为转速下降到了该发动机完全放开喷口的门限值,属于正常控制程序,区别于消喘程序),这样就达到了尾喷口的最大气流通过能力,可看到相应时间段 p_{31}/p_6 的值显著上升。

从图8中的 p_t/p_{31} 曲线还可以看到,发动机执行了频率约1 Hz的切油程序。另外,报喘后点火器持续工作(见图8中的点火信号)。虽然这些措施阻止了压气机内流动的继续振荡(图1、图2中的 p_{31} 曲线在第8 s后趋于平缓,再无明显振荡),但 T_6 仍很快超过之前在中间状态工作时的值,并继续上升超过该

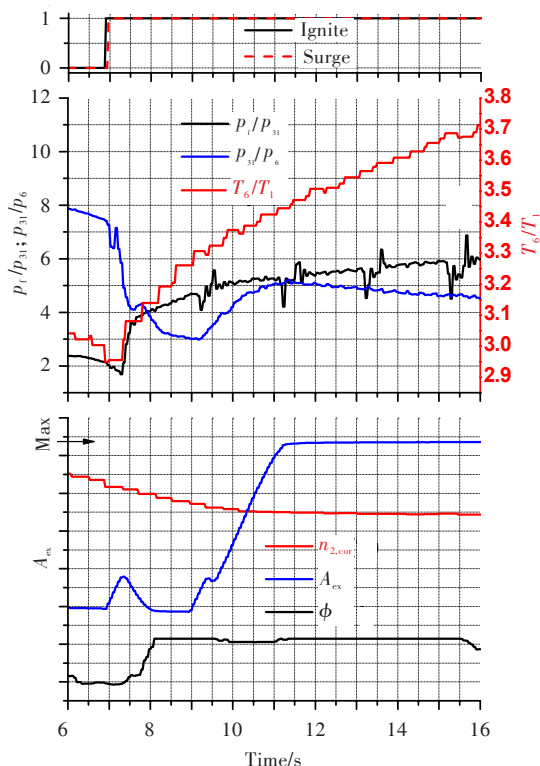


图8 左发动机的消喘程序

Fig.8 Process of surge elimination of the left engine

发动机允许的最大值。

这表明,虽然消喘措施在一定程度上缓解了喘振,但并未使发动机完全退出不稳定工作状态。图8中,喘振信号持续仅0.5 s, p_t/p_{31} 就上升到之前在中间状态工作时的2倍;在第16 s处, p_t/p_{31} 已上升至中间状态时的1.5倍。这是因为高压压气机前导向叶片偏角持续偏大,使得该处气流量小于正常值。而同时供油量(对于被试发动机, p_t 是 T_1 与 ϕ 的函数)正常响应了油门杆的动作,导致发动机严重富油,这是造成 T_6 持续上升直至超温的直接原因。

如前所述,此次发动机喘振的直接原因,在于高压压气机前导向叶片偏角过大造成的流通面积偏小。因此,堵塞发生在该导向叶片所在截面,若在此导向叶片处或上游的低压压气机段存在放气机构,则可能在一定程度上缓解喘振状态(被试发动机无此项功能);另一方面,事后应改进高压压气机导向叶片调节机构,提高其调节可靠性,以避免此类故障的再次发生。

5 结论及建议

(1) 减速过程中发动机高压压气机前导向叶片

(下转第6页)