

面向适航的航空发动机非线性气动热力建模方法综述

张曙光^{1,2,3}, 魏志远^{1,2}, 夏双枝⁴

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

4. 中国保利集团有限公司 新时代工程咨询有限公司, 北京 100088)

摘 要: 对适航规章关注的喘振和吸雨、吸雹等特殊运行环境安全问题中,航空发动机非线性气动热力模型建立方法开展需求分析及其进展综述。在分析发动机动态特性和过渡态仿真方法基础上,提炼了民用大型航空发动机喘振、吸雨和吸雹仿真的气动热力建模要素。分析认为:相对于容积动力学和传热动力学,转子动力学是发动机最重要的动态特性;流量法仿真精度更高,容积法更适宜于描述发动机高频特性;符合性验证仿真建模可在基于部件匹配的气动热力模型基础上,纳入喘振、吸雨、吸雹的模型要素。分析结果可支持基于试验数据和服役数据进行仿真工具的开发。

关 键 词: 航空发动机适航;符合性验证;气动热力建模;喘振;吸雨;吸雹

中图分类号: V328

文献标志码: A

Review on methods of aircraft engine nonlinear aerothermal-dynamic modeling for airworthiness requirement

ZHANG Shuguang^{1,2,3}, WEI Zhiyuan^{1,2}, XIA Shuangzhi⁴

(1. School of Transportation Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Aircraft/Engine Integrated System Safety Beijing Key Laboratory,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

4. New Era Engineering Consulting Company,

China Poly Group Corporation Limited, Beijing 100088, China)

Abstract: The requirement and progress of aircraft engine nonlinear aerothermal-dynamic modeling technique for the surge phenomenon and rain and hail ingestion effects in special operating conditions were reviewed pursuant to airworthiness regulation. Key modeling elements for the model with the simulation capability of surge, rain ingestion and hail ingestion were proposed based on the analysis of aero-engine dynamic characteristics and transient simulation methods. Result showed that, rotor dynamics was the most important compared with volume dynamics and thermal effect. Constant flow method had high accuracy and inter-component volume method was suitable for description of the engine high frequency dy-

收稿日期: 2017-11-13

作者简介: 张曙光(1969—),女,教授、博士生导师,博士,主要研究方向为航空器安全性与适航、飞行动力学与控制。

引用格式: 张曙光,魏志远,夏双枝. 面向适航的航空发动机非线性气动热力建模方法综述[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2885-2899. ZHANG Shuguang, WEI Zhiyuan, XIA Shuangzhi. Review on methods of aircraft engine nonlinear aerothermal-dynamic modeling for airworthiness requirement[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2885-2899.

namics. Compliance demonstration model should incorporate surge, rain ingestion and hail ingestion elements based on the component-matching aerothermal-dynamic model. The analysis can support the simulation tools development based on test data and service data.

Key words: aircraft engine airworthiness; compliance demonstration; aerothermal-dynamic modeling; surge; rain ingestion; hail ingestion

试验和仿真方法是表明对民用航空发动机适航要求具备符合性的两类重要方法^[1-4]。其中,部件试验相对较易实施,但因为对发动机热力过程变化和重新匹配难以体现,从而无法提供发动机不安全事件的整机级响应^[5-11];而发动机整机试验成本高昂且风险大^[12-14],所以不能完全依赖试验。仿真方法处于不断发展中,随着数据的积累和可信度的提升,可望成为一种符合性方法。

喘振、吸雨和吸雹在航空发动机引发的不安全事件以及灾难中占有较大比例^[15-17]。严重的进气畸变可能导致发动机喘振,造成气流沿压气机轴向出现中断和倒流,呈现低频率、高幅度的振荡现象^[18],对发动机部件造成很大的激振力,并可能引发熄火和超温。飞机在湿跑道起飞、穿过雷雨区或冰雹区时,造成发动机吸雨和吸雹,对整机的气动热力过程影响很大,可能引起发动机转速下降、熄火和推力丧失^[17,19-20]。1977 年 4 月 4 日,美国西南航空一架装备两台 JT8D-7 发动机的 DC-9 飞机在高空进入严重雷雨区,发动机吸入大量雨水和冰雹,同时伴随油门杆移动造成的压气机喘振,导致全部发动机丧失推力且无法重新起动,最终紧急迫降造成严重事故^[21]。1980 年 7 月 12 日,美国威斯康星航空一架装备两台 Garrett TPE-331 发动机的 SA-226 飞机在飞行时因吸入大量雨水造成双发同时丧失推力,飞机坠毁^[22]。2002 年 1 月 16 日,印尼航空一架波音 737-300 客机在飞行途中遇强雷雨天气,两台 CFM56-3B1 发动机因吸入大量的雨水和冰雹而熄火,多次重新起动失败后,飞机紧急迫降^[23]。2008 年 7 月 7 日,卡里塔航空公司一架装备 JT9D-7R4 涡扇发动机的波音 747-200 飞机在起飞过程中遭遇 1 号和 4 号发动机喘振且无法退出,导致飞机无法保持最小飞行速度,飞机坠毁^[24]。因此,重视发展适于喘振、吸雨和吸雹适航要求的符合性仿真技术很有实际意义。

目前,用于性能仿真的航空发动机非线性气动热力模型已得到较好的发展^[25-26],但航空发动机适航符合性更关心的是临近安全边界和特殊运

行环境下的不安全事件描述能力^[15-16]。一般基于来流不含水、冰雹的压缩部件特性、燃烧室稳定燃烧特性和压缩部件非失速区特性等正常部件特性的航空发动机非线性气动热力模型不具备临近安全边界和特殊运行环境处理能力。因此,面向适航符合性验证需要发展基于部件匹配技术和非正常条件下部件特性的气动热力模型^[27-28]。

能全面描述发动机不安全事件(如喘振、吸雨和吸雹)整机级响应的非线性气动热力模型,可以具有多方面的优势,如:①模型经校准后可发展为一种灵活方便的符合性验证工具,大幅度加速审定过程^[28]。美国通用电气(General Electric, GE)公司针对 CFM56-7B 大涵道比涡扇发动机建立了吸雹的航空发动机气动热力模型,其仿真结果与试验数据高度吻合,且用于符合性验证所要求的飞行包线内发动机可操纵裕度(包括喘振裕度、燃油控制裕度、燃烧室熄火裕度和仪表误差)减至最小值的关键点分析^[16,27],取代传统对吸雨和吸雹问题先通过预分析确定关键点后,再试验验证给定关键点安全工作能力的方法^[16]。一般而言,发动机吸雨和吸雹试验设备复杂、成本高昂,且吸雹试验只能在每年很短的窗口时间内开展^[27],而经校准的模型可提供一种灵活方便的分析工具;②在发动机研制初期,在允许的仿真精度下实现不安全事件的初步分析,作为一种优化试验方案、规避试验风险的工具^[29];③成为针对不安全事件设计相应调节规律的重要工具^[18,30-31],以保障发动机安全工作。

1 发动机动态特性分析

航空发动机的动力学分析包括机械、流体力学及热力学领域中的物理现象,亦即涉及转子动力学、容积动力学和传热动力学^[32]。

1.1 转子动力学

转子动力学用于描述发动机最简单却最重要的动态特性^[32],如

$$\dot{n} = \frac{dn}{dt} = \frac{\eta_m N_t - N_c}{nJ \left(\frac{\pi}{30}\right)^2} \tag{1}$$

式中 n 为转速, J 为转子转动惯量, η_m 是转子机械效率, N_t 为涡轮功率, N_c 为压气机功率。例如, 当燃烧室供油量增加, 涡轮发出的功率大于压气机消耗的功率, 发动机转速将随即上升。

1.2 容积动力学

发动机在过渡过程中, 各部件间容腔因气体质量积聚会引起压力波动, 容腔进出口气流参数不再相等^[32]。以图 1 所示容积为 V 的容腔为例进行说明, 其中 T 为总温, p 为总压, W 是质量流量, 下标 in 和 out 分别代表入口和出口。



图 1 容积动力学示意图

Fig. 1 Schematic diagram of volume dynamics

容腔内气体流量的变化率为

$$W = W_{in} - W_{out} \tag{2}$$

容腔内压力的微小变化量为

$$\dot{p} = \frac{dp}{dt} = \rho R \frac{dT}{dt} + RT \frac{d\rho}{dt} = \rho R \frac{dT}{dt} + \frac{RT}{V} \cdot \frac{dW}{dt} \tag{3}$$

由于发动机中温度的变化远远慢于压力的变化, 则式(3)中与温度相关的微分项可略去。因此, 容腔内压力变化率与质量变化率的容积动力学关系为

$$\dot{p} \approx \frac{RT}{V} \cdot \frac{dW}{dt} \tag{4}$$

1.3 传热动力学

航空发动机中的传热动力学分为两种: 一种是因为容积内空气或燃气的热力学状态直接改变引起的温度变化; 另一种是发动机热端金属部件和燃气流间热传导所引发的温度变化, 这种慢温度动力学是发动机控制系统设计所重点关注^[32]。

假设燃气温度高于金属温度, 则燃气到金属的热传导率为

$$\dot{q} = hA_m(T - T_m) = c_m m_m \dot{T}_m \tag{5}$$

燃气损失的热量由金属获得, 热交换后的燃气温度计算式

$$\dot{q} = c_p W_t(T_{in} - T_{out}) = hA_m(T - T_m) \tag{6}$$

式中 h 是标准传热系数, A_m 为与燃气接触的金属壁面积, T 为燃气温度, T_m 是金属温度, c_m 是金属比热容, c_p 是燃气比热容, m_m 是金属质量,

W_t 是通过涡轮的燃气流量, T_{in} 是燃气进口温度, T_{out} 是燃气出口温度。

1.4 发动机 3 种动力学对比分析

对比航空发动机的 3 种动力学, 转子动力学是发动机中最重要的动态特性, 最能反映发动机的重要气路影响^[33]。

考虑容积动力学影响的必要性在于: ①当建立考虑喘振的发动机气动热力模型时, 为模拟燃烧不稳定等高频特性, 必须考虑容积动力学影响^[34]; ②针对较大的容腔, 其容积动力学效应对发动机过渡态影响较大。文献[35]对比了涡喷发动机大容腔、小容腔和无容腔的过渡态影响。其结果表明, 考虑小容腔与无容腔的过渡态仿真结果差异很小, 考虑大容腔时转速响应明显变慢, 如图 2 所示(为全文统一起见, 已将文献中引用图、表的数据统一换算为国际制单位, 后文同); ③引入容积动力学后, 发动机过渡态仿真可以对压力直接积分, 避免了流量连续方程的迭代运算^[36]。

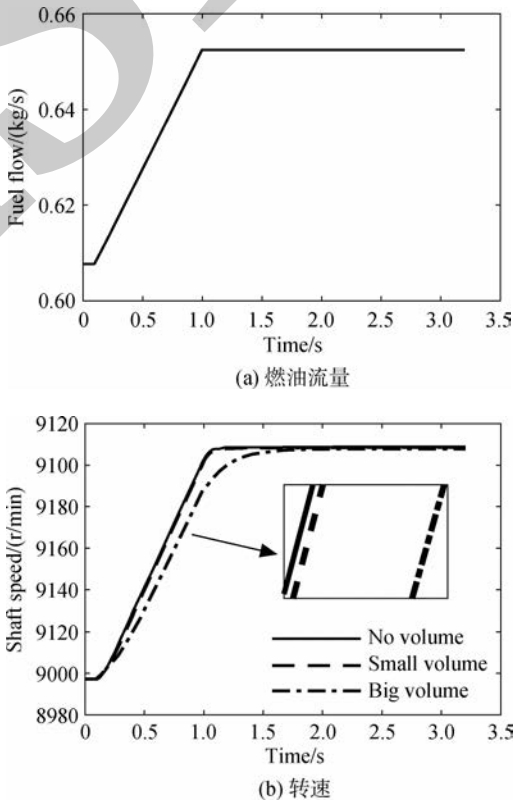


图 2 不同容腔的涡喷发动机过渡态仿真^[35]

Fig. 2 Turbojet engine transient simulation with different volumes^[35]

传热动力学的影响主要在于高逼真度发动机过渡态仿真方面。文献[34]讨论了 4 种热效应影响, 包括燃气与金属部件的传热效应、过渡态涡轮

冷却气流量的变动、控制用温度传感器响应的变动和转子与机匣不同热膨胀导致的间隙变化所引发的部件影响,表明高逼真度发动机过渡态仿真需要考虑热效应。文献[37]针对 T700 涡轴发动机,讨论了传热动力学对发动机线性状态变量模型阶次的影响,考虑涡轮前温度 T_{41} 的 6 阶模型和不考虑 T_{41} 的 5 阶模型的状态量分别为

$$\begin{aligned} 5 \text{ 阶: } \mathbf{x} &= [N_g \quad N_p \quad p_3 \quad p_{41} \quad p_{45}]^T \\ 6 \text{ 阶: } \mathbf{x} &= [N_g \quad N_p \quad p_3 \quad p_{41} \quad p_{45} \quad T_{41}]^T \end{aligned} \quad (7)$$

其中 N_g 和 N_p 分别是燃气涡轮转速和动力涡轮转速, p 为总压,下标数字代表各截面。结果表明,6 阶线性模型仿真响应更慢,如图 3 所示。

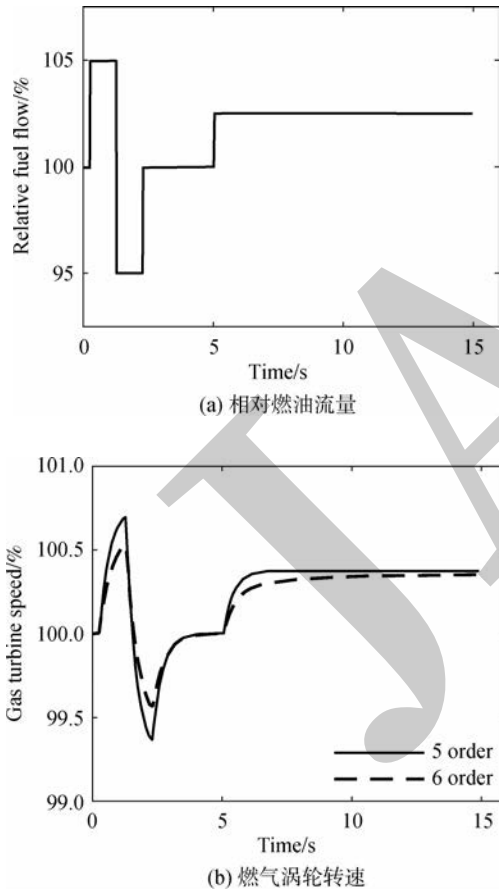


图 3 T700 涡轴发动机考虑传热动力学的 6 阶模型与不考虑传热动力学的 5 阶线性模型响应对比^[37]
Fig. 3 Comparison between sixth-order linear model with heat transfer dynamics and fifth-order linear model without heat transfer dynamics of T700 turboshaft engine^[37]

2 发动机过渡态仿真方法

航空发动机过渡态仿真方法分为流量法和容

积法两种^[25],下面针对图 4 所示的典型双转子民用大涵道比涡扇发动机进行对比。

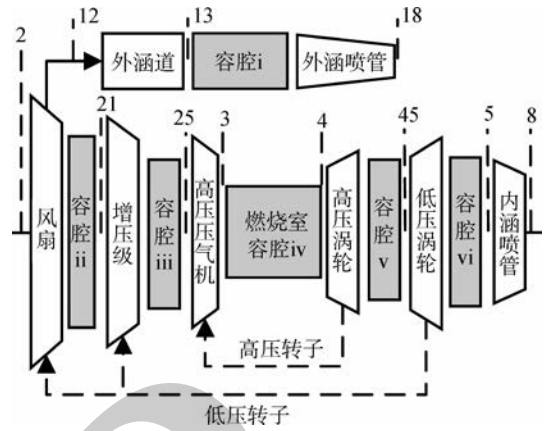


图 4 典型民用双转子大涵道比涡扇发动机示意图
Fig. 4 Schematic diagram of typical civil dual-spool high bypass ratio turbofan engine

2.1 流量法

基于流量法(constant flow method, CFM)进行发动机过渡态仿真时,认为发动机在某一时刻仍满足流量连续条件,但转子具有加速度项^[38]。以图 4 所示的大涵道比涡扇发动机为例,基于流量法建立包含 6 个流量连续方程和 2 个转子动力学方程组成的共同工作方程组

$$\begin{cases} f_1(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = (W_{a21} + W_{a12})/W_{a2} - 1 = 0 \\ f_2(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = W_{a18}/W_{a12} - 1 = 0 \\ f_3(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = W_{a25}/W_{a3} - 1 = 0 \\ f_4(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = W_{g4}/W_{g45} - 1 = 0 \\ f_5(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = W_{g45}/W_{g5} - 1 = 0 \\ f_6(\pi_{f,core}, \pi_{f,bp}, \pi_{bst}, \pi_{hpc}, \pi_{th}, \pi_{tl}) = W_{g5}/W_{g8} - 1 = 0 \\ \dot{n}_h = (\eta_{mh}N_{th} - N_c - N_{ex}) / \left[n_h J_h \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right] \\ \dot{n}_l = (\eta_{ml}N_{tl} - N_f - N_{bst}) / \left[n_l J_l \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right] \end{cases} \quad (8)$$

式中 η_{mh} 和 η_{ml} 分别为高、低压转子机械效率, N_{th} 、 N_{tl} 、 N_f 、 N_{bst} 和 N_c 分别为高压涡轮功率、低压涡轮功率、风扇功率、增压级功率、高压压气机功率, N_{ex} 代表从高压转子提取的功率, $\pi_{f,core}$ 、 $\pi_{f,bp}$ 、 π_{bst} 、

π_{hpc} 、 π_{th} 、 π_{tl} 分别代表风扇内涵压比、风扇外涵压比、增压级压比、高压压气机压比、高压涡轮膨胀比和低压涡轮膨胀比, W_a 为空气流量, W_g 为燃气流量, 下标数字代表发动机各个截面。

基于流量法的过渡态仿真过程中, 转子动力学方程采用数值积分求解, 流量连续方程采用牛顿-拉夫逊等方法迭代求解。

美国国家航空航天局(NASA)格伦研究中心最新开发的民用模块化推进系统仿真工具包 (commercial modular aero propulsion system simulation, CMAPSS)^[33], 基于流量法进行大涵道比涡扇发动机过渡态仿真。

2.2 容积法

采用容积法 (inter-component volume method, ICV) 进行发动机过渡态仿真时, 认为发动机在某一时刻不再满足流量连续条件, 各部件间的容腔内存在因质量积聚导致的压力波动^[36,39-40]。以图 4 所示的大涵道比涡扇发动机为例, 根据文献^[39]提出的大涵道比涡扇发动机容腔选择方法, 建立基于容积法的过渡态仿真方程组

$$\begin{cases} \dot{p}_{13} = (W_{a12} - W_{a13})RT_{13}/V_i \\ \dot{p}_{21} = (W_{a2} - W_{a12} - W_{a21})RT_{21}/V_{ii} \\ \dot{p}_{25} = (W_{a21} - W_{a25})RT_{25}/V_{iii} \\ \dot{p}_4 = (W_{g4} - W_{a3})RT_4/V_{iv} \\ \dot{p}_{45} = (W_{g4} - W_{g45})RT_{45}/V_v \\ \dot{p}_5 = (W_{g45} - W_{g5})RT_5/V_{vi} \\ \dot{n}_h = (\eta_{mh}N_{th} - N_c - N_{ex}) / \left[n_h J_h \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right] \\ \dot{n}_l = (\eta_{ml}N_{tl} - N_f - N_{bst}) / \left[n_l J_l \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right] \end{cases} \quad (9)$$

式中 V_i 、 V_{ii} 、 V_{iii} 、 V_{iv} 、 V_v 与 V_{vi} 分别是 6 个容腔的容积, p 为总压, T 为总温, R 是气体常数, 其他各参数定义与文中第 2.1 节相同。

基于容积法建立上述发动机过渡态方程组后, 只需积分方法求解, 无需迭代运算。

2.3 流量法与容积法对比分析

1) 计算精度

流量法的计算精度更高, 容积法计算发动机高压级的累积误差较大^[25,41]。文献^[41]以 Trent 500 大涵道比涡扇发动机设计点为例, 基于流量法和容积法进行了仿真结果对比, 如表 1 所示。其中, 以流量法仿真结果为参考基准, 容积法在涡轮部分的仿真结果误差最高达 5.8%。

2) 计算实时性

早期有文献^[36,40]认为, 由于流量法需要迭代运算, 无法保证计算实时性; 容积法则可实现实时计算。但随着计算机处理能力的增强, 诸如 CMAPSS^[33]等发动机仿真软件已实现基于流量法的过渡态实时仿真。

表 1 Trent 500 涡扇发动机设计点的流量法与容积法仿真结果对比^[41]

Table 1 Comparison between CFM and ICV method of Trent 500 turbofan engine design point^[41]

截面 编号	压力/MPa			温度/K		
	流量法	容积法	误差/%	流量法	容积法	误差/%
21	0.152	0.150	-1.46	330.55	328.75	-0.05
22	0.885	0.870	-1.59	580.67	578.09	-0.04
3	3.954	3.869	-2.15	913.63	909.30	-0.04
4	3.717	3.637	-2.15	1632.5	1642.9	+0.06
42	0.665	0.634	-4.67	1148.3	1114.4	-2.95
5	0.203	0.192	-5.80	885.75	838.94	-5.20

3) 积分步长

容积法可以描述时间常数较小的高频容积动力学, 须使用较小的积分步长; 而流量法仅考虑时间常数较大的转子动力学, 允许使用较大的积分步长^[25]。

4) 发动机高频特性描述

基于容积法可以建立频率为 50~100 Hz 的发动机过渡态仿真模型, 可描述诸如压力波动、喘振引起的燃烧室熄火等高频特性; 流量法忽略了容积动力学, 可提供 10 Hz 逼真度的仿真^[34,42]。

3 考虑喘振的气动热力模型

为保障航空发动机安全性, 美国联邦航空规章 (Federal Aviation Regulations, FAR) FAR 33.65、欧洲适航规章 (Certification Specifications for Engines, CS-E) CS-E 500 和中国民用航空规章 (China Civil Aviation Regulations, CCAR) CCAR 33.65 条款均规定“发动机工作包线内的任何一点上, 推力的变化或极限的进气畸变, 不得引起喘振或失速达到出现熄火、结构失效、超温或推力不能恢复的程度”^[1-3]。喘振作为由压气机及其进出口管道和下游节流装置构成的整个压缩系统的气流中断为特征的不稳定流态, 会导致发动机增压比、流量产生大幅度的脉动并伴随周期性的气动力振荡, 对发动机整机性能和安全性造成

较大损害^[43]。

美国 GE 公司 1980 年代率先开展了基于部件匹配的考虑喘振的航空发动机气动热力模型研究。1985 年,GE 的 Hosny 等^[44]开发了可模拟 F101X 加力涡扇发动机不可恢复失速的模型,其具有喘振、旋转失速和不可恢复失速的仿真能力。同年,GE 的 Chung 等^[45]开发了 TF34 大涵道比涡扇发动机失速过渡态仿真模型。

1991 年胡世民等^[46]开发出国内最早的双转子涡喷发动机考虑喘振的数学模型,成功模拟出发动机喘振。2013 年,张海波等^[47]建立了一个小涵道比涡扇发动机喘振模型,并研究了一种基于压力相关度的发动机主动稳定性控制技术。

3.1 喘振建模要素

3.1.1 风扇/压气机全流量特性

发动机喘振时,风扇或压气机严重偏离设计点,甚至发生失速或倒流。因此,为实现喘振建模,在风扇/压气机的正常非失速区特性的基础上,还要拓展到失速区特性和倒流特性,即获取风扇/压气机的全流量特性^[48]。

风扇/压气机的全流量特性包括非失速区特性、失速区特性和倒流特性^[49],如图 5 所示。其中,非失速区特性可采用试验或仿真方法得到,而失速区特性和倒流特性难以通过试验或仿真手段获取。Koff、Moore 等^[50-51]指出包含非失速区特性、失速区特性和倒流特性的压气机轴对称全流量特性可用 3 次光滑 S 形曲线逼近,如下:

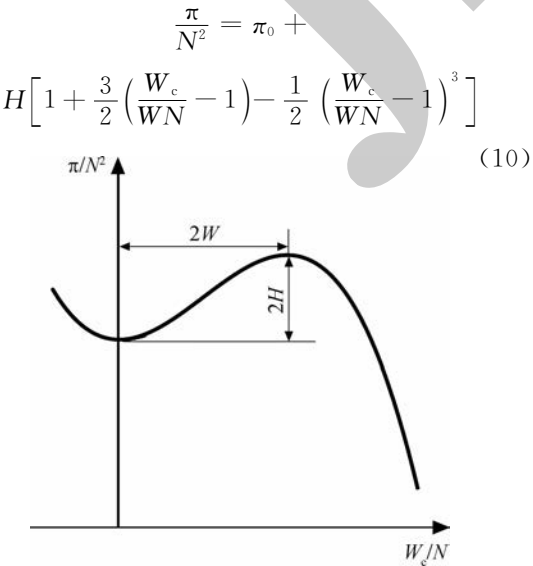


图 5 三次曲线描述的压气机全流量特性^[49]
Fig. 5 Compressor full-flow characteristics defined by cubic approximation^[49]

式中 W_c 为换算流量, N 为转速, π 为压比, π_0 为左支特性与纵轴的交点, W 和 H 分别为半宽和半高,如图 5 所示。3 次曲线拟合方法可使用很少的数据产生精确的等转速线^[49]。

文献[44-45]指出,用风扇平均特性描述风扇叶根和叶尖特性,只适用于稳态和较慢的无喘振过渡态仿真;快速过渡态仿真和失速仿真时,应将风扇特性分为叶根和叶尖两部分。

3.1.2 燃烧室熄火特性

发动机进入喘振时,压气机出口压力脉动较大,燃烧室中油气比 f 变化剧烈,容易导致燃烧室熄火。因此,燃烧室特性除了能够反映慢车以上稳定燃烧的特性以外,还应包括燃烧室熄火特性。贫油、富油熄火极限 f_a 和 f_b 为

$$f_{a,b} = f(\Omega) \tag{11}$$

式中燃烧室气动负载 Ω 为

$$\Omega = p_3^{1.75} e^{(T_3/300)} / W_3 \tag{12}$$

其中 p_3 、 T_3 、 W_3 分别为压气机出口总温、总压和流量。

燃烧室熄火特性如图 6 所示^[47]。文献[52]证明,由燃烧室气动负载经验公式计算得出的燃烧效率与试验得出的燃烧效率高度吻合。

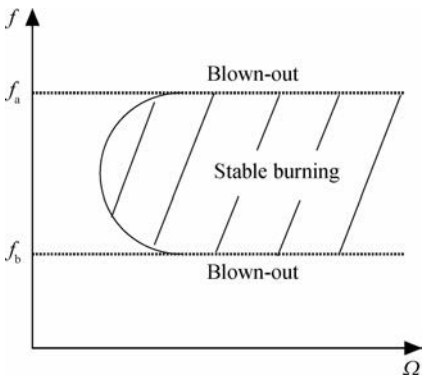


图 6 燃烧室熄火特性示意图^[47]
Fig. 6 Schematic diagram of blown-out characteristics of combustor^[47]

燃烧室总压损失 σ_b 可表示为燃烧室进口气流马赫数 Ma_3 和燃烧室温升 $(T_4 - T_3)$ 的函数^[44]

$$\sigma_b = f[Ma_3, (T_4 - T_3)] \tag{13}$$

当燃烧室进入贫油或富油熄火区时,可通过 1 阶环节将燃烧效率从稳态值降低到零;当喘振退出,油气比处于稳定燃烧区域以内并满足再点火条件时,可通过 1 阶环节将燃烧效率从零过渡到稳态值^[44]。

3.1.3 容积动力学

发动机处于过渡态时,容腔或涵道内存在温度和压力波动。为描述过渡态时的这种非定常影响和喘振引发不稳定燃烧的高频特性,建立考虑喘振的发动机气动力热模型时,应考虑容积动力学。文献[45]在建立 TF34 大涵道比涡扇发动机考虑喘振的气动力热模型时,提出了一种风扇进出口采用二维容腔、其他容腔采用一维容腔的方案。

3.2 喘振建模方法

建立考虑喘振的气动热力模型,须在常规发动机过渡态仿真程序基础上考虑风扇/压气机全流量特性、燃烧室熄火特性和容积动力学 3 种建模要素。

3.3 诱喘方式

已有喘振建模研究针对大涵道比涡扇发动机和带加力的小涵道比涡扇发动机,给出了多种诱喘方式。本节针对大涵道比涡扇发动机。

3.3.1 主燃油阶跃法

文献[45]以 TF34 涡扇发动机为对象进行了主燃油阶跃方式诱喘。通过施加一个错误的压气机出口静压 p_{s3} 信号,使燃油流量迅速增加,涡轮前温度增加,而发动机转速变化较慢,从而引发喘振。具体如图 7 所示, p_{s3} 信号持续 3.5 s,在 0.6 s 燃烧室熄火前,高压压气机经历了 6 个喘振循环;0.8 s 再点火后,高压压气机再次喘振。

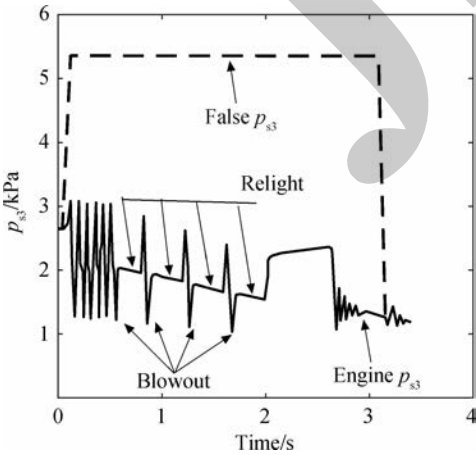


图 7 主燃油阶跃诱喘

Fig. 7 Surge induced by mainburner fuel pulse

3.3.2 进气畸变法

进气畸变诱喘包括进气总温畸变^[45]和总压畸变诱喘^[47]两种。文献[45]针对 TF34 涡扇发动

机,对发动机进口总温 T_1 施加 2 760 K/s 的畸变,最终导致高压压气机喘振,仿真结果如图 8 所示。值得注意的是,总温畸变消除后,高压压气机退喘。

文献[47]使用了总压畸变诱喘方式,并给出了畸变对喘振边界的影响示意图,如图 9 所示。

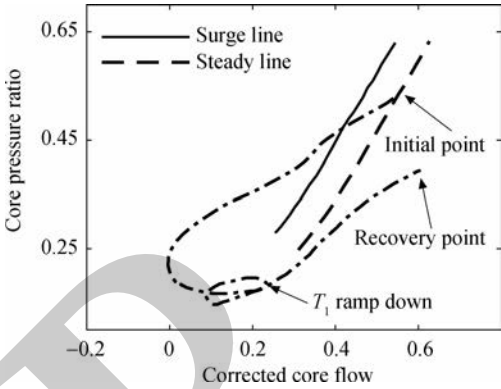


图 8 TF34 涡扇发动机进气总温畸变诱喘仿真结果

Fig. 8 Surge induced simulation result by inlet temperature distortion of TF34 turbofan engine

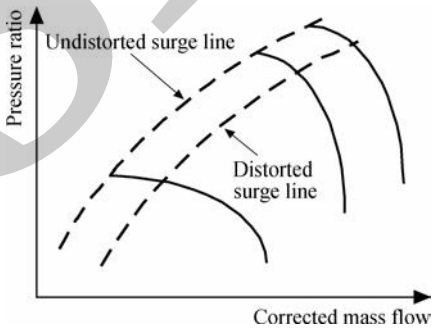
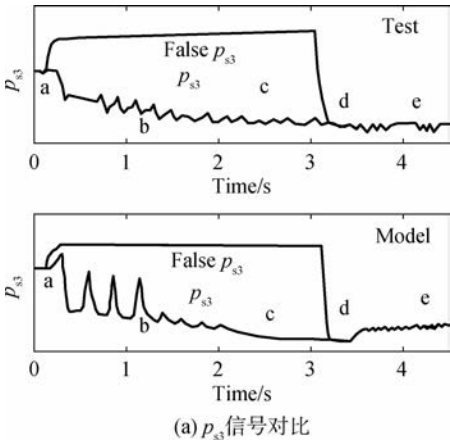


图 9 总压畸变对喘振边界的影响

Fig. 9 Surge line influenced by inlet distortion

3.4 仿真与试验对比

针对考虑喘振的发动机气动热力模型是否能反映真实的喘振过程这一问题,文献[44]给出了仿真结果与试验数据的对比,如图 10 所示。通过



(a) p_{s3} 信号对比

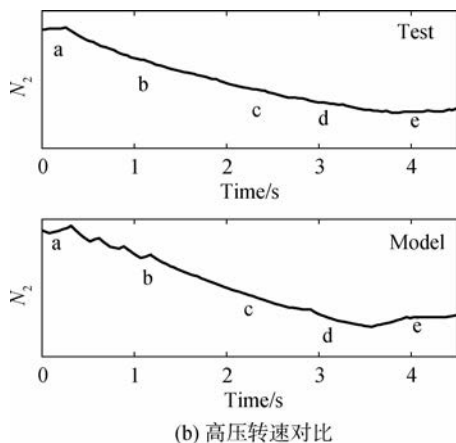


图 10 F101 涡扇发动机喘振仿真与试验结果对比^[44]

Fig. 10 Comparison between surge simulation and test of F101 turbofan engine^[44]

施加错误的 p_{s3} 信号进行诱喘,图中 b 区域发生 4~5 Hz 的风扇和高压压气机喘振,同时伴随着燃烧室熄火和再点火;随着 3 s 后燃油阶跃消失,最终高压压气机进入 e 区域频率为 13~14 Hz 的喘振。仿真结果与试验结果高度吻合,证明了该喘振建模方法的有效性。

4 吸雨和吸雹的气动热力模型

航空发动机在吸入雨和雹时,气动热力过程和部件特性较正常条件下均发生较大变化,可能引发喘振、熄火和超温等不安全事件。为保障航空发动机在吸雨和吸雹两种特殊运行环境下的安全性,FAR 33.78、CS-E 790 和 CCAR 33.78 条款规定“在规章定义的雨和冰雹条件下,发动机在整个规定的工作包线内具有可接受的工作能力”^[1-3]。所谓可接受的工作能力,是指在任何连续 3 min 的降雨周期和任何连续 30 s 的降冰雹周期内,发动机不熄火、不降转、不发生持续或不可恢复的喘振或失速,不失去加速和减速能力^[16]。

4.1 吸 雨

飞机在雷雨气象条件下飞行时,发动机可能吸入大量雨水。吸雨会影响发动机压气机、燃烧室等部件的工作状态和各部件匹配关系,严重情况下还可能引发喘振、熄火等情况,危及飞行安全^[28,53]。适航规章 33.78 条要求通过试验表明,发动机在一定的吸雨条件下仍能满足规章的要求^[16]。

航空发动机吸雨研究经历了从各部件单独的吸雨影响^[54-56]到整机级^[28,57-59]吸雨影响的发展。20 世纪 80 年代起,Leonardo 等^[55]研究了吸雨对

发动机压缩部件的影响,开发了压气机吸雨仿真程序 WINCOF。在此基础上,Murthy^[58-60]开始关注吸雨对发动机整机级的性能影响,包括吸雨对压缩部件的单独影响、对压缩部件和燃烧室的影响和对控制用传感器的影响。2014 年,Roumeliotis^[28]提出一种适用于吸雨仿真和整机性能影响分析的发动机混合维数模型,较为完善地考虑了吸雨建模的要素,并进行了大涵道比涡扇发动机的吸雨仿真。

1995 年,李一光^[61]开发了双转子涡喷发动机吞水稳态仿真模型,考虑了工质物理性质的变化、水的汽化潜热和修正的压气机特性。刘波等^[62]、杨璐等^[63]单独讨论了吸雨对发动机压缩部件的影响。2009 年,旷桂兰等^[13]用试验手段开展了涡轴发动机整机吞水性能试验。2013 年,王春晓等^[64]提出一种关键吸雨工况及水含量的吸雨能力评估方法。2017 年,代晓晴等^[65]基于商用发动机性能仿真软件 GASTURB,计算分析了民用涡扇发动机飞行包线内吸雨量,得出了风扇进口水气比随飞行高度和马赫数的变化规律。国内航空发动机吸雨仿真研究主要集中在稳态建模和吸雨量计算方面,还未涉及发动机吸雨后的过渡态影响。

4.1.1 吸雨建模要素

4.1.1.1 液滴运动建模

发动机吸雨时,液滴沿压气机流道的运动受到液滴与气流相对速度和传热过程的影响。为描述液滴在压气机中的运动,现有液滴运动模型主要分为以下 3 种:

- 1) 不考虑液滴与气流相对速度的液滴运动模型^[66];
- 2) 考虑气流平均流线方向相对速度的一维液滴运动模型^[67];
- 3) 根据拉格朗日方程的三维/准三维液滴运动模型^[54,68-69]。

以上 3 种液滴运动建模方法的复杂程度逐渐增加。文献^[66]认为,与一维液滴运动建模方法相比,三维液滴运动建模方法的精确性仍然存疑,一维液滴运动模型或采用简单速度滑动定值的方式较简单有效。

4.1.1.2 进气道聚集效应

进气道聚集效应(scoop effect)是指发动机在低转速工作而飞机速度较大时,发动机所需空气流量下降,大部分空气从进气道唇口溢出,而惯性较大的雨水以液滴形式直接进入进气道,发动

机进气道处雨水的积聚大于空气的积聚^[28,65,70]。文献[28]认为,因溢出而未进入发动机的雨水小于大气雨含量的 2%。因此,为考虑最严酷的吸雨条件,不考虑雨水从进气道唇口的溢出,则雨水的捕获面积即为进气道唇口面积。基于该假设,提出如下的发动机吸雨量的计算方式。

CCAR-33R2 附录 B 中规定了大气雨水含量^[3](liquid water content, LWC, 量符号记为 C_{lw}), 即每立方米空气中的雨水含量, 如表 2 所示。

表 2 CCAR-33R2 规定的大气雨水含量^[3]
Table 2 LWC required by CCAR-33R2^[3]

高度 H/m	大气雨水含量/ (g/m^3)
0	20
6 100	20
8 020	15.2
9 970	10.8
11 980	7.7
14 020	5.2

基于大气雨水全部进入发动机的最严苛假设, 给定进气道唇口面积 A_0 和飞行速度 v_0 , 计算出发动机吸雨量 W_w

$$W_w = C_{lw} A_0 v_0$$

(14)

4.1.1.3 吸雨对压缩部件特性的影响

吸雨条件下压气机/风扇特性主要受水含量、水的蒸发和液滴直径的影响^[67,69,71]。文献[28, 71-72]提出一种计算压气机吸雨特性的并行流方法。并行流方法假定气相与液相彼此分离。首先, 使用压气机特性在给定功率下计算干压缩结果。假定压气机效率对湿压缩同样有效。因此, 干压缩条件下压气机的总消耗功率由两部分构成: 气流的压力增加和由液滴运输、液滴壁面交互引起的气动机械损失。不同的水含量会影响附着在压气机转子上的水加速所消耗的功率, 进而影响压气机特性。附着在压气机转子上的水加速所消耗的功率可按如下计算:

$$\Delta P = W_{w, \text{ret}} U_{\text{tip}}^2$$

(15)

式中 $W_{w, \text{ret}}$ 是附着在压气机上的水的质量流量, U_{tip} 是叶尖速度。当难以计算附着在压气机上的水含量时, 文献[67, 73]提出一种通过压气机进口水含量乘以一个修正因子的方法。

水的蒸发通过影响压气机级的再匹配, 进而影响压气机特性曲线^[67,69,74]。文献[28]给出了一个 9 级压气机吸入 1% 水时压气机的特性曲线, 如

图 11 所示。由该图知, 吞水时压气机等转速线(换算转速分别为 0.8、0.85、0.9 和 1.0)向高流量方向移动; 喘振边界在高转速时向低压比方向移动。

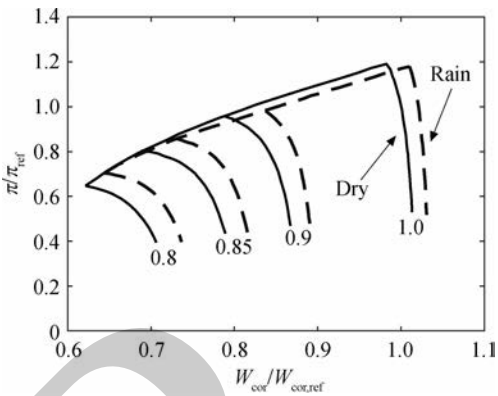


图 11 吸雨后的压气机特性曲线变动^[28]
Fig. 11 Compressor characteristic line change due to water ingestion^[28]

文献[28]指出, 对于大涵道比涡扇发动机, 由于高压压气机处气流温度较高, 更多的液滴在高压压气机处蒸发, 因此吸雨对高压压气机的影响更大。

4.1.1.4 燃烧室吸雨特性

相关试验研究表明, 吸雨对燃烧室性能有不利影响^[75-76]。水的存在对燃烧室性能的影响机理异常复杂。除了蒸发和空气分解的变化, 雨水对回流区的形成与混合、火焰与液滴化学和机械相互影响有直接作用, 且雨水直接影响反应动力学^[28]。因而燃烧室吸雨试验是量化吸雨对燃烧室性能影响的一种可行方案^[77]。已有燃烧室吸雨试验证实, 吸雨对燃烧室性能影响的宏观表现为燃烧效率的下降和燃烧室总压损失的升高^[53,75-76]。

文献[28]提出一种零维等熵蒸发的燃烧室吸雨建模方法。其中, 总压损失采用文献[76]数据, 包含与发动机进口吸雨量相关的总压损失因子的变化; 燃烧效率方面, 采用文献[53]公开的数据, 表征燃烧效率随吸雨量的下降。

4.1.2 吸雨建模方法

航空发动机吸雨的气动热力模型建立方法是在常规基于部件匹配的气动热力模型基础上, 考虑相应的吸雨建模要素。吸雨建模要素包括液滴运动建模、进气道聚集效应、吸雨对压缩部件特性的影响以及燃烧室吸雨特性。

4.1.3 吸雨仿真结果示例

Murthy^[58]讨论了飞行慢车条件下, 发动机持

续 60 s 吸入 4% 雨时的性能变化,如图 12 所示^[58]。发动机吸雨后,出现转速、推力明显下降和耗油率明显上升现象。

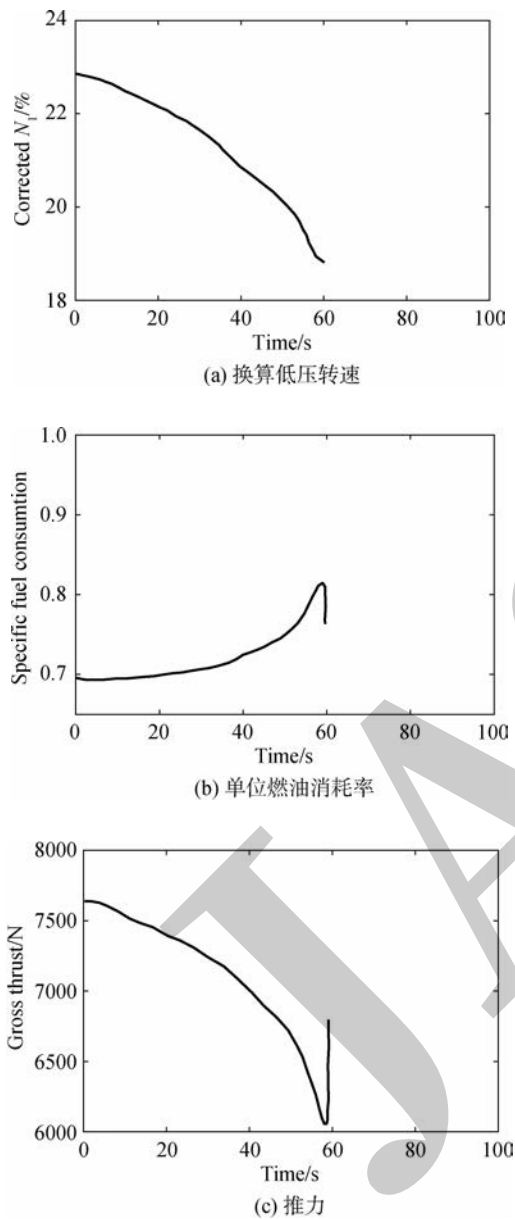


图 12 飞行慢车条件下发动机吸入 4% 雨时的发动机性能变化^[58]

Fig. 12 Performance variation of engine ingesting 4% rain at flight idle condition^[58]

4.2 吸 雹

20 世纪 90 年代,Render、Pan 等率先开展了一系列航空发动机部件吸雹试验^[9-11,78],包括发动机整流锥、平板和风扇冰雹冲击试验,证明冰雹撞击角度对冰块的分布影响较大、冰雹冲击位置对冰的分布有显著影响,且分离器位置对外涵道中冰的流量影响较大。同一时期,Gopalaswamy

等^[79]开发了一套名为 HINCOF-I 的发动机进气道吸雹仿真工具。该工具考虑了冰雹在进气道中的破碎、回弹、传热和相变的影响。2005 年,GE 公司 Venkataramani 等^[27]以 CFM56-7B 发动机为对象,建立了基于部件匹配的发动机吸雹气动热力仿真模型。该吸雹模型可以较准确地预测发动机吸雹后转速下降和熄火情况,且与试验数据高度吻合。

国内针对航空发动机吸雹问题,仅在冰雹撞击发动机进气道的数值模拟方法^[80]、发动机吸雹的试验类符合性验证方法^[81]和人工模拟冰雹的非线性压缩力学性能方面^[82]做出了初步探索。

4.2.1 吸雹建模要素

4.2.1.1 发动机吸雹量

发动机吸雹仿真首先需要确定吸雹量。FAR-33 和 CS-E 均使用大气冰雹水含量(hail water concentration, HWC, 量符号记为 C_{hw} , 即每立方米空气中的冰雹水含量)、冰雹尺寸分布和持续时间来定义吸雹风险^[1-2]。HWC 的定义是与百万飞行小时发生一次的极端吸雹概率相一致的。FAR-33 与 CS-E 给出了 HWC 随高度的变化表,如表 3 所示^[1-2]。其中,最大 HWC(即 10 g/m^3)发生在 3660~4570 m 高度。适航规章规定的 30 s 吸雹持续时间等于飞机以湍流天气穿越速度穿过冰雹区的时间^[12]。

表 3 FAR-33/CS-E 规定的大气冰雹水含量^[1-2]
Table 3 HWC specified in FAR-33 and CS-E^[1-2]

高度 H/m	大气冰雹水含量/ (g/m^3)
0	6.0
2230	8.9
2600	9.4
3050	9.9
3660	10.0
4570	10.0
4880	8.9
5400	7.8
5890	6.6
6550	5.6
7410	4.4
8840	3.3
14020	0.2

给定发动机进气道唇口面积 A_0 和飞行速度 v_0 , 则发动机吸雹量为^[27]

$$W_{\text{hail}} = C_{\text{hw}} A_0 v_0 \tag{16}$$

4.2.1.2 核心机吸雹量计算方法

进入核心机的冰雹很可能引起发动机熄火和失速^[12,17]。文献[27]给出了一种计算大涵道比涡扇发动机核心机吸雹量的方法。即发动机吸入的大部分冰雹会从外涵道排出, 进入增压级的冰雹大部分会经可调放气活门 (variable bleed valve, VBV) 排出, 剩余部分进入核心机, 如图 13 所示。因此, 核心机吸雹量 $W_{\text{h,core}}$ 与发动机总吸雹量 W_{hail} 、外涵道排出冰雹量 $W_{\text{h,bp}}$ 和 VBV 排出冰雹量 $W_{\text{h,vbv}}$ 满足

$$W_{\text{h,core}} = W_{\text{hail}} - W_{\text{h,bp}} - W_{\text{h,vbv}} \tag{17}$$

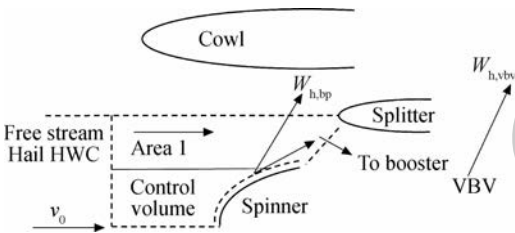


图 13 大涵道比涡扇发动机核心机吸雹量^[27]
Fig. 13 Hail flow to the core of high bypass ratio turbofan engine^[27]

其中冲击到整流锥或风扇叶形表面的一部分冰雹, 会反弹进入外涵道。进入外涵道的冰雹量 $W_{\text{h,bp}}$ 是关于风扇物理转速 N_f 的函数

$$W_{\text{h,bp}} = f(N_f) \tag{18}$$

进入增压级的冰雹, 大部分会经可调放气活门 (variable bleed valve, VBV) 排出。经 VBV 排出的冰雹量 $W_{\text{h,vbv}}$ 是关于风扇物理转速 N_f 和 VBV 开度 α_{vbv} 的函数

$$W_{\text{h,vbv}} = f(N_f, \alpha_{\text{vbv}}) \tag{19}$$

因风扇离心作用和整流锥偏转进入外涵道的冰雹量和经 VBV 排出的冰雹量的数学模型须根据发动机部件和整机试验数据确立。

4.2.1.3 发动机部件和控制系统的吸雹响应

吸雹时发动机循环对冰雹的相变提供能量。此外, 吸雹会导致部件效率蜕化。为补偿部件效率的损失, 控制系统会增加燃油流量。但给定换算转速下存在有燃油流量上边界, 以防发动机失速, 如图 14 所示^[27]。若增加的燃油流量足以补偿部件效率蜕化, 发动机则继续正常工作; 若所需燃油量超过边界值, 发动机会降转、熄火。

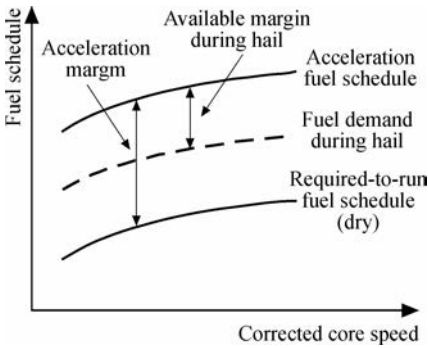


图 14 发动机吸雹的响应情况^[27]
Fig. 14 Engine response to hail ingestion^[27]

4.2.2 吸雹建模方法

航空发动机吸雹的气动热力模型建立方法是在常规的气动热力模型基础上, 考虑相应的吸雹建模要素。吸雹建模要素主要包括发动机吸雹量、核心机吸雹量计算方法和发动机部件与控制系统对吸雹的响应。

4.2.3 吸雹仿真结果示例

Venkataramani 等^[27] 针对 CFM56-7B 发动机 100 万飞行小时可能遇到一次最大吸雹量的 3 倍这一极端天气条件, 对比了仿真和试验数据, 如图 15 所示。结果表明, 仿真模型可模拟出发动机吸雹后的降转情况, 且与试验数据较为吻合。

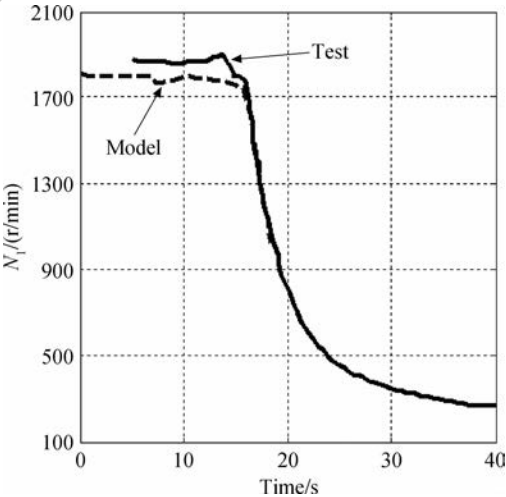


图 15 吸雹仿真与试验数据对比^[27]
Fig. 15 Comparison of hail ingestion simulation and test data^[27]

5 结 论

针对航空发动机适航所关注的喘振、吸雨和吸雹这类临近安全边界和特殊运行环境下发动机符合性验证对于仿真工具的需求, 开展了喘振、吸

雨和吸雹的发动机气动热力建模方法综述分析,得出的主要结论如下:

1) 对于航空发动机的3种动态特性,转子动力学最能反映发动机的动态特性,容积动力学属于高频特性,传热动力学属于低频特性。容积动力学和传热动力学特性主要依据建模的逼真度要求进行取舍。

2) 对于流量法和容积法两种发动机过渡态仿真方法,流量法的优势主要在于更高的计算精度,允许使用较大的积分步长,并可提供10Hz的仿真逼真度;容积法则着重对发动机高频特性(50~100 Hz)的描述,而且是喘振建模必须考虑的要素。两种仿真方法在当前计算机能力下已均可实现实时仿真。

3) 考虑喘振的发动机气动热力模型是在常规基于部件匹配的气动热力模型基础上,进一步考虑喘振建模要素,包括风扇/压气机全流量特性(包含非失速区特性、失速区特性和倒流特性)、燃烧室熄火特性和容积动力学。其中,风扇/压气机全流量特性可采用3次曲线拟合方法。适用于民用大涵道比涡扇发动机的诱喘方式有主燃油阶跃法和进气畸变法等。已有研究表明,考虑喘振的气动热力模型可模拟出发动机的喘振特性,且与试验数据较为吻合。

4) 在吸雨和吸雹两种特殊运行条件下,发动机气动热力模型均是在常规基于部件匹配的气动热力模型基础上,考虑吸雨建模和吸雹建模要素。吸雨建模要素包含液滴运动建模、进气道聚集效应、压缩部件吸雨特性和燃烧室吸雨特性。其中,压缩部件吸雨特性和燃烧室吸雨特性须由部件试验或数值仿真方法得出。吸雹建模要素包含发动机吸雹量、核心机吸雹量计算方法和发动机部件、控制系统的吸雹响应。其中,核心机吸雹量的计算须根据发动机部件试验确定冰雹随风扇转速和可调放气活门开度在风扇外涵的排出量。已有相关研究表明,吸雨和吸雹的航空发动机气动热力模型可以较好反映发动机吸雨和吸雹后的整机级影响,且与试验数据高度吻合。

本文综述可为今后结合试验数据和服役数据进行仿真工具的持续开发提供思路和方向。

参考文献:

[1] U S Federal Aviation Administration. Airworthiness standards part-33 :aircraft engines[S]. Washington D C: US Federal Aviation Administration,2016:46-47.

[2] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for engines:CS-E Amendment-4[S]. Cologne, Germany:European Aviation Safety Agency,2015:16-17.

[3] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定:CCAR-33R2[S]. 北京:中国民用航空局,2011:52-56.

[4] 中国民用航空局. 航空器型号合格审定程序 AP-21-AA-2011-03-R4[R]. 北京:中国民用航空局,2011.

[5] MA Wei, OTTAVY X, LU Lipeng, et al. Experimental study of corner stall in a linear compressor cascade[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011,24(3):235-242.

[6] COURTIAD E N, OTTAVY X. Experimental study of surge precursors in a high-speed multistage compressor[J]. Journal of Turbomachinery,2013,135(6):1-9.

[7] CREVEL F, GOURDAIN N, MOREAU S. Numerical simulation of aerodynamic instabilities in a multistage high-speed high-pressure compressor on its test-rig:Part I rotating stall[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(10):1-14.

[8] LIU Le, ZHANG Hongwei, LI Jichao, et al. Measurements and visualization of process from steady state to stall in an axial compressor with water ingestion[R]. San Antonio: ASME Turbo Expo Turbine Technical Conference and Exposition,2013.

[9] RENDER P, PAN H, SHERWOOD M, et al. Studies into the hail ingestion characteristics of turbofan engines[R]. AIAA 93-2174,1993.

[10] RENDER P, PAN H. Experimental studies into hail impact characteristics[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995,11(6):1224-1230.

[11] PANT H, RENDER P. Studies into hail ingestion of turbofan engines using a rotating fan and spinner assembly[J]. The Aeronautical Journal,1998,102(10):45-51.

[12] VENKATARAMANI K, MCVEY L, HOLM R, et al. Inclement weather considerations for aircraft engines[R]. AIAA-2007-695,2007.

[13] 旷桂兰,王道波,单晓明,等. 某型航空涡轴发动机整机吞水性能试验[J]. 航空动力学报,2009,24(11):2415-2420. KUANG Guilán, WANG Daobo, SHAN Xiaoming, et al. Swallowing water capability experiment of one turbine-shaft overall aviation engine[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(11):2415-2420. (in Chinese)

[14] 旷桂兰,姚峥嵘,王道波,等. 某涡轴发动机整机逼喘试验研究[J]. 航空动力学报,2009,24(3):588-595. KUANG Guilán, YAO Zhengrong, WANG Daobo, et al. Surge experimentation research for a whole turbine-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(3):588-595. (in Chinese)

[15] U S Federal Aviation Administration. Surge and stall characteristics of aircraft turbine engines: Advisory Circular 33. 65-1[S]. Washington D C: U S Federal Aviation Authority,1985:1-8.

[16] U S Federal Aviation Administration. Turbine engine power-loss and instability in extreme conditions of rain and

- hail; Advisory Circular 33.78-1[S]. Washington D C; U S Federal Aviation Authority, 2000; 1-10.
- [17] DEVINE K. Inclement weather induced aircraft engine power loss[R]. AIAA 90-2169, 1990.
- [18] RICHTER H. Advanced control of turbofan engines[M]. New York: Springer, 2012.
- [19] National Transportation Safety Board. Aviation safety; icing and winter weather-related recommendations[R]. Government Accountability Office, GAO-10-679SP, 2010.
- [20] SÁNTA I. The effect of water ingestion on the operation of the gas turbine engine[R]. Harrogate, UK: the 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2000.
- [21] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report-Southern Airways DC-9-31[R]. National Transportation Safety Board, NTSB-AAR-78-3, 1978.
- [22] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report, air wisconsin swearingen SA-226 metro[R]. National Transportation Safety Board, NTSB-AAR-80-15, 1980.
- [23] National Transportation Safety Board. Safety recommendation-Indonesia Airlines flight 421[R]. National Transportation Safety Board, NTSB-A-05-19 and -20, 2002.
- [24] CRASH A. Kalitta B742 at Bogota on Jul 7th 2008, engine fire, impacted a farm house [EB/OL]. [2017-11-10]. <http://avherald.com/h?article=40950475>.
- [25] SANGHI V, LAKSHMANAN B, SUNDARARAJAN V. Survey of advancements in jet-engine thermodynamic simulation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(5): 797-807.
- [26] PARKER K I, GUO T H. Development of a turbofan engine simulation in a graphical simulation environment[R]. NASA/TM-2003-212543, 2003.
- [27] VENKATARAMANI K, PATEL B, RIEMANN D. Turbofan engine hail ingestion simulation in a cycle deck model[R]. AIAA-2005-1126, 2005.
- [28] ROUMELIOTIS I. Development and integration of rain ingestion effects in engine performance simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 137(4): 2-11.
- [29] WALSH P P, FLETCHER P. Gas turbine performance [M]. Oxford: John Wiley and Sons, 2004.
- [30] DHINGRA M, NEUMEIER Y, PRASAD J V R, et al. A stochastic model for a compressor stability measure[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 129(3): 730-737.
- [31] CHRISTENSEN D, CANTIN P, GUTZ D, et al. Development and demonstration of a stability management system for gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 1-9.
- [32] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine controls : design, system analysis, and health monitoring[M]. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [33] DECASTRO J A, LITT J S, FREDERICK D K. A modular aero-propulsion system simulation of a large commercial aircraft engine [C] // Proceedings of the 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Hartford: ASME, 2008; 21-23.
- [34] KHALID S, HEARNE R. Enhancing dynamic model fidelity for improved prediction of turbofan engine transient performance[R]. AIAA 80-1083, 1980.
- [35] ARGOTE C, KESTNER B K, MAVRIS D N. NPSS volume dynamic capability for real-time physics based engine modeling[R]. Vancouver: ASME Turbo Expo Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.
- [36] 杨刚, 孙健国, 黄向华, 等. 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 289-294.
- YANG Gang, SUN Jianguo, HUANG Xianghua, et al. A non-iterative method of aero-engine modeling using complementary variables [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 289-294. (in Chinese)
- [37] BALLIN M G. A high fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine[R]. NASA-TM-100991, 1988.
- [38] 孙健国. 现代航空动力装置控制(修订版)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009.
- [39] MARTIN S, WALLACE I, BATES D G. Development and validation of a civil aircraft engine simulation model for advanced controller design[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(5): 1-15.
- [40] SELLERS J F, CARL J. DYNGEN: a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN-D-7901, 1975.
- [41] RAHMAN N U, WHIDBORNE J F. Real-time transient three spool turbofan engine simulation: a hybrid approach [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(5): 1-8.
- [42] DRUMMOND C K, FOLLEN G J, PUTT C W. Gas turbine system simulation: an object-oriented approach[R]. NASA TM-106044, 1993.
- [43] 胡骏, 吴铁鹰, 曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [44] HOSNY W, BITTER S, STEENKEN W. Turbofan-engine nonrecoverable stall computer-simulation development and validation[R]. Monterey: the 21st AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Joint Propulsion Conference, 1985.
- [45] CHUNG K, LEAMY K, COLLINS T. A turbine engine aerodynamic model for in-stall transient simulation[R]. Monterey: the 21st AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Joint Propulsion Conference, 1985.
- [46] 胡世民, 孙健国, 姜彩虹, 等. 双转子发动机含喘振的动态模型[J]. 航空学报, 1991, 12(6): 300-303.
- HU Shimin, SUN Jianguo, JIANG Caihong, et al. A dynamic model of two-spool turbojet engine with post-stall capability [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(6): 300-303. (in Chinese)

- [47] 张海波, 华伟, 吴伟超. 一种基于发动机喘振实时模型的主动稳定性控制方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1150-1158.
- ZHANG Haibo, HUA Wei, WU Weichao. Active stability control method for turbofan engine based on post-stall model[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1150-1158. (in Chinese)
- [48] 严伟, 胡骏, 杨帆, 等. 涡扇发动机动态过失速数值模拟[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 40-46.
- YAN Wei, HU Jun, YANG Fan, et al. Numerical simulation of post-stall transients in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1): 40-46. (in Chinese)
- [49] DRUMMOND C, DAVISON C R. Improved compressor maps using approximate solutions to the Moore Greitzer model[R]. ASME Paper GT2009-60148-9, 2009.
- [50] KOFF S G, GREITZER E M. Stalled flow performance for axial compressors: I axisymmetric characteristic [R]. ASME Paper 84-GT-93, 1984.
- [51] MOORE F K, GREITZER E M. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part I development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.
- [52] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion [M]. New York: Chemical Rubber Company Press, 1998.
- [53] North Atlantic Treaty Organization. Recommended practices for the assessment of the effects of atmospheric water ingestion on the performance and operability of gas turbine engines[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD-AR-332, 1995.
- [54] TSUCHIYA T, MURTHY S. Water ingestion into jet engine axial compressors[R]. AIAA 82-0196, 1982.
- [55] LEONARDO M, TSUCHIYA T, MURTHY S. PURDU-WINCOF: a computer code for establishing the performance of a fan-compressor unit with water ingestion[R]. NASA-CR-168005, 1982.
- [56] TSUCHIYA T, MURTHY S. Axial-compressor flow distortion with water ingestion[R]. AIAA 83-0004, 1983.
- [57] HAYKIN T, MURTHY S. Transient engine performance with water ingestion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4(1): 81-88.
- [58] MURTHY S. Transient performance of fan engine with water ingestion[R]. AIAA 91-1897, 1991.
- [59] MURTHY S. Dynamic performance of high bypass ratio turbine engines with water ingestion [R]. NASA-CR-4703, 1996.
- [60] MURTHY S. Effect of heavy rain on aviation engines[R]. AIAA 89-0799, 1989.
- [61] 李一光. 某涡喷发动机吞水过程的数值研究[J]. 航空发动机, 1995, 21(3): 9-14.
- LI Yiguang. Numerical research investigation on a turbojet engine water ingestion[J]. Aeroengine, 1995, 21(3): 9-14. (in Chinese)
- [62] 刘波, 曹志鹏, 高嵩, 等. 来流含水对航空发动机风扇/压气机特性的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1041-1047.
- LIU Bo, CAO Zhipeng, GAO Song, et al. Influence of inlet water ingestion on aeroengine fan-compressor performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1041-1047. (in Chinese)
- [63] 杨璐, 郑群, 张海, 等. 轴流压气机吞水后的性能变化研究[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1-8.
- YANG Lu, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Study on performance changes of axial flow compressor after water ingestion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1-8. (in Chinese)
- [64] 王春晓, 邓潇. 民用大涵道比涡扇发动机吸雨能力评估的方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 2013(增刊2): 1-3, 50.
- WANG Chunxiao, DENG Xiao. A method for estimating rain ingestion effect on high bypass ratio turbofan engine performance[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2013, 2013(Suppl. 2): 1-3, 50. (in Chinese)
- [65] 代晓晴, 张翔, 李森, 等. 某民用涡扇发动机飞行包线内吸雨量计算分析[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 220-228.
- DAI Xiaoping, ZHANG Xiang, LI Sen, et al. Calculation and analysis on fan inlet water air ratio of civil turbofan engine throughout the flight envelope[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 220-228. (in Chinese)
- [66] OBERMÜLLER M, SCHMIDT K, SCHULTE H, et al. Some aspects on wet compression-physical effects and modeling strategies used in engine performance tools[M]. Berlin, Germany: German Aerospace Society, 2012.
- [67] MATZ C, et al. Prediction of evaporative effects within the blading of an industrial axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(4): 1-11.
- [68] ZHLUKTOV S, BRAM S, DE RUYCK J. Injection of water droplets in an axial compressor[C]//Proceedings of the Fifth World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics, and Thermodynamics. Thessaloniki, Greece: Elsevier, 2001: 24-28.
- [69] WHITE A J, MEACOCK A J. Wet compression analysis including velocity slip effects[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(8): 1-8.
- [70] VENKATARAMANI K, MCVEY L. Scoop effects in inclement weather operation[R]. AIAA-2006-207, 2006.
- [71] ROUMELIOTIS I, MATHIOUDAKIS K. Experimental analysis of wet compression in axial compressor stage[R]. Athens: the 7th European Turbomachinery Conference, 2007.
- [72] KURZKE J. GasTurb11: design and off-design performance of gas turbine manual[R]. Munich, Germany: Gas-Turb Company, 2012.
- [73] DAY I, WILLIAMS J, FREEMAN C. Rain ingestion in axial flow compressors at part speed[J]. Journal of Turbo-

machinery,2008,130(1):1-10.

[74] ROUMELIOTIS I, MATHIOUDAKIS K. Evaluation of water injection effect on compressor and engine performance and operability[J]. Applied Energy, 2010, 87(4): 1207-1216.

[75] LAING P, SHASTRI R, EHRESMAN C, et al. Three-dimensional prediffuser combustor studies with air-water mixture[R]. AIAA 93-2474, 1993.

[76] LAING P, EHRESMAN C, MURTHY S. Two and three-dimensional prediffuser combustor studies with air-water mixture[R]. AIAA 93-0240, 1993.

[77] DI MARTINO P, CINQUE G, TERLIZZI A, et al. Numerical models for simulation of water ingestion in aeronautical combustors[R]. Ischia, Italy: Processes and Technologies for Sustainable Energy, 2010.

[78] PAN H, RENDER P. Impact characteristics of hailstones simulating ingestion by turbofan aeroengines[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 457-462.

[79] GOPALASWAMY N, MURTHY S. HINCOF-1: a code for hail ingestion in engine inlets[R]. Department of Transportation/Federal Aviation Administration/CT-94/80, 1995.

[80] 孟卓, 孙秦. 冰雹的数值模拟方法初探[J]. 航空计算技术, 2009, 39(1): 22-26.

MENG Zhuo, SUN Qin. Methods of numerical simulation on hailstone[J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(1): 22-26. (in Chinese)

[81] 王丰产, 孙有朝, 吴海桥, 等. 大型民用航空发动机吸雨和吸雹适航验证方法研究[C]//航空器适航与空中交通管理学术年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2010: 1-7.

[82] 徐曼, 陈勇, 王安正. ASTM F320-2010 标准冰雹的抗压力学性能实验研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(16): 290-294.

XU Man, CHEN Yong, WANG Anzheng. Experiment on nonlinear mechanics of artificial hail based on ASTM F320-2010[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(16): 290-294. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)