

某型涡扇发动机在线流道清洗喷射参数选择与试验

李本威¹, 伍恒¹, 沈伟¹, 宋汉强^{1,2}, 樊照远³

(1. 海军航空大学 航空基础学院, 山东 烟台 264001;

2. 海军装备研究院 航空所, 上海 200436;

3. 海军驻沈阳地区发动机专业军事代表室, 沈阳 110000)

摘 要: 为了解决某型飞机进气道距离长、流道形状不规则造成从进气道唇口喷射清洗发动机时喷射参数难以确定的问题,利用 linearized instability sheet atomization(LISA)模型和 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型,以液滴颗粒大小和运动轨迹为优化目的,以液滴在发动机气流进口端面的覆盖面和穿透能力为效果目标进行数值仿真,优化选取喷嘴的设计参数,减轻了试车工作量并降低了试验费用。通过飞机进气道与发动机联合整机在线清洗台架验证试验测试评估了预先选择喷射参数的喷嘴的喷射性能。台架试车结果表明:发动机采用冷运转状态清洗,喷射参数确定为雾化角为 18° ,喷嘴在喷射架上的安装角度为上偏角为 $7^\circ 30'$,清洗车的供液压力为1 MPa。针对发动机的冷起动或者慢车状态,选取的喷嘴类型、喷射压力、喷射角度和安装角度等优化的喷射参数是合理的,不仅能使清洗液滴覆盖整个发动机的进口区域并穿透整个叶栅,而且不会引起附加的风扇压气机叶片侵蚀。

关 键 词: 涡扇发动机; 流道; 清洗; 数值仿真; 参数优化

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Online washing injection parameters selection and experiments for a certain type of turbofan engine

LI Benwei¹, WU Heng¹, SHEN Wei¹, SONG Hanqiang^{1,2}, FAN Zhaoyuan³

(1. Aviation Foundation College,

Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China;

2. Institute of Aviation Equipment,

Naval Academy of Armament, Shanghai 200436, China;

3. Navy Aviation Military Representative Office in Shenyang, Shenyang 110000, China)

Abstract: In order to resolve the problem of determining the injection parameters when spraying to wash a certain type of turbofan engine from the inlet lip for the long distance of inlet and the irregular flow passage, the droplet size and motion trajectory were taken as the optimization goal, and the droplet on the airflow inlet face of the engine and the penetrating ability were taken as the effect target to carry out numerical simulation by using linearized instability sheet atomization (LISA) and Spalart-Allmaras (S-A) models. The nozzle design parameters were determined by optimized selection so that the commissioning workload and

收稿日期:2016-11-02

基金项目:“泰山学者”建设工程专项经费资助

作者简介:李本威(1962—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机状态监控与健康评估研究。

引用格式:李本威,伍恒,沈伟,等.某型涡扇发动机在线流道清洗喷射参数选择与试验[J].航空动力学报,2018,33(5):1025-1032.

LI Benwei, WU Heng, SHEN Wei, et al. Online washing injection parameters selection and experiments for a certain type of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1025-1032.

trial cost were reduced. Trial run of aircraft inlet combined with engine flow passage online washing was conducted to further measure and evaluate performance of the injection parameters predetermined nozzles. The trial run validation results showed that engine was washed in cold operation state and the injection parameters were determined as spray cone angle of 18°, installation upward offset angel of the nozzle on the spray frame of 7°30' and the washing vehicle's feed liquid pressure of 1 MPa. The optimal injection parameters, including nozzle type, injection pressure, spray angle and installation angle, for engine's cold start or idle condition, were effective, making the washing droplet not only cover the entire engine entrance section and penetrate the whole blade cascade, but also not cause accessional blade erosion.

Key words: turbofan engine; flow passage; washing; numerical simulation; parameter optimization

飞机发动机在长时间使用中容易受到含有盐雾、沙尘等空气颗粒因素的影响,造成叶片腐蚀或积垢,影响发动机的使用寿命和性能发挥^[1-2]。飞机发动机原位在线清洗是预防发动机腐蚀、恢复发动机性能的有效保障手段^[3-5]。民用涡扇发动机由于是短舱设计,从发动机进口手持喷射装置,在发动机冷起动或慢车低工况下直接喷射清洗液清洗发动机,工程上非常容易实现^[6-9]。军用涡扇发动机安装位置一般离飞机进气道唇口较远,且进气道设计不规则^[10]。考虑设计经济性和多型发动机的适用性,从飞机进气道唇口安装发动机喷射装置清洗发动机是一个简单有效的设计方案。由于从飞机进气道唇口清洗发动机喷射路径长,路径不规则,若清洗液的喷射压力、喷射角度选择不合适,一方面导致清洗液喷射至进气道内壁面,直接影响发动机进口的水流覆盖面和多级风扇压气机叶栅的穿透能力,也有可能把进气道或前级风扇的脏物带至后级压气机,给发动机造成二次污染;另一方面,喷射流体雾化液滴直径过大也会造成风扇压气机叶片侵蚀。根据已查得的文献,目前国内尚无军用发动机在线流道清洗喷射参数的选择与试验等方面的研究。为此,本文运用流场仿真方法,预先选择了合适的喷嘴喷射参数,开展了喷射系统工程设计,并通过了各种试验验证。这为开展各型飞机发动机的在线清洗方案论证、喷射系统设计和试验提供了重要的工程应用价值^[11]。

1 数值仿真建模

本文采用从飞机进气道唇口清洗发动机方案,喷射系统喷嘴至发动机入口距离约 1.2 m。但发动机入口和进气道的矩形段并不同心,发动机在线喷射清洗时,存在气旋不稳定气流的影响。

使用商业软件 FLUENT 来进行流场仿真与求解。针对两相流动,相比于直接数值模拟(DNS)等方法,Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型广泛运用于航空航天领域,具有相对小的计算量和适用的计算精度,并且计算结果对网格精细程度的依赖性相对小。因此,为兼顾仿真精度和计算量,采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型。模型对湍流效应的模拟通过计算湍流黏度得到。三维 N-S 方程组和湍流方程见式(1)~式(3)。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] - & \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i E) = & \\ -\frac{\partial p u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} u_i \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] - & \\ \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} u_i \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[k_{\text{eff}} \left(\frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \right] \end{aligned} \tag{3}$$

$$p = \rho R T \tag{4}$$

式中 $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$ 。 μ 为分子黏度, μ_t 为湍流黏度。湍流效应的计算公式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = & G_v + \\ \frac{1}{\sigma_v} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2\rho} \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - & Y_v + S_v \end{aligned} \tag{5}$$

湍流黏度表示为

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \tag{6}$$

清洗过程的两相流是稀疏的两相流,而且还涉及液滴颗粒的进一步雾化、二次破碎与合并,拉

格朗日模型对离散型两相流动有广泛的应用。为了准确模拟液滴的运动和破碎,采用拉格朗日方法模拟液滴在流场中的运动,跟踪液滴,计算运动轨迹,其基本运动方程如下:

$$\frac{du_p}{dt} = F_d(u - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x \quad (7)$$

式中 u 、 u_p 分别为流场气流速度和液滴颗粒速度; ρ 、 ρ_p 分别为流场气流密度和液滴颗粒密度; F_x 为体积力,考虑了液滴和气流的相互作用和液滴受到的重力作用,液滴的运动轨迹可通过积分每个液滴的运动方程得到^[12]。

本文采用经验模型模拟喷嘴喷射的清洗液在进气道与发动机叶栅中的流动过程。为了使初始喷雾计算具有较好的精度,采用由 Schmidt 等人发展的 linearized instability sheet atomization (LISA) 模型估算喷嘴形成的初始液滴粒度、速度以及初始分布。该理论认为动力学的不稳定状态导致了液膜的破碎,即假定 Kelvin-Helmholtz 波在初始液膜上形成,并且最终导致了液膜破碎,形成线状碎片,而后线状碎片由于表面张力不稳定机制而破碎形成液滴。一旦液滴形成之后,喷雾状态就由拖曳力、颗粒碰撞合并以及二次破碎决定。以该理论为基础,喷射液的雾化计算分为液膜形成和液膜破碎与雾化两个步骤,所涉及的经验公式和计算过程在文献[13]中有详细描述。

飞机与进气道通常为一体化设计,全部流场边界的模拟尚不太可能,因此本文计算直接针对进气道的流场区域进行,其实体模型如图 1 所示。但为了较为真实地模拟进气道的入口边界条件,在进气道入口附加了入口计算区域,以便模拟入口可能存在的回流和漩涡,补充边界条件的示意图如图 2 所示。为模拟发动机入口的进气条件,进气道的出口设置和有和发动机进气中心锥相同的几何体,计算中采用的混合网格如图 3 所示。考虑气体黏性影响,对壁面网格进行了局部加密,尽量使流场壁面无量纲距离 y^+ 在 50~500 左右,总体计算网格量在 200 万左右。

发动机冷转状态和慢车状态进气道气流速度在 20~80 m/s,慢车状态清洗液流量与空气流量的比值暂定为 4%,即为 1.0 kg/s;考虑冷转状态叶轮切线速度较低等因素,冷转状态清洗液流量与空气流量的比值也定为 4%,即为 0.5 kg/s。液滴的粒子雷诺数远远大于 20。为防止液滴在清洗发动机前级风扇和压气机处蒸发,引起后面级清洗效果差的现象发生,液滴的粒度不能太小,故

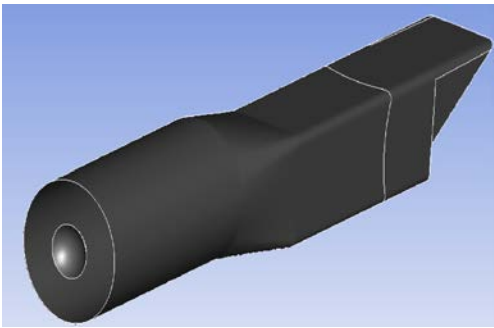


图 1 进气道实体模型
Fig. 1 Inlet full-scale model

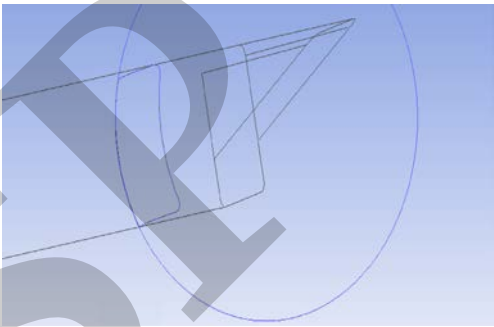
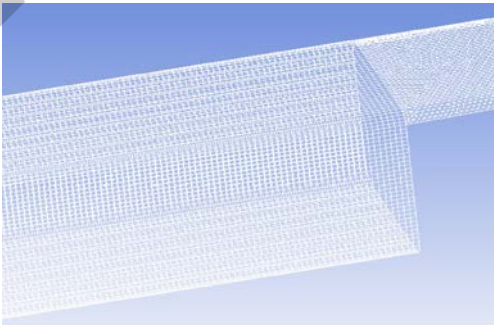
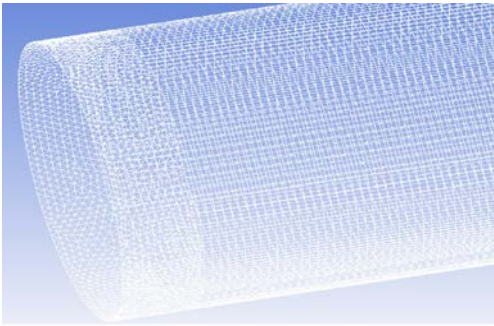


图 2 补充边界条件的示意图
Fig. 2 Sketch of addition boundary condition



(a)



(b)

图 3 计算采用的混合网格示意图
Fig. 3 Sketch of mixed mesh

液滴的变形影响不可忽略。因此,对液滴受到的拖曳阻力采用动态阻力模型计算。计算还考虑了液滴的碰撞和破裂,一般清洗所用的大直径液滴其维伯数往往大于 100,因此采用波动破碎理论模型(wave)预测液滴破碎。

2 喷射参数预选择

由于喷射系统喷嘴至发动机入口距离较远,为保证清洗时喷嘴喷射出的清洗液不喷到进气道壁面,确保发动机进口端面有一定的水流覆盖面且具备多级风扇压气机叶栅的穿透能力,需要对喷嘴的流量、压力和安装角度等参数的数值范围进行优化选取。与传统通过试凑确定发动机清洗喷射参数的方法相比,流场仿真预选择的方法能大大减少试验次数并降低试验成本。

本文通过进气道与发动机的一体化仿真模拟,分析液滴对发动机进口的覆盖程度、液滴的穿透能力以及是否和进气道壁面碰撞等情况,来优化选择喷射参数的数值范围^[14-16]。计算中,清洗喷嘴的三维空间坐标、流量、喷雾锥角、液滴粒度等均设为可调变量。进气道进口设置为标准大气条件,出口按照发动机冷运转、慢车状态运转流量匹配压力条件。进气道壁面、中心锥壁面相对于液滴均设置为捕获边界。限于篇幅,分别选择发

动机慢车工况、冷运转工况下的几组计算结果如图 4 和图 5 所示。

根据图 4 和图 5 可知,发动机处于冷运转或慢车状态运转工况下,在喷雾锥角(θ)为 $18^{\circ} \sim 22^{\circ}$,工作压力(p)为 $0.7 \sim 1.0$ MPa 条件下,发动机进口都有一定的水流覆盖面。此外,绝大部分喷射流体雾化液滴的直径小于 2 mm,超过 2 mm 直径的液滴数量极少且都不超过 3 mm,而工程实践和研究分析表明:喷嘴形成的清洗液滴粒度越大、颗粒速度越大清洗效果越好,但液滴过大和过快会造成叶片表面损伤,清洗液粒径以不超过 3 mm 为宜(一般要求超过 2 mm 的清洗液滴不宜过多),速度与流场速度接近和略大为宜。因此可得,在该喷射参数数值范围下,喷雾粒度大小分布合理,不会造成风扇压气机叶片侵蚀。由于优选的喷射参数数值范围的喷嘴索太尔平均液滴直径(D_{sm})均为 $2\,000\ \mu\text{m}$ 以内,穿透效果基本一致,故没有重复列举。表 1 给出了部分根据大量的仿真结果优化选取的喷嘴工程设计参数选择方案。

根据选定的喷嘴参数选择方案,结合喷嘴设计手册^[17]加工研制了几种内设旋流片式喷嘴,需要进行必要的台架试验验证和压力参数调整即可用于发动机清洗。

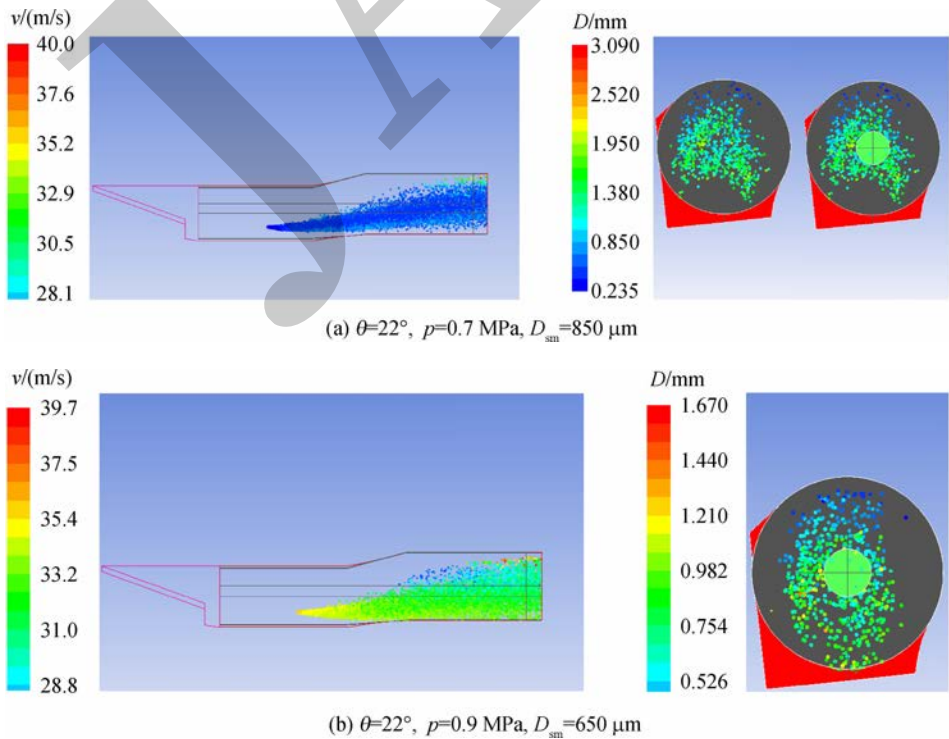


图 4 慢车工况下的喷雾粒度分布

Fig. 4 Distribution of spray particle size on idle condition

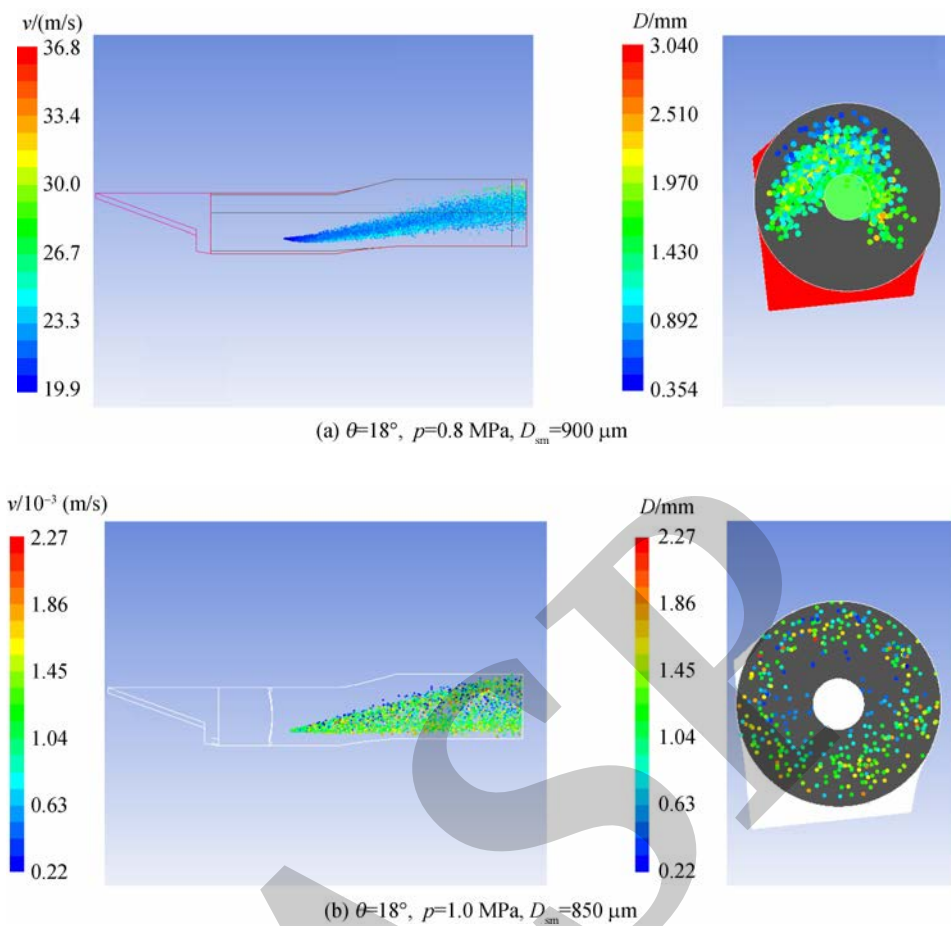


图 5 冷运转工况下的喷雾粒度分布

Fig. 5 Distribution of spray particle size on cold running condition

表 1 喷嘴参数选择方案

Table 1 Alternative nozzleparameter scheme

序号	p/MPa	流量/ (kg/s)	$\theta/(\text{^\circ})$	$D_{sm}/\mu\text{m}$	发动机工况
1	0.7	1.0	22	850	慢车
2	0.9	1.1	22	650	慢车
3	0.8	0.5	18	900	冷运转
4	1.0	0.6	18	850	冷运转

3 台架试车验证试验

3.1 台架试车试验条件

为验证通过仿真分析预先选择的喷嘴喷射参数及其数值范围的合理性并测试喷嘴的雾化效果,需匹配仿真分析的试验条件。为同步反映涡扇发动机装机状态下在线清洗过程,试验研究选择喷嘴、喷射参数,需要在发动机试车台架加装与飞机进气道技术状态一致全状态尺寸的进气道进行清洗试验,发动机工况分别为冷运转、慢车状态,以便和仿真的气流匹配压力边界条件一致。进气道壁面、中心锥壁

面相对于喷嘴喷射出来的液滴即为捕获边界。发动机流道在线清洗台架试验系统^[18]如图 6 所示。

图 6 中清洗车及气瓶提供喷嘴正常工作所需要的水(或清洗液)压,颗粒测试仪器采用美国 Artium 公司提供的颗粒/速度测试仪(PDI)。其他台架试验设备还包括:经振动考核试验合格的喷射装置^[19]、加工研制的喷嘴、高清晰度相机、发动机孔探检查仪等。

3.2 试验结果分析

发动机台架试验在冷运转、慢车状态运转条件下主要测试了几组依据仿真结果加工的喷嘴喷雾参数。考虑上述喷嘴不是用于发动机燃烧喷油,而主要用于清洗,因此以体积中位直径 D_{v50} 作为索太尔平均液滴直径(D_{sm})的表征,评估液滴颗粒分布情况。喷嘴粒度-速度测试结果和相互关系见图 7。

由于要求的喷嘴雾化锥角较小而液滴颗粒粒度较大,限于加工工艺,各型喷嘴的实测参数会有一定的误差,测试结果如表 2 所示(表中 D_{max} 为液滴颗粒最大直径)。

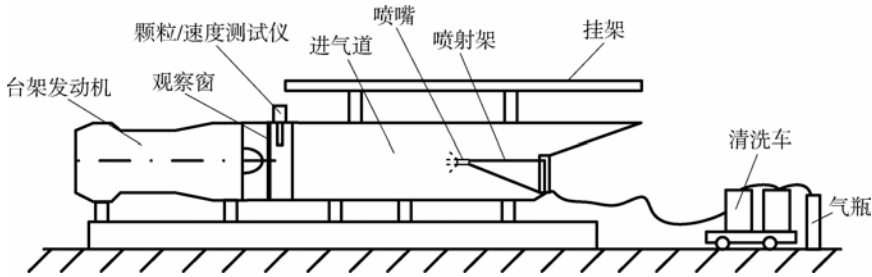
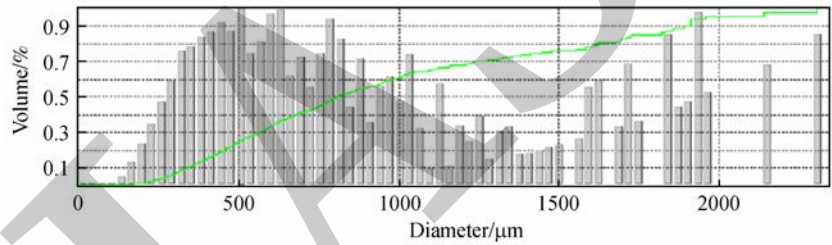
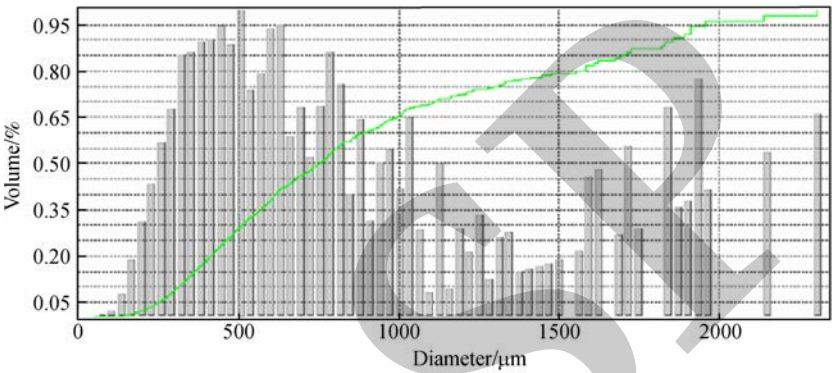
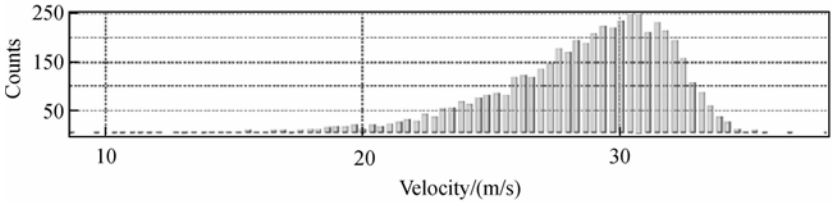
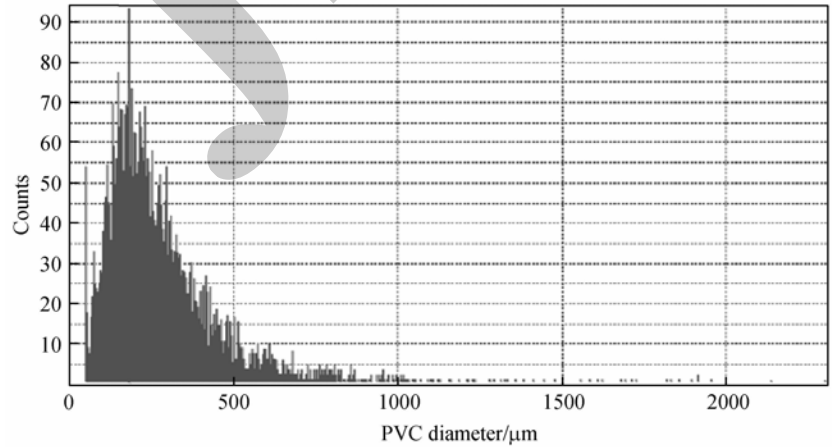


图 6 发动机流道在线清洗台架试验系统

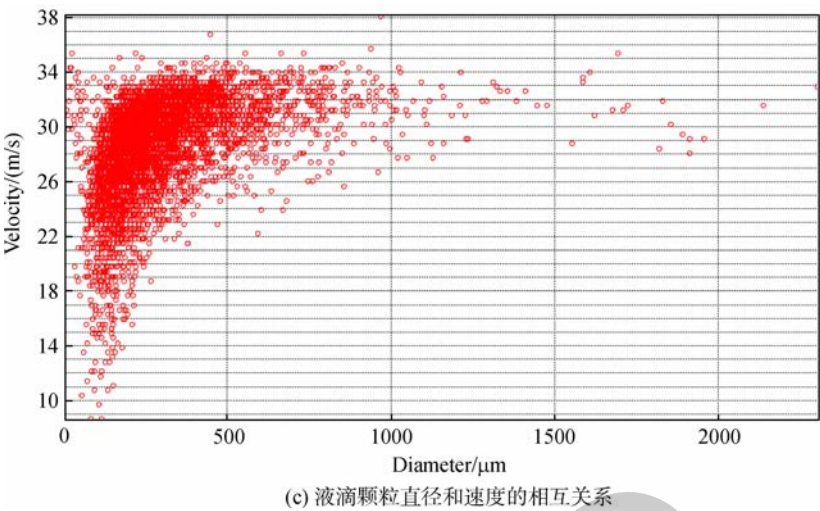
Fig. 6 Engine flow passage online washing bench test system



(a) 不同直径液滴的体积分数分布图



(b) 不同直径和速度液滴的数量分布图



(c) 液滴颗粒直径和速度的相互关系

图 7 喷嘴粒度—速度测试 results 和相互关系 ($p=0.8\text{ MPa}$, 冷运转工况)

Fig. 7 Test results and interrelationships of nozzle size and speed ($p=0.8\text{ MPa}$, cold running condition)

表 2 喷嘴的测试参数
Table 2 Test parameters of nozzles

工况	清洗车 水压/MPa	流量/ (kg/s)	$\theta/(^{\circ})$	颗粒均速/ (m/s)	$D_{v50}/\mu\text{m}$	$D_{\text{max}}/\mu\text{m}$	D_{sm} 仿真相对 精度/%
慢车	0.7	1.0	22	28.6	810.6	2304.5	4.7
	0.9	1.1	22	32.5	608.8	2267.6	6.9
冷运转	0.8	0.5	18	21.8	835.0	2349.9	7.2
	1.0	0.6	18	30.1	774.7	2351.3	8.9

分析表 2 试验测试数据,可看出:设计加工的喷嘴,在给定和流场仿真相同的试验压力条件下,其他性能参数测试结果和流场仿真计算结果基本符合,最大液滴粒径都不超过 3 m,超过 2 m 的液滴颗粒比例都小于 1%,索太尔平均液滴直径 D_{sm} 与仿真结果相比相对精度在 10% 以内,精度较高。误差主要是因喷嘴加工工艺对实际喷嘴参数造成的一定的影响导致的。另外,冷运转状态下的精度误差大于慢车状态,是由于发动机冷运转状态的实际工况转速是变化的,并非像慢车状态保持一个固定值,与仿真相比,会对气流的速度和雾化颗粒大小分布造成一定的影响。

通过试验还得知,各种试验喷嘴在不同的试验压力条件下,其雾化颗粒度效果差别不大,但雾化锥角在优化选择值的基础上随着喷射压力的不同有一定的调整余地空间。其调整的原则是不能使喷雾覆盖面过大,而将进气道壁面的脏物带进发动机,对发动机流道造成二次污染。试验还得知,因某型飞机进气道带有弯度,为保证喷射液顺利从进气道唇口直接喷入发动机且覆盖发动机进

口端面,飞机进气道唇口喷射装置上的喷嘴安装角度需要上偏 $7^{\circ}30'$,其喷射效果见图 8。在清洗车压力为 0.8~1.0 MPa 时,选择的参数喷嘴可以满足覆盖发动机进口端面的要求。

另通过孔探针仪对发动机冷运转和慢车状态的清洗试验后清洗效果检查,所选喷嘴参数具备多级风扇压气机叶栅清洗穿透能力,清洗前级叶片的液滴不会蒸发挥发。



图 8 喷嘴安装角度上偏 $7^{\circ}30'$ 的喷射效果

Fig. 8 Injection effect of nozzle with upward offset angel of $7^{\circ}30'$

4 结 论

1) 通过飞机进气道与发动机联合整机台架试车可知,针对发动机冷起动或者慢车状态,选取的包括喷嘴类型、喷射压力、雾化角度和安装角度在内的优化喷射参数是合理的。

2) 运用两相流仿真技术对进气道与发动机流道联合仿真,优化选取的清洗喷射参数具有较高的精度。这种做法可大大减轻传统试凑试验法确定发动机清洗参数的试车工作量,节省试验费用,缩短了项目工程研制周期。

3) 因某型发动机为引进发动机,在慢车状态清洗试验时发现发动机漏水量较大,故此,某型发动机采用冷运转状态清洗。喷射参数可确定为雾化角为 18° ,喷嘴在喷射架上的安装角度为上偏角 $7^\circ 30'$,清洗车的供液压力为 1.0 MPa 。

参考文献:

- [1] STALDER J P. Gas turbine compressor washing state of the art: field experiences[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, 123(4): 363-370.
- [2] KURZ R, BRUN K. Gas turbine tutotial: maintenance and operating practices effects on degradation and life[C]// Proceedings of the Thirty-sixth Turbomachinery Symposium. Texas: Texas A and M University, 2007: 173-185.
- [3] IGIE U, PILIDIS P, FOUFLIAS D, et al. Industrial gas turbine performance: compressor fouling and on-line washing[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(10): 1-13.
- [4] ARAGON J M, VALDESL M. A method to determine the economic cost of fouling of gas turbine compressors[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 69(1/2): 261-266.
- [5] MELINO F, MORINI M, PERETTO A, et al. Compressor fouling modeling: relationship between computational roughness and gas turbine operation time[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(5): 052401-052408.
- [6] ASPLUND P, HJERPE C J. A method for cleaning a stationary gas turbine unit during operation: US7428906[P]. 2008-09-30.
- [7] SYVERUD E, BAKKEN L E. Online water wash tests of GE J85-13[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 136-142.
- [8] ARETAKISA N, ROUMELIOTISB I. Compressor washing economic analysis and optimization for power generation[J]. Applied Energy, 2012, 95(2): 77-86.
- [9] SCHNEIDER E, BUSSJAEGER S D, FRANCO S, et al. Analysis of compressor on-line washing to optimize gas turbine power plant performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(6): 0620011-0620017.
- [10] HARRY M. Navy on-line compressor washing of marine gas turbine engines[R]. ASME Paper 1991-GT-309, 1991.
- [11] FRIDERIKE C M, PILIDIS P. Gas turbine compressor washing: historical developments, trends and main design parameters for online systems[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(2): 344-353.
- [12] 王春晖, 许志鹏, 杨欣毅. 航空发动机清洗两相流场的数值模拟研究[J]. 系统仿真技术, 2015, 11(2): 101-105.
WANG Chunhui, XU Zhipeng, YANG Xinyi. Numerical simulation study on two phase flow field of cleaning aero engine[J]. System Simulation Technology, 2015, 11(2): 101-105. (in Chinese)
- [13] SCHMIDT D P, NOUAR I, SENECAI P K, et al. Pressure-swirl atomization in the near field[R]. SAE Paper 1999-01-0496, 1999.
- [14] 蒋科艺, 沈伟, 李本威, 等. 基于流场仿真的涡扇发动机清洗系统参数优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 481-488.
JIANG Keyi, SHEN Wei, LI Benwei, et al. Parameters optimizing for a turbofan engine cleaning system using flow field simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 481-488. (in Chinese)
- [15] ASPLUND P. Gas turbine cleaning upgrade compressor wash[R]. ASME Paper 1997-AA-135, 1997.
- [16] BOYCE M P, GONZALEZ F. A study of on-line and off-line turbine washing to optimize the operation of a gas turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(1): 114-122.
- [17] 候凌云, 候晓春. 喷嘴技术手册[M]. 北京: 中国石化出版社, 2002: 86-101.
- [18] MUND F, PILIDIS P. A review of online washing systems[R]. ASME Paper 2004-GT-53224, 2004.
- [19] BRUN K, GRIMLEY T A, FOILES W C, et al. Experimental evaluation of the effectiveness of online water-washing in gas turbine compressors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(4): 042605. 1-042605. 15.

(编辑: 叶 青)