

发动机简化数学模型及数字仿真研究

南京航空学院 赵子元* 姚 华 李维业

【摘要】 本文论述了发动机实时大偏差数学模型两种建模方法,即综合数据法、气动热力计算法。完成了数学模型的数字仿真计算及模型比较。模型的计算周期小于 20ms,满足实时性要求,误差在允许范围内。并讨论仿真计算结果,特别是计算步长和供油规律对发动机调节的影响。

关键词: 实时 大偏差 数学模型 数字仿真 过渡过程

1 目的和方法

为了适应全权限(全功能)发动机数字电子控制系统研究的需要,我们着重研究发动机简化实时大偏差数学模型的建模方法(简称数学模型),在满足适当的计算精度要求的同时满足实时性和机载要求。所研究的这种数学模型应用于四个方面:(1)发动机控制规律的研究。(2)数控系统物理和半物理仿真试验,并为发动机台架试车提供指导。(3)为发动机和数控系统提供故障诊断、故障隔离、容错纠错、系统重组等信息依据,以提高系统的再生能力和可靠性。(4)在飞行一体化控制中,用于对发动机进行状态监控。

数字仿真证明,所建立的数学模型满足了发动机动态和稳态性能以及各主要截面参数计算的精度要求。在普通的个人计算机 PC/AT 上,两种模型的计算周期分别为 16 和 20ms,这在双余度数控系统上,不必增加额外的硬件支持,使用 16 位 CPU 并装有浮点加速器件 NDP,就可以满足飞行要求,因而可以减少硬件设备和软件规模,有利于增加系统的可靠性。数学模型的建模对象和仿真验证机是一台双转子涡轮喷气发动机,其数学模型的内部关系如图 1。

2 实时大偏差数学模型

2.1 综合数据法^[1]

综合数据法是以非实时数学模型、发动机试验数据和飞行数据为基础,以气动热力学为指导按发动机部件建立的。根据各部件特性可以精确地计算出方程中的常数 K_{21} 等。整个数学模型中有 60 个相类似的常数,形成了简单的方程组。例如:

$$T_{25} = T_2 (K_{21} \cdot N_{LR} + K_{22} \pi_{KL} + K_{23}) \quad (1)$$

$$T_4 = K_{34} (W_{fm}/W_3) (K_{35} + W_{fm}/W_3) + K_{36} T_3 + K_{37} \quad (2)$$

2.2 气动热力计算法^[2,3]

气动热力计算法是以发动机的部件特性和气动热力方程为基础,以发动机试车数据和飞行数据为辅助按图 1 逐个部件列出, k 和 k' , C_p 和 C_p' 逐步计算。例如:

$$T_{25} = T_2 \left[1 + (\pi_{KL}^{k-1/k} - 1) / \eta_{KL} \right], \quad T_6 = T_5 \left[1 - (1 - \pi_{TL}^{(k'-1/k')}) \eta_{TL} \right] \quad (3)$$

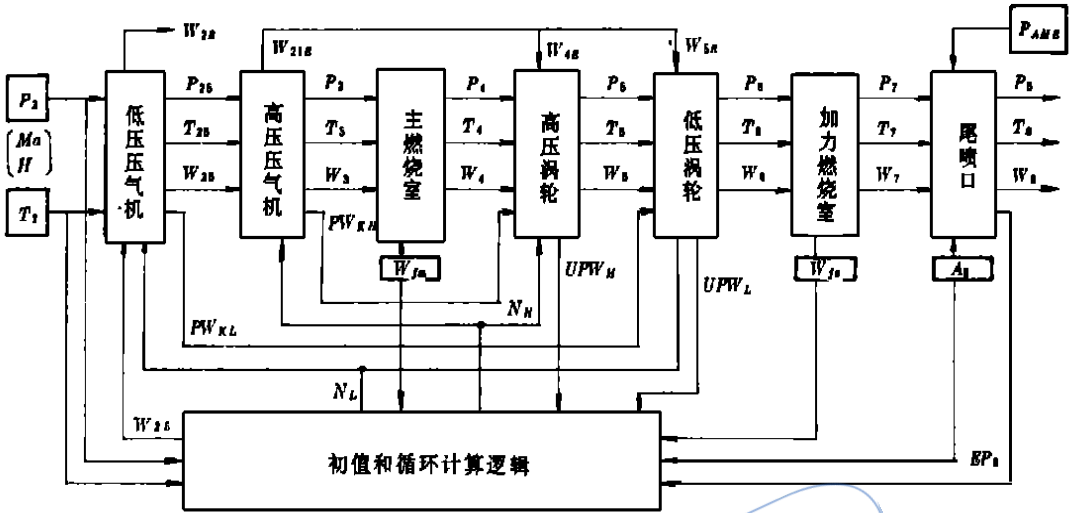


图 1 数学模型内部参数结构图

2 3 模型求解

上述两组方程的求解都是根据不平衡功 (UPW) 概念计算动态过程。根据发动机原理直接推导出的转子转速微分方程: $N_L = N_{LO} + D_{NL}$, $N_H = N_{HO} + D_{NH}$ 。令 T 为计算周期, 得:

$$N_L(t + T) = N_L + K_L(UPW_L / J_L N_L) \quad (4)$$

$$N_H(t + T) = N_H + K_H(UPW_H / J_H N_H) \quad (5)$$

发动机在动态和稳态过程中, 各部件气动热力参数都是互相联系的, 上述数学模型求解的共同特点是选取一些变量进行修正计算, 并引入一差值修正矩阵。这里选 π_{KL} 、 P_3 、 W_2 和 P_8 为变量, 与转速相似地列出它们在 T 时间内增量为 $D\pi_{KL}$ 、 DP_3 、 DW_2 和 DP_8 , 这样就可以得出这些变量和当前值之差, 分别为 $E\pi_{KL}$ 、 EP_3 、 EW_2 和 EP_8 。增量计算和修正矩阵为:

$$\begin{bmatrix} D\pi_{KL} \\ DP_3 \\ DW_2 \\ DP_8 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} & f_{13} & f_{14} & f_{15} & f_{16} \\ f_{21} & f_{22} & f_{23} & f_{24} & f_{25} & f_{26} \\ f_{31} & f_{32} & f_{33} & f_{34} & f_{35} & f_{36} \\ f_{41} & f_{42} & f_{43} & f_{44} & f_{45} & f_{46} \end{bmatrix} [E\pi_{KL} \quad EP_3 \quad EW_2 \quad EP_8 \quad DN_L \quad DN_H]^T \quad (6)$$

方程 (6) 反映了发动机内部各个部件的匹配关系和发动机性能, 但需要在模型调试中反复整定。对于气动热力算法只需选用 W_2 一个变量进行修正计算。这种方法是非迭代、大偏差和全范围的, 达到了实时性 (计算周期小于 20ms) 和精度 (一般误差小于 3%) 要求。

3 实时数字仿真

3 1 仿真计算

由综合数据法建立起来的数学模型已经在发动机数控系统半物理模拟和台架试车中得到应用, 被证明是正确、实用。这里着重对热力算法进行验证, 并将两种数学模型计算的结果做一些比较。两种模型的运行环境是相同的。在仿真计算过程中, 曾把不同的数学模型里的部分方程交换使用, 以便进行细微地比较。model1 为气动热力计算模型, model2 为综合数据模型。

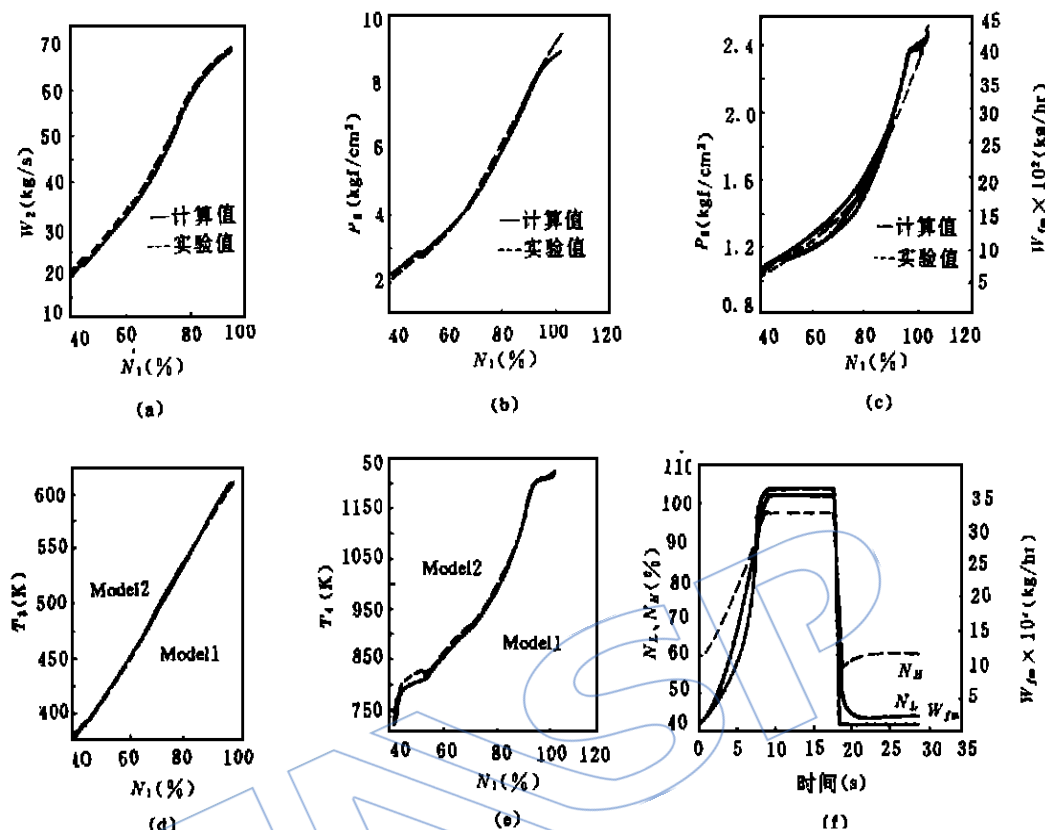


图2 转速特性 (a~e) 和加减速特性 (f)

图2 (a~c) 分别为 W_2 、 P_3 、 P_4 的数字仿真计算结果和发动机试车数据的比较。图2d、e 表明了两种模型的各截面总温的计算结果比较。这些结果证明了模型的计算结果正确, 都能模拟发动机的部件特性及其匹配关系。图2f 说明了参数跟踪、加速性能、 N_L 和 N_H 的匹配关系都能满足发动机的动态和稳态特性的要求。

3.2 几点重要结果与讨论

通过发动机实时大偏差数学模型的建模, 细微调试及数字仿真, 获得以下重要结论:

(1) 发动机数学模型能很好地代表发动机真实的运转状态, 符合各部件特性、整体加减速特性和稳态特性, 其相对误差不大于 3%, 最大为 5%。用不同的建模方法都能满足发动数控系统对实时大偏差模型的要求。这些方法通用于任何机种, 不必依赖于大量的试车数据。

(2) 数学模型的计算步长对发动机的输出特性有很大影响。研究中选用了特定的供油规律, 以不同的计算步长计算数学模型的输出特性, 目的是为发动机的控制规律和调节周期的设计提供依据。在对 model1 的研究中, 选取的计算步长为 2.5~100ms。计算中发动机进口条件和数学模型不变, 供油规律一定。输出特性分为发动机加速过程和稳态过程两个阶段。计算产生的数据文件经压缩后由 GRAPHER 绘图软件输出图形, 对稳态的分析是由每一计算步长所得的结果汇总得出的。由数学模型 model1 的计算结果和图形显示中得到两个重要的结果: (a) 随着计算步长的增加而加速过程增长, 当超过一定限度后, 加速过程便不能正常地进

行。当 $T \leq 20\text{ms}$ 时, 正常的加速过程将在 8 秒内完成; 当 $T = 50\text{ms}$ 时, 加速过程延长到 10 秒, 且开始有明显的变形; 当 $T = 80\text{ms}$ 时, 加速过程已严重不正常, 在 $N_L > 75\%$, $N_H > 85\%$ 时, 加速很慢, 已经不能满足发动机加速性的要求。(b) 当计算步长 $T = 20\text{ms}$ 时, 在所取的供油规律条件下, N_L 和 N_H 在 90~95% 时, 它们的相互匹配已经出现明显的突变, 即表明加速过程平稳性较差; 当 $T = 40\text{ms}$ 时, N_L 和 N_H 输出波形出现波动, 瞬时数据记录说明有振荡现象, 并开始于 $T = 33\text{ms}$; 而当 $T > 80\text{ms}$ 以上, 出现严重的振荡, 甚至完全破坏了模型。

对于用作歼击机的发动机, 要求高的机动性和加速性能, 因此发动机数控系统应当具有较高的动态响应速度, 而目前各国发动机数控系统的调节周期多采用 20ms , 这大概是无可奈何的低要求。从提高系统的响应速度出发, 发动机数控系统的调节周期还应短些, 这要取决于发动机设计和是否具有潜力。从稳态计算精度来看, 计算步长增大对保证控制精度不利。

(3) 主燃烧室供油规律对数学模型的输出特性有显著的影响。我们选用了 3 种供油规律, 都是由发动机台架试车和半物理模拟试验中选取的。其中 W_{fm-1} 选用加速无超调 (或微小超调) 时间供油规律; W_{fm-2} 是选用有大超调的时间供油规律; W_{fm-3} 是根据加速相似参数 (N_L / T_2) 计算供油量。稳态供油规律只采用恒供油算法, 没有引入实际的调节算法。

图 3 的数学模型的计算结果表明, 不同的供油规律对 W_{25} 影响较小, 而对其它参数的影响

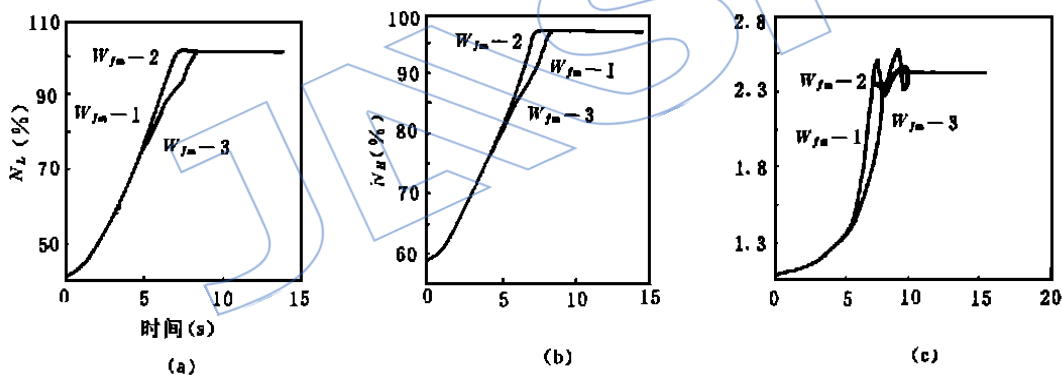


图 3 供油规律的影响

都比较大。因为 W_{fm-1} 供油规律是有意造成无超调供油条件, 选用在 7 秒内供油速度与 W_{fm-2} 相同, 只是在相当于 $0.85N_{Ld}$ 以上才减少供油量, 计算结果表明, 除不出现超调以外, 当计算步长 $T = 40\text{ms}$ 时, 也不出现 N_L 和 N_H 的振荡现象。 W_{fm-2} 供油规律在相同的条件下则振荡产生, 并随着 T 的增加而加剧。 W_{fm-3} 供油规律的计算结果表明, 由于供油速度较慢, 加速时间较长, 而输出特性与 W_{fm-2} 相似。

上述现象说明, 由于发动机设计对加速性能的规定, 以及对 N_L 调节精度、转速摆动和与 N_H 的匹配都有严格的要求, 所以在确定发动机的调节计算时, 不仅要选定加速调节和稳态调节算法, 而且要选定恰当的调节周期。从计算结果分析, 该数控系统缩短现有调节周期, 如缩短为 $10 \sim 15\text{ms}$; 为了适应发动机数控特点和要求, 采用加速相似算法时, 在 $70\%N_{Ld}$ 以上适当增大供油速度, 可以改善发动机动态性能, 更充分地发挥发动机的潜力, 改善调节品质。

(4) 对稳定性影响。图 4 是动态过程, 由数字仿真实时观察者可看到发动机的工作点在图上移动。由图可见, 低压压气机的过渡过程和平衡状态共同工作线相差很小, 它表明在现

有控制规律条件下, 低压压气机的稳定性能很好。高压压气机平衡图上显示出过渡过程(加速与减速)与平衡状态共同工作线相差较大。但是从图中可以看出, 在整个加速过程中仍保持有足够的喘振裕度, 也就是说发动机仍然具有潜力, 这一点和上述结论是一致的。

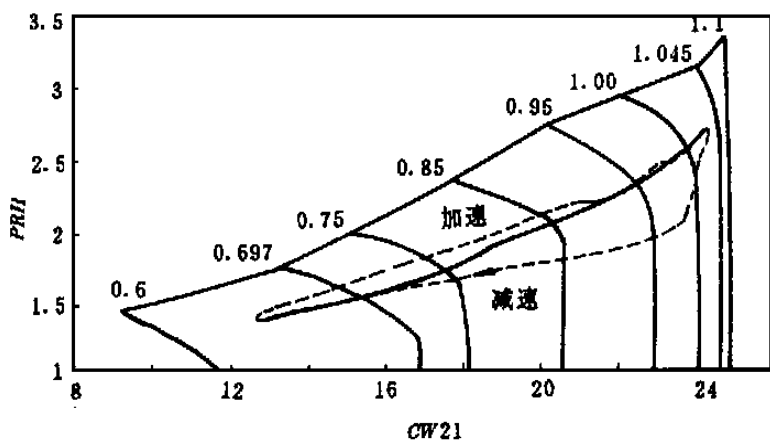


图 4 高压压气机共同工作线

3.3 应用

根据以上研究结果我们设计了一个动态实时数字仿真系统, 并已在物理模拟试验和台架试车中使用。图 5 中发动机数控 (DEEC) 系统是发动机总师组设计的, 其余部分除 PC/AT 微机外, 包括模/数 (A/D) 转换、高速数/模 (D/A) 转换、数字/频率 (D/F) 转换、开关量 (P/I/O) 以及多机通讯 (RS-232) 模块等。都是为此特别设计的。使用由硬件和数学模型一起组成的系统, 按照不同的使用计划, 产生发动机状态数据, 并转换成相应的传

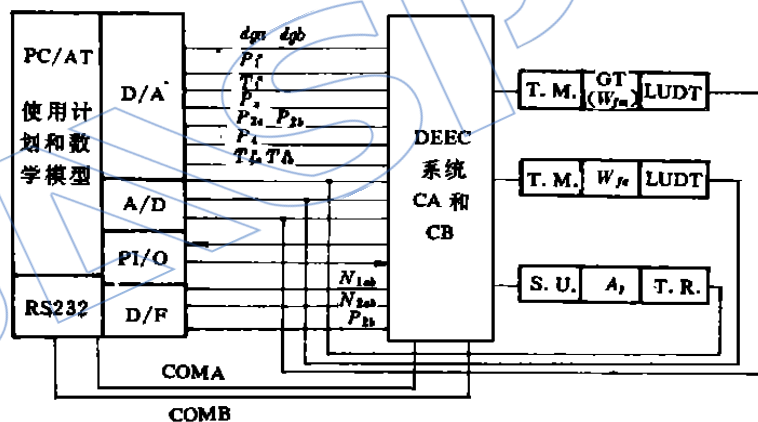


图 5 动态实时数字仿真系统

感器电信号, 输入到 DEEC 系统, 而调节控制逻辑。主燃油流量 (W_{fm}) 和加力燃油流量 (W_{fa}) 的反馈信号 (LVDT) 和喷口 (A_j) 位置反馈的信号 (T. R.), 通过数据通讯和直接采样又送给仿真系统, 组成闭环系统。因为数学模型可以根据自身的模式设置和调节计划, 能够计算出发动机各截面状态参数, 同时完全同步地跟踪 DEEC 系统和发动机状态, 并加以比较, 从而实现开发应用软件、估值计算、故障诊断、故障定位和发动机状态监控等功能。

参 考 文 献

- 1 姚华 航空发动机诊断技术研究: [硕士论文]。南京: 南京航空学院发动机系, 1990
- 2 Thelen G L. Linear State Space Modeling of A Turbofan Engine AD-190 110, Dec 1987
- 3 French M W. Development of A Compact Real-Time Turbofan Engine Dynamic Simulation SAE 821401

(责任编辑 王震华)

A CALCULATION OF SECONDARY FLOWS AND DEVIATION ANGLES IN MULTISTAGE AXIAL - FLOW COMPRESSORS

Li Shiming (Tsinghua University)

Chen Maozhang (Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT A secondary flow model and a method for calculating blade deviation angle have been developed for multistage axial-flow compressors. This model is a modification of Adkins-Smith model. The secondary flow vorticities are modeled based on the calculated meridional flow including different kinds of spanwise mixing effects. The secondary flows are obtained on the fanlike surface downstream the blade rows with a standard separation-of-variables approach which yields a complex series. The secondary flow model includes effects of blade passage vortex, blade trailing edge vortex, blade end clearances, blade end shrouding, blade boundary layer and wake centrifugation. The deviation angles are related to the calculated cross-passage secondary velocities and a modified Carter's rule. Good agreement has been obtained between experimental data and the calculated results in the cases of design-point-type applications for which significant regions of separated flow are not present.

CALCULATION OF TWO-PHASE FUEL DISTRIBUTION IN AFTERBURNER FLAMEHOLDER PLANE

Gu Shanjian, Wan Jian, Yang Maolin, Huang Yong

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT The effects of the air velocity, the air temperature, the injector pressure drop and the flameholder position on the fuel distribution in the flameholder plane were investigated. It was found that the penetration and the diffusion of the fuel vapor were differed greatly from the fuel droplets. The geometry of the flameholder has strong influence on the air flow field, and therefore, on the two-phase fuel distribution. There are two different trajectories in a hot air stream. A semi-empirical method has been developed to predict two-phase fuel distribution in the flameholder plane, based on the trajectory-diffusion model considering above factors.

SIMPLIFIED MATHEMATICAL MODEL AND DIGITAL SIMULATION OF AEROENGINE

Zhao Ziyuan, Yao Hua, Li Weiye

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT Two real-time, large-deviation mathematical models of an aeroengine are investigated to develop an airborne simulator, Full-Authority Digital Electronic Control (FADEC) system. This study includes three parts: (a) to derive two mathematical models based on aerothermodynamics; (b) to estimate the engine performance

by the method of digital simulation; (c) to discuss theoretical range of the calculated interval of the dynamic cycle and the model influenced by the fuel-control regulation law. Two models are non-linear, non-iteration and full range. Simulation results show that the accuracy of models is quite good, and most relative errors are less than 3 percent, the biggest is about 5 percent. The calculated interval was reduced to 16ms (on the PC/AT with an Intel 80287 floating point coprocessor and C language programming).

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF ENDWALL FLOW CONTROL IN A COMPRESSOR PLANE CASCADE WIND TUNNEL

Li Xihong, Wu Guohua, Peng Zeyan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT A comparative experimental investigation on three kinds of end-treatment cascade in relation to an original cascade is presented. Three end-treatment techniques are end-bend, end-forward-sweep, and end-sweep-bend. The last one is a new kind of endwall flow control technique. Experimental results show that: (1) The end-forward-sweep cascade can be used to delay flow separation and improve the distribution of flow parameters at the cascade exit; (2) For a shrouded stator, the end-bend cascade with increasing turning angle at the end of the blade would increase the loss around the endwall region and induce flow separation in the mid-span region; (3) For the case when it is required to increase the turning angle in the endwall region, the end-sweep-bend cascade has better performance than the end-bend blade.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON EFFECT OF SOLID PARTICLES ON BLADE PRESSURE DISTRIBUTION IN COMPRESSOR CASCADE FLOW

Yi Jinghai, Ma Caifen, Gao Jingshi, Xu Zhong

(Xi'an Jiaotong University)

ABSTRACT The blade pressure distribution of gas-particle two-phase flow in a compressor cascade has been investigated experimentally. Detailed measurements were made for three mass concentrations 1.1%, 2.0% and 4.5%, and for two inlet velocities 10 and 22m/s, and for two inlet angles of attack 7° and 27.5° . The results for two inlet angles of attack 7° and 27.5° indicate that the solid phase has certain effect on the blade pressure distribution of the gas phase. With increasing inlet velocity and mass concentration, the effects of solid particles on the blade pressure distribution are enhanced and wake deviation is obvious. Also, the variation of the effects depends on the inlet angle of attack.