

## 插板式静态进气畸变数值模拟与试验验证

甘 甜, 王如根, 李少伟, 胡加国

(空军工程大学航空航天工程学院,陕西西安,710038)

**摘要** 采用插板的方法模拟进气道畸变对某型发动机进行了进气道/发动机匹配工作稳定性的数值模拟,选取了  $n_{cor}=70\%$ 、 $75\%$ 、 $82\%$ 、 $89\%$ 、 $96.7\%$  5 个工作状态。对进气道出口稳态压力畸变、周向不均匀度的计算与试验结果进行对比分析,得出了与试验结果一致稳态压力畸变。结果表明:发动机换算转速一定时,周向不均匀度随插板高度变化是非线性的,在插板高度大于  $30\% D$  时,周向不均匀度开始剧增;插板高度一定时,周向不均匀度随发动机换算转速的变化也是非线性的,在换算转速为  $82\%$  变化较大。

**关键词** 进气道;畸变;插板;发动机换算转速;计算流体力学

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.05.003

**中图分类号** V211.48 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)05-0009-04

## The Numerical Simulation and Experimental Verification of the Steady Insert Board Inlet Distortion

GAN Tian, WANG Ru-gen, LI Shao-wei, HU Jia-guo

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Simulation of inlet distortion is carried out by using a method of the Insert board to test the stability of inlet/engine matching work of a domestic engine, and five operation states, i.e.,  $n_{cor}=70\%$ ,  $75\%$ ,  $82\%$ ,  $89\%$ ,  $96.7\%$  are selected. The numerical simulation results and the test results of steady total pressure distortion and  $\Delta\bar{\sigma}$  of the inlet are contrasted and analyzed. The steady total pressure distortion obtained by calculation is the same as that obtained by test. When  $n_{cor}$  is constant,  $\Delta\bar{\sigma}$  is non-linear with the change of the height of the insert board. When the height of the board is above  $30\%$ ,  $\Delta\bar{\sigma}$  begins to soar. When the height is constant,  $\Delta\bar{\sigma}$  is non-linear with the change of  $n_{cor}$ .  $n_{cor}$  changes dramatically at value  $82\%$ .

**Key words:** inlet; distortion; inserted board;  $n_{cor}$ ; CFD

飞机机动飞行时,飞机进气道偏离设计工况会引起进气道不稳定工作,导致进气道出口气流发生畸变,从而使发动机稳定裕度减小,甚至不稳定工作。特别是当气流脉动频率与关键部件设计转速相当时,进气畸变对稳定性影响特别严重。飞机进气道出口气流畸变及其对航空发动机性能的影响值得

研究<sup>[1-3]</sup>。

目前,一般将进气畸变的研究和分析手段分为理论分析、实验研究和数值模拟 3 种。实验研究周期长,费用高,危险性大,还因条件限制不能对发动机的所有状态进行试验,如果采用 CFD 计算,不但可以大大节省时间,还可以计算发动机在试验中无

**收稿日期:**2013-04-03

**基金项目:**国家自然科学基金资助项目(61172169);中国博士后基金资助项目(2012M521897)

**作者简介:**甘甜(1988—),男,重庆奉节人,硕士生,主要从事进气道气动稳定性研究。

E-mail:15094009577@139.com

法实现的工作状态,从而预估试验结果,指导实验,大大提高试验的准确性和稳定性。文献[3]通过试验得出稳态的压力畸变,文献[4]中只对进气畸变进行数值模拟,未与相应的试验进行校对,缺乏可靠的论据。

本文主要模拟不同换算转速下的进气畸变对发动机稳定性的影响,并与试验结果进行了对比。

## 1 进气畸变对发动机稳定性影响的评价标准

由于发动机进口流场畸变的形式和性质非常复杂,本文采用周向不均匀度作为稳定性评定指标<sup>[3]</sup>。根据数值模拟得到的流场计算出与试验数据相关的指标,以用于计算结果与试验结果的分析比较。

$\Delta\bar{\sigma}$  为总压的周向不均匀度,气流总压的周向不均匀度定义为:

$$\Delta\bar{\sigma} = \left(1 - \frac{\alpha_{PAV}}{\alpha_V}\right) \times 100\% \quad (1)$$

式中: $\alpha_{PAV} = \frac{P_{LPAV}^*}{P_0^*}$  为低压区的周向平均总压恢复系数, $P_{LPAV}^* = \frac{1}{\phi} \int_{\phi_H}^{\phi_K} P_{RAV}^*(\phi) d\phi$  为低压区的周向平均总压, $\phi = \phi_K - \phi_H$  为低压区的周向范围。

$$P_{RAV}^*(\phi) = \frac{1}{R_t^2 - R_b^2} \int_{R_b}^{R_t} P^*(\phi, r) 2r dr, \text{ 其中 } P_0^*$$

为进气道前未受扰动的总压, $\alpha_V = \frac{P_{AV}^*}{P_0^*}$  为截面平均总压恢复系数; $P_{AV}^* = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} P_{RAV}^*(\phi) d\phi$  为截面平均总压。

当存在两个或多个低压区时,要对每个低压区分别进行计算, $\Delta\bar{\sigma}$  的取值规定:当  $\phi$  大于  $60^\circ$  时,取各低压区中  $\Delta\bar{\sigma}$  的最大值;当  $\phi$  小于  $60^\circ$  时,则比较各低压区的  $\Delta\bar{\sigma} / 60$ ,从中取最大值对应的  $\Delta\bar{\sigma}$ 。

## 2 控制方程与模型建立及网格划分

### 2.1 控制方程

本文采用的雷诺平均N-S方程是完整描述湍流流动的一组偏微分方程,其积分形式为:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} d\Omega + \oint_r (\mathbf{F} - \mathbf{G}) dS = 0 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{F} = F_x \mathbf{i} + F_y \mathbf{j} + F_z \mathbf{k}$ ;  $\mathbf{G} = G_x \mathbf{i} + G_y \mathbf{j} + G_z \mathbf{k}$ ;  $\mathbf{Q} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad E]$ 。

紊流是一种高度复杂的非稳态流动,求解完整的N-S方程几乎是不可能的,为此引入适当的模型来近似模拟紊流的流动特性。

本文采用 RNG  $k-\epsilon$  模型,在原有的双方程标准  $k-\epsilon$  模型上,在  $\epsilon$  方程产生项系数计算中引入了主流的时均应变率,考虑到了湍流的大涡,有效地改善了精度,这些特点使得该模型在更广泛的流动中有了更高的可信度和精度<sup>[6-8]</sup>。

湍动能  $k$  方程为:

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (3)$$

湍流耗散项方程为:

$$\rho \frac{d\epsilon}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R \quad (4)$$

RNG 与标准  $k-\epsilon$  模型之间的主要差别是  $\epsilon$  方程中存在一个  $R$  项:

$$R = \frac{c_\mu \rho \eta^3 (1 - \eta)}{1 + \beta \eta^3} \frac{\epsilon^3}{k}$$

式中: $\eta = Sk/\epsilon$ ;  $\eta = 4.38$ ;  $\beta = 0.012$ 。将上式代入  $\epsilon$  方程,整理后可以看出附加项在方程中的作用,整理后的方程为:

$$\rho \frac{d\epsilon}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon}^* \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (5)$$

式中  $C_{2\epsilon}^* \equiv C_{2\epsilon} + \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_j)}{1 + \beta \eta^3}$ 。

在  $\eta \leq \eta_j$  的区域,  $R$  项产生正的贡献,使  $C_{2\epsilon}^*$  比  $C_{2\epsilon}$  更大,在较弱或中等强度的应变中, RNG 模型得到的结果与标准  $k-\epsilon$  模型更为接近,在大的应变区,  $\eta > \eta_j$ ,  $R$  项产生反作用,使  $C_{2\epsilon}^*$  比  $C_{2\epsilon}$  小,参见文献[9]。

### 2.2 模型建立及网格划分

本文进气道几何结构为圆柱,其中插板厚度为 20 mm,插板高度可调。插板距前段进口距离为 4.18 m,进气道总长  $L = 7.005$  m,进气道直径  $D = 0.905$  m。首先在 UG 中建模得到三维几何外形,导入 GAMBIT 中进行网格划分,一共划分了 5 个网格子区间,生成结构网格,并对插板所在区域的网格进行重点加密和附面层处理,见图 1。

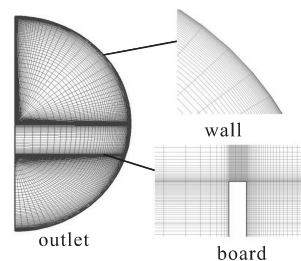


图1 网格示意图

Fig.1 Mesh of inlet

### 3 某型发动机进气畸变数值模拟

#### 3.1 进气道出口稳态压力畸变

插板高度为 20%  $D$ , 25%  $D$ , 30%  $D$ , 35%  $D$ , 发动机转速分别为 70% , 75% , 80% , 89% , 96.7% 。共 20 种工作状态进行了数值模拟,图 2 给出了高度为 20%  $D$ ,  $\bar{n}_{cor}=82\%$  的出口总压分布。流场畸变会引起发动机稳定裕度下降,直接体现就是进气道出口压力不均匀,所以通过数值模拟得出进气道出口的静态压力分布,并与试验结果进行对比。

由图可以看出,流场的稳态畸变压力分布大体上可分 3 个区域:上部区域是一个压力变化平缓并呈线性的高压区;中部区域基本呈线性变化;下部区域是一个比较平缓的低压区,低压区内的压力分布则是两边略高中间较低。这 3 个区域的分界线比较清楚。模拟结果与实验结果基本一致,虽然实验得出的压力畸变不是对称分布的,但是总体趋于均匀,两者压力分布规律一致。说明仿真结果较为可靠。

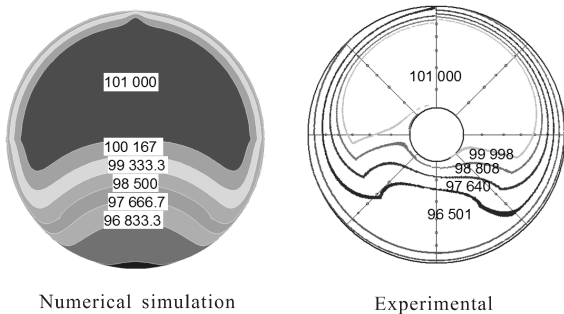


图 2 稳态总压分布

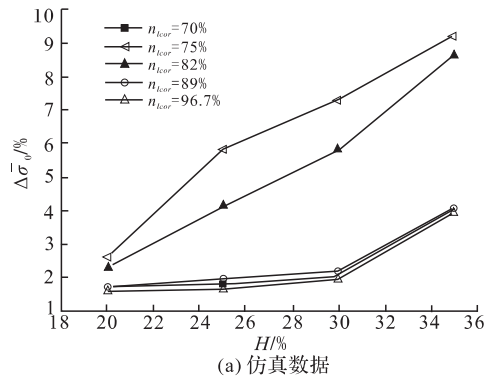
Fig.2 Steady total pressure distortion

#### 3.2 周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}$

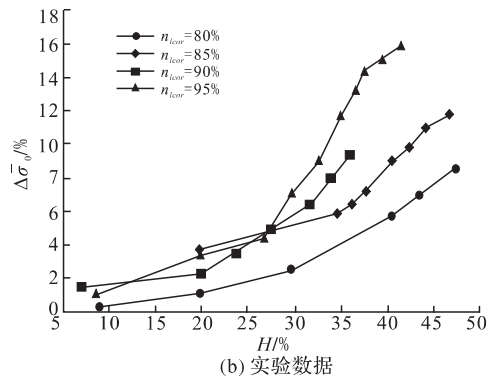
图 3(a)为数值模拟得出的周向不均匀度  $\Delta\bar{\sigma}$  随插板深度和发动机换算转速的变化,换算转速在 75% 到 82% 之间变化较大。通过对比,可知  $\Delta\bar{\sigma}$  随插板深度非线性增加,当插板深度在 30% 以下,对于同一插板深度,转速对  $\Delta\bar{\sigma}$  影响较小,当插板深度增大时,转速的影响变得非常明显。通过物理实验数据计算的周向不均匀度  $\Delta\bar{\sigma}$  在各转速下随插板深度变化见图 3(b)。

图 4 是进气道剖面的气流速度图谱。通过分析可以发现,插板后部产生了回流区,回流区的大小随插板高度明显增大,通过图 4(a)与图 4(b)对比可知,当插板深度增加至 30%  $D$  时,回流区延伸到发动机进口截面附近,插板深度继续增加,则回流区将

会扩大到出口截面上去,据此可以认为:插板深度在 30%  $D$  以下,由于此时压力测量截面没有回流的影响,故转速的变化引起  $\Delta\bar{\sigma}$  的变化比较小。当插板深度高于 35%  $D$  时,由于回流区范围扩大,导致测量截面高压区减小,低压区范围和高压到低压的线性过渡区域明显增加,进而导致周向不均匀度增加。这与试验的结论是一致的。通过对比图 4(b)与图 4(c)可知,当插板高度增至 35%  $D$ ,此时回流区已经扩大到发动机进口截面,气流速度增加,紊流度增大,进气道低压区范围也随之增大,发动机将进入不稳定工作状态。



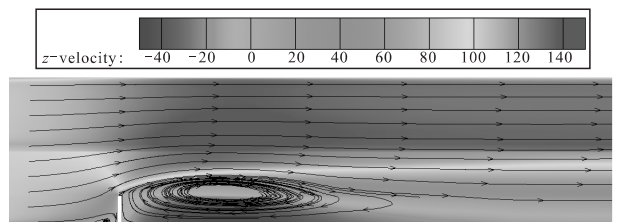
(a) 仿真数据



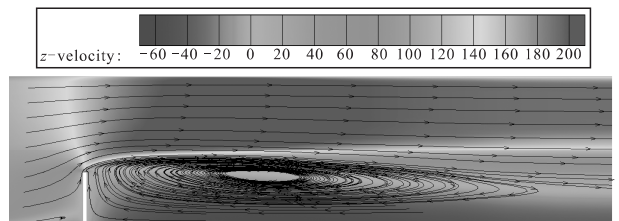
(b) 实验数据

图 3 周向不均匀度变化曲线

Fig.3 Circumferential irregularity curve



(a)  $\bar{n}_{cor}=96.7\%$ ,  $H=20\%$



(b)  $\bar{n}_{cor}=96.7\%$ ,  $H=30\%$

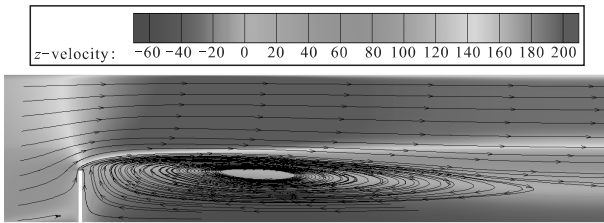
(c)  $\bar{n}_{cor}=96.7\%$ ,  $H=35\%$ 

图4 进气道剖面的气流速度图

Fig.4 Velocity contour in section of inlet

## 4 结语

本文通过数值模拟与物理实验相结合的办法, 得出了与试验结果一致的发动机进口稳态压力的分布, 验证了这种方法的有效性, 同时发现当插板高度大于  $30\% D$ , 当换算转速小于  $82\%$  左右时, 周向不均匀度明显增大的原因是回流区延伸至进气道出口截面, 低压区范围增大, 紊流度增大。

## 参考文献(References):

- [1] 刘大响. 进口流场畸变对发动机性能的影响及其研究方法[J]. 国外航空技术: 发动机类, 1981(1): 1-5.  
LIU Daxiang. The engine performance with inlet distortion and its research methods[J]. Foreign aviation technology: engine species, 1981(1): 1-5. (in Chinese)
- [2] 江勇, 张发启. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2007, 8(2): 1-3.  
JIANG Yong, ZHANG Faqi. The inserted board air inlet flow steady pressure distortion field estimate based on experiment[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2007, 8(2): 1-3. (in Chinese)
- [3] 江勇, 张百灵. 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(1): 1-4.  
JIANG Yong, ZHANG Bailing. Statistical analysis of the aero-engine inlet air flow pressure distortion turbulence degree distribution using an inserted-board[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2008, 9(1): 1-4. (in Chinese)
- [4] 孙鹏. 插板式畸变发生器后非均匀流场结构数值模拟[J]. 推进技术, 2013, 34(2): 173-180  
SUN Peng. Numerical simulation of non-uniform flow field structure behind classic flat baffle[J]. Journal of propulsion technology, 2013, 34(2): 173-180. (in Chinese)
- [5] Saterskog K P M, Ullbrand BG. Applied CFD analysis of flow distortion in the SAAB 105 inlet[R]. AIAA 95-

-0035.

- [6] Auneau I, Garnero P. Design and optimization methods for scramjet inlets[R]. AIAA 95-6017.
- [7] Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws[J]. Journal of computational physics, 1997, 135(2): 357-393.
- [8] Suresh A, Huynh H T. Accurate monotonicity-preserving schemes with Runge-Kutta time stepping [J]. Journal of computational physics, 1997, 136(1): 83-99.
- [9] Gerlinger P, Algermisson J. Numerical valculation of supersonic combustion problems using an implicit LU-SGS scheme and  $k-\epsilon/q-w$  turbulence closure [R]. AIAA 93-5021

## 本刊相关链接文献:

- [1] 江勇, 张百灵, 孔卫东. 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(1): 1-4.
- [2] 张强, 何立明, 李海鹏, 陈鑫. 尾喷管对 2-stage PDE 性能影响的数值模拟[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(1): 10-14.
- [3] 王如根, 罗凯, 吴云, 陈斌彬. 一种改进的开槽结构对叶栅性能影响的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(5): 1-4.
- [4] 张百灵, 刘超, 李军, 等. 某多级压气机畸变传递过程中相关参数影响研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(1): 1-4.
- [5] 江勇, 陈戈, 孔卫东, 梅飞, 郑铁军. 某多级压气机畸变传递过程中相关参数影响研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(3): 1-5.
- [6] 李凡玉, 李军, 江勇, 张百灵. 改善发动机高原地面起动性能的实验研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2012, 13(5): 25-29.
- [7] 郭飞飞, 王如根, 赵彪, 吴培根. 比热变化对激波诱导气动矢量喷管影响的数值研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2011, 12(5): 15-19.

(编辑: 徐敏)