

文章编号: 1000-8055(2009)09-2057-06

基于实验的发动机插板式进气 畸变压力谐振分析

江 勇, 张百灵, 陈世国, 陈 戈, 梅 飞
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 某型涡扇发动机插板式进气畸变实验中, 当插板升高到 35% 以上, 进气截面各个测点畸变扰动出现约为 32 Hz 大幅振荡. 用气流压力波动方程计算了进气道容腔谐振频率为 34 Hz. 表明该谐振是由插板与发动机之间的容腔引起的. 不同转速和流量下, 计算和实验的结果都基本稳定. 由分析可知: 150 Hz 以下脉动压力是大幅稳定和周期性的. 高频部分主要是小幅随机压力脉动, 其速率和加速度变化比较剧烈. 在发动机喘振前, 谐振频率压力振荡能量大大增加, 其它低频和高频成分能量迅速减少, 形成典型的谐振型压力振荡.

关 键 词: 动态进气畸变; 发动机; 扰流插板; 谐振; 低频; 喘振

中图分类号: V231.3; V228.7

文献标识码: A

Test-based syntonetic analysis of the aero-engine inserted-board inlet dynamic distortion pressure

JIANG Yong, ZHANG Barling, CHEN Shi guo, CHEN Ge, MEI Fei

(The Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Some observations from measuring the inserted-board airflow inlet distortion dynamic pressure field were presented in this paper. When the inserted-board rose above 35%, the inlet airflow disturbance occurred at about 32 Hz. The pressure wave equation calculation shows that the Phase1 syntonetic frequency is 34 Hz. This syntonety lies between the engine and inserted-board. Its frequency is steady at different rotor speeds and fluxes. The follow-on analysis indicates that the low frequency pulse pressure of component below 150 Hz is powerful, steady and seasonal. The high frequency component is mainly stochastic pressure pulsation with minimum power. The changes of its rate and acceleration are great. When the engine is about to surge, the power of the syntonetic frequency increases greatly while the power of other low frequency components and high frequency components decreases rapidly, so a typical syntonetic pressure oscillation is formed.

Key words: dynamic air inlet flow distortion; engine; disturbed inserted-board; syntonety; low frequency; surge

为了考核发动机气动稳定性, 国军标中规定: 必需进行插板式进气畸变实验^[1]. 即, 在进气道内发动机前方安装一块扰流插板, 使发动机进口截面出现稳态的总压畸变和大量的紊流, 形成与大

机动飞行相近的流动. 并以综合畸变指数 W (稳态周向畸变和紊流度之和) 衡量畸变的程度^[2]. 对于这种实验, 一般认为: W 是随着扰流插板高度和发动机转速而变化的, 紊流的分布和稳态的压

收稿日期: 2008 09 17; 修订日期: 2009 05 28

作者简介: 江勇(1956-), 男, 河北临西人, 教授, 博士, 主要从事航空动力系统气动稳定性及其测控方法方面研究.

E-mail: khl725@sina.com

力分布其统计规律是稳定的. 紊流造成的压力波动的频谱变化和在截面上的分布情形, 对发动机的影响可以忽略^[2]. 然而, 一方面我们早已知道压力脉动的频率对压气机的畸变敏感度有很大的影响^[3]; 另一方面扰流插板和大机动飞行造成的强烈的紊流在进气道内, 这一充满了可压流的容腔中是否平稳(不随时间变化), 相关研究则论述较少^[4-11], 由于管道内气体具有弹性, 在强烈的压力扰动下, 一旦出现谐振, 则与稳态畸变压力组合后, 畸变强度就会在短时间内增加, 使发动机迅速失稳. 这一现象对发动机稳定性的影响是很严重的. 因此基于实验的分析研究十分重要.

1 实验与进口动态畸变压力测量方法

如图 1 所示, 在一室内发动机试车台上, 在一台进口直径 $D=0.905\text{ m}$ 的涡扇发动机及其施工进气道(该进气道长度约 $3D$) 之间, 距发动机进口截面 $3.5D$ 处的进气道内安装了高度为 H 的可以垂直升降的扰流插板. 在距离发动机进口 40 mm 处安装了 6 支“水”字形稳态、动态组合总压测耙, 每只测耙按等环面布置 5 个测点, 共计各 30 个测点, 其中动态压力测量为消除“容腔效应”, 采用原位安装的 Kulite XCW-093-5G 型动态压力传感器. 在发动机低压、高压压气机出口亦布置了多个总压和静压测点, 为减小动态误差, 传压管长度均小于 100 mm , 并使用可耐受 $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度的压力传感器. 稳态和动态压力分别以 0.3 , 10 kHz/s 的速率并行采集^[12].

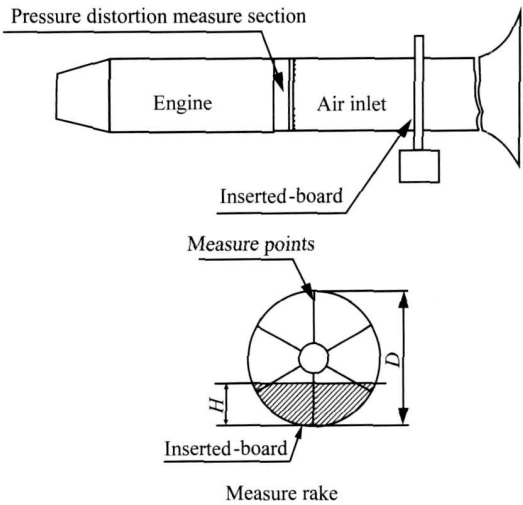


图 1 进气畸变实验设备与测点布局
Fig. 1 Air inlet flow distortion test equipment and measure points layout

当发动机进入实验转速后逐渐升高扰流插板, 在发动机进口处产生“稳态+ 紊流”的畸变流场, 图 2 示出了当 $n_{1\text{cor}} = 90\%$ 、插板高度 $H = 36.4\%$ 时, 发动机失稳前进口截面稳态畸变总压分布和动态畸变总压分布. 其中稳态总压畸变如图 2(a) 所示, 可分为 3 个区域: 上部的总压较高且较均匀的未受扰动区, 中间的总压变化很大且基本呈线性的混合区以及下部的总压变化较平缓的低压区^[13-14]. 动态总压畸变的分布如图 2(b), 与插板高度 H 对应的区域上畸变最为严重, 而截面上部和下部较轻^[15]. 总体上畸变与插板高度成

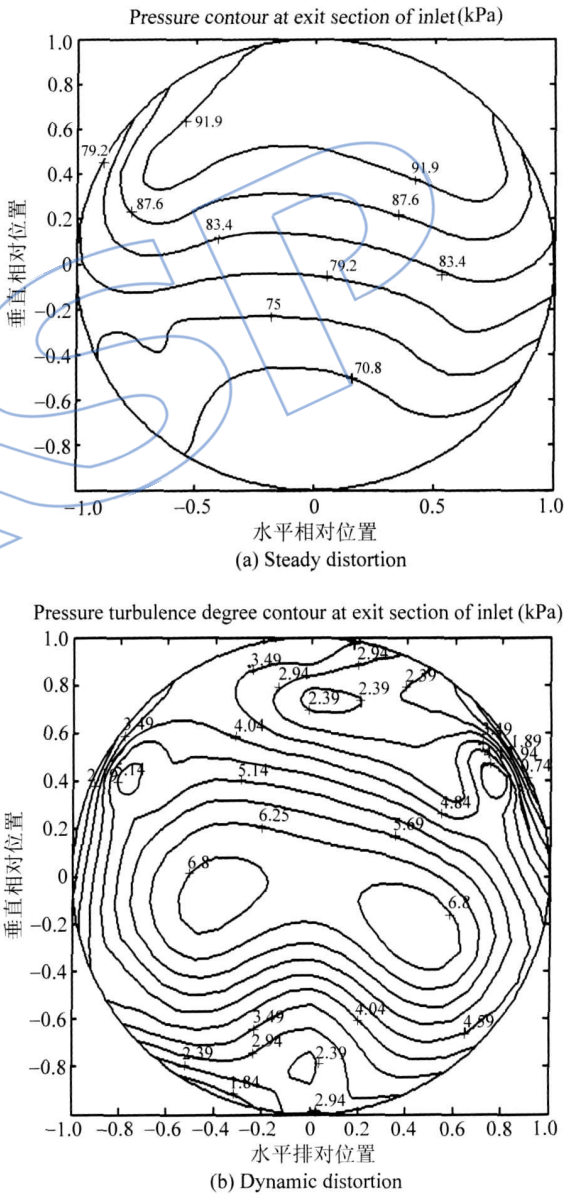


图 2 $H = 36.4\%$, $N_{1\text{cor}} = 90\%$, 进口截面总压畸变的分布
Fig. 2 Total pressure distortion distributing at the inlet exit section, $H = 36.4\%$, $N_{1\text{cor}} = 90\%$

正比. 当插板升至“临界”时, 一次发动机失稳随即产生, 出现喘振现象. 其它多次“失稳”是在插板在某一高度上停留一段时间, 动态畸变压力成分发生一定变化后出现的^[13].

2 动态畸变总压谐振形成特点及原因

2.1 形成特点

在对动态总压最大畸变点实验数据进行分析发现: 如图 3 所示, 最大脉动压力 p_i 的幅值谱在插板高度较低时($H = 22\%$), 频谱比较分散, 没有能量较高的频率成分. 随插板升高($H = 37.2\%$), 低频部分的幅值逐渐增加, 高频部分幅值逐渐减少. 当插板渐升至接近“临界”过程中, 在大约 32 Hz 附近的频率幅值逐渐增强, 其它低频成分和高频成分则逐渐减小. 当 $H = 42.7\%$ 时, 发动机处于失稳前的幅值谱出现非常明显的 32 Hz 的高幅值成分.

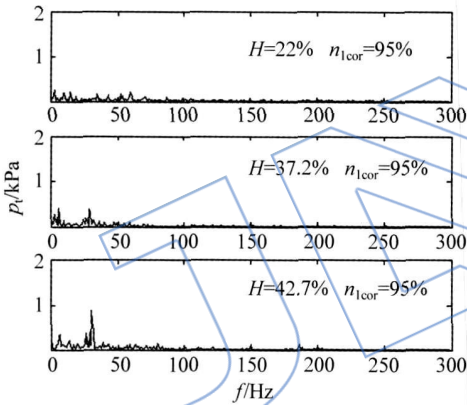
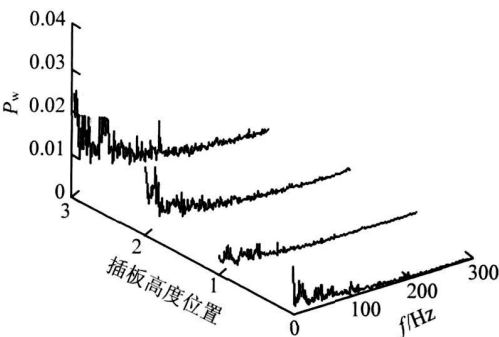


图 3 插板上升 p_i 的频谱

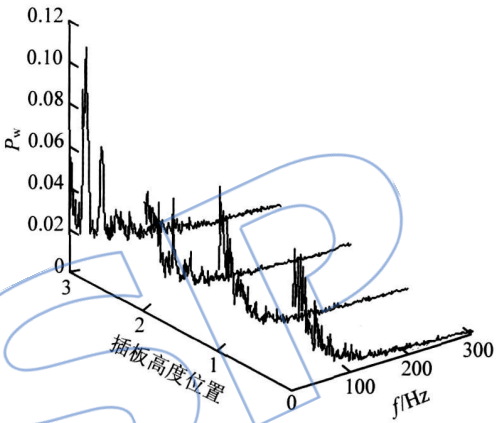
Fig. 3 p_i spectrum when inserted board move up

对发动机进口截面 6 支测耙 30 点在发动机进入喘振前脉动压力幅值谱观察, 同样发现与上述现象相同的变化过程和现象, 但各点程度不同^[15]. 图 4 示出了在另一转速 $n_{1\text{cor}} = 85\%$ 时, 插板高度 H 由 0~3 号位置(对应 20%, 29%, 37%, 47%)变化, 进气截面 3 个有代表性的区域中测点的功率谱的变化. 其中图 4(a) 为截面上部未扰动区域, 图 4(b) 为截面下部低压区, 图 4(c) 为中间掺混强烈的混合区. 可以清楚地看见, 在发动机进入喘振前, 32 Hz 频率成分在 3 个区域都出现, 说明其分布于整个发动机进口截面, 具有较典型的谐振特征. 由于谐振, 使得动态总压畸变较频率分散状态严重的多, 对发动机的影响要严重

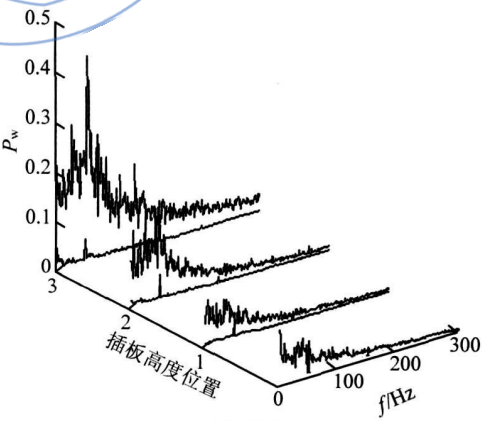
得多^[2].



(a) Undisturbed area



(b) Low pressure area



(c) Mixing area

图 4 压力脉动功率谱分布

($n_{1\text{cor}} = 85\%$, $H = 20\%, 29\%, 37\%, 47\%$)

Fig 4 Pressure pulse power distribution

($n_{1\text{cor}} = 85\%$, $H = 20\%, 29\%, 37\%, 47\%$)

2.2 进气道内压力谐振分析

2.2.1 容腔效应分析

如图 5, 进气道可以看作可能引起气流谐振的管腔, 其中的扰流插板将容腔分为两个: 发动机进口至进气道进口之间的容腔 V_1 和发动机进口至插板之间的容腔 V_2 . 由于插板高度 $< 0.5D$, 因

此在气流振荡过程中将会产生沿整个进气道的 (V_1) 振荡和以发动机进口至插板间的 (V_2) 振荡, 以及它们的谐波. 由于容腔 V_2 是包含在 V_1 内的, 二者的互相干涉使得谐振变得较为复杂.

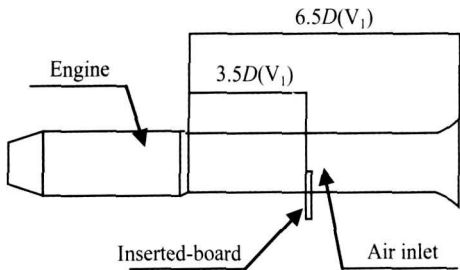


图 5 谐振腔 V_1 , V_2 与发动机

Fig 5 Syntonic duct V_1 , V_2 and engine

当发动机工作时, 扰流插板升至一定高度后, 在插板后面进气道内会出现的大量的涡旋, 若涡旋引发的压力脉动与管腔内气流的谐振频率成整数倍关系则有可能引起谐振. 在分析压力波的振荡时, 根据管腔长径比较大的几何特点, 我们可以将扰动波看作平面波在平直管内沿轴向传播, 其压力波动方程为

$$\frac{\partial^2 p_1}{\partial t^2} + 2u_0 \frac{\partial^2 p_1}{\partial x \partial t} + (u_0^2 - a^2) \frac{\partial^2 p_1}{\partial x^2} = 0$$

p_1 为脉动压力; u_0 为气流速度; a 为声速; x 为轴向距离, 可得

$$p_1 = A e^{j\omega(t - x/(a+u_0))} + B e^{j\omega(t + x/(a-u_0))}$$

A, B 为常数.

气柱固有频率方程(双开口)

$$\sin \frac{\omega}{a} l = 0 \quad f = \frac{2n-1}{4} \frac{a+u_0}{l}$$

$$l = (0.8 \sim 1.2) \frac{2n-1}{4} \frac{a+u_0}{f}$$

$n=1, 2, 3, \dots$, 一般取 $n=1, 2$ 即可.

两种波的能量在大部分情况下因频率不相容会出现互相抵消的情况. 但当扰流插板逐渐升高后, 由于容腔 V_1 受到插板的影响, 引发谐振的作用减弱. 容腔 V_2 受畸变区扰动相对更强烈, 其影响将占主导. 图 6 示出了当发动机转速变化时, 扰流插板高度不变 ($H=37\%$), 用波动方程计算得到的, 随气流流速变化, 容腔 V_1, V_2 内气流沿轴向平面波的一阶和二阶共振频率曲线. 可见: 随发动机转速升高, 不同容积下的两阶谐振频率均略有升高, 其原因是气流的速度增加使谐振频率增加, 当地静温下降使声速下降, 导致谐振频率下降, 综合后略为增加. 但在 $n_{1cor} = 80\% \sim 100\%$ 范围内变化

很小. 其一阶谐振频率为 20, 34Hz 左右, 二阶谐振频率为 60, 110Hz 左右. 实测的动压主频为 32Hz 附近, 与 V_2 的一阶谐振频率比较符合. 因此可以确定插板及容腔 V_2 引起了气流的谐振.

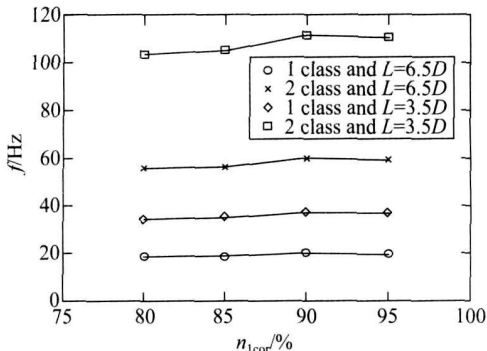


图 6 不同 n_{1cor} 下的响应频率

Fig 6 Resonance frequency vs n_{1cor}

2 2 2 谐振高阶谱分析

为了验证这一结论, 对不同转速下, 插板处于临界高度(喘振边界附近, 但发动机仍然保持稳定工作), 动态压力的一阶微分和二阶微分进行了频谱分析. 图 7 示出了一阶微分幅值频谱. 可以明显地看出: 在 3 种转速下, dp_1/dt 在 150Hz 以上均有大量的频率成分. 表明大量的不同频的压力脉动正在变换频率, 表现出随机变化的特征. 在低频部分, 则有效成分较少, 说明该范围内脉动压力的频率变化少, 处于比较有规律的脉动状态. 只在与幅值谱对应的谐振频率处有一定的频率成分, 初步分析是因该谐振频率在谐振频率附近小范围内波动造成的.

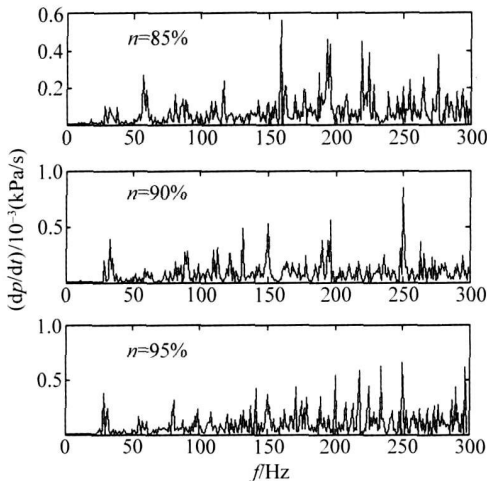


图 7 p_1 一阶微分频谱

Fig. 7 One class differential p_1 spectrum

图8示出了 p_t 二阶微分幅值频谱. 我们可以更清楚地看见高频部分脉动压力变化的加速度的频率成分丰富, 表明有随机的脉动压力在作剧烈的压力变化. 在低频范围内几乎没有有效成分, 表明没有低频的脉动压力的波动速率变化, 即压力的脉动是按照一定频率匀速波动的. 与 p_t 的幅值谱比较后(如图3)可以看出: 发动机失稳前, 有大幅的稳定的谐振频率成分存在, 在150 Hz以上的频率范围, 有小幅的随机频率成分. 从图7和图8上还可看出, 当转速升高时, 压力的随机脉动无论是速率还是加速度都在减小, 结合此时从总体上动态畸变又是增加的^[6], 可以推定: 气流的谐振能量逐渐增加而随机的压力脉动能量逐渐减少.

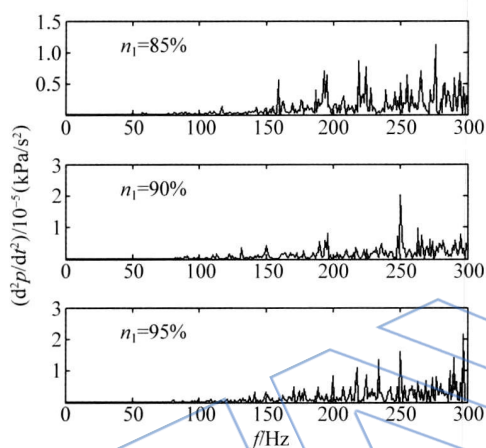


图8 p_t 二阶微分频谱

Fig. 8 Two class differential dynamic p_t spectrum

3 结 论

1) 在该型发动机插板式进气畸变试验中, 在三种不同的转速下, 当插板升至35%以上时, 通过对信号的分析发现, 发动机进口出现气流的谐振现象. 在发动机喘振前, 该谐振发展到充满整个进口截面, 其幅值大幅增加.

2) 由计算得到的容腔 V_2 产生的一阶谐振频率与试验得到的谐振峰值频率34 Hz基本一致, 表明插板与发动机进口间的容腔是引起气流振荡的主要因素.

3) 在发动机进口空气流量和转速变化时, 计算和试验得到谐振频率都基本保持稳定. 但转速越高, 谐振的幅值越高.

4) 频谱与高阶频谱分析都表达了脉动压力在150 Hz以上的成分主要是随机的成分, 且随时间变化剧烈. 低频部分的频率成分主要是稳定的、

不随时间变化的周期压力脉动. 特别是在发动机喘振前低频部分的主要频率向谐振频率集中, 其它的频率成分逐渐减弱, 形成了十分典型的谐振型脉动压力场.

5) 由以上分析, 进气道内的容腔使得气流在畸变后产生了谐振, 这使得我们对发动机喘振的诱因有了新的认识. 使得我们在分析发动机气动稳定性时也需要考虑进气道气流谐振的影响.

参考文献:

- [1] 国防科学技术委员会. GJB/Z224-2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法[S]. 北京: 国防科学技术委员会, 2005
- [2] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [3] Melick H C. Analysis of inlet flow distortion and turbulence effects on compressor stability[R]. NASA CR 114577, 1973
- [4] Slater J W. Design of wave rotor transition duct[R]. AIAA 2005-5143
- [5] Anderson J M, Ng W F, Burdisso R A, et al. A non-intrusive sensing technique to infer optimal flow control in serpentine inlets[R]. AIAA 2006-13
- [6] Beale D K, Cramer K B, King P S. Development of improved method for simulation aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA 2002-3045
- [7] Peter G, Martin H, Gary G, et al. Modeling the dynamics of supersonic inlet/gas turbine engine system for large amplitude high frequency disturbances[R]. AIAA 2000-3594
- [8] Harrison N A, Anderson J, Fleming J, et al. Computational analysis of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser[R]. AIAA 2006-874
- [9] Williams J G, Steenken W G, Yuhas A J. Estimating engine airflow in gas turbine powered aircraft with clean and distorted inlet flows[R]. NASA CR 198052
- [10] Steenken W G, Williams J G, Yuhas A J, et al. An inlet distortion assessment during aircraft departures at high angle of attack for an FA-18A aircraft[R]. NASA TM 104328
- [11] Wend B J, Dudek J C. A computational experimental development of vortex generator use for a transitioning s diffuser[R]. NASA TM 107357
- [12] 江勇. 一种喷气推进系统的进气压力畸变测控系统[J]. 航空计测技术, 2002, 22(6): 16-20.
- JIANG Yong. An inlet pressure distortion measurement and control system for jet propulsion system[J]. Aviation Metrology and Measurement Technology, 2002, 22(6): 16-20 (in Chinese)
- [13] 江勇. 航空发动机插板式进气畸变实验技术研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2005

JIANG Yong. The test technology study of aviation engine inserted board air flow inlet distortion[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2005

[14] 江勇, 张发启, 张百灵, 等. 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, 2007, 8(2): 1-3

JIANG Yong, ZHANG Faqi, ZHANG Bailing, et al. Base on experiment the air inlet flow steady pressure distortion field estimate with the inserted board[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2007, 8(2): 1-3 (in Chinese)

[15] 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, 2008, 9(1): 1-4

JIANG Yong, ZHANG Bailing, KONG Weidong. Statistical analyses the aero-engine inlet air flow pressure distortion turbulence degree distribution using an inserted board [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2008, 9(1): 1-4 (in Chinese)

