

利用节流网扩大飞行台试验包线

空军工程学院 王如根* 飞行试验研究院 史庭模

【摘要】 本文提出了在被试发动机前安装节流网扩大发动机飞行台试验范围的一种方案,给出了相应的节流网设计、计算方法,得到了扩大的飞行试验包线。利用气流流过某型飞机进气道防尘网的总压损失数据,对节流网计算方法的准确性进行了论证。

主题词: 航空发动机 测试设备 节流装置 总压力 损失
分类号: V233

1 扩大飞行试验台试验包线的基本思路

利用某型轰炸机改装的发动机飞行试验台在国产航空发动机的定型试飞中发挥了很大的作用,但由于该型飞机本身的飞行包线较小。例如一般歼击机的最大飞行马赫数在 2 以上、最大飞行高度在 18 km 以上,而飞行试验台的最大飞行马赫只有 0.895、最大飞行高度为 12 km,因此对发动机进行飞行台试验也只能局限于该飞机的飞行包线范围内,不能完成歼击机整个飞行包线范围的试验。本文利用在被试发动机进口前安装节流网的方法,对扩大飞行试验台试验包线方案进行了探索。

飞行试验台工作时,被试发动机作为飞机的一个吊舱吊挂在机身下,发动机进口一般安装有喇叭口进气道及相应的测试装置。为了扩大飞行试验台的试验范围,可将喇叭口进气道的等截面管道作适当的延长,并在该管道内安装特定尺寸的节流网,如图 1 所示。气流流过节流网后总压必然下降,与发动机进口参数对应的飞行高度增加,发动机进口总温的模拟可以通过降低飞行高度的方法实现。现将超出飞行台飞行包线以外的发动机飞行台试验方法说明如下:

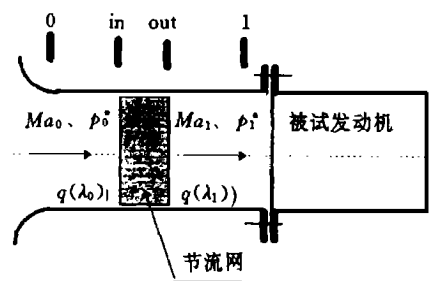


图 1 扩大飞行台试验范围的节流网安装示意图

(1) 确定某一需要试验的飞行状态,给出 H , Ma 和 N_1 , 计算 N_{1or} , 根据被试发动机的共同工作线确定 $q(\lambda_1)$, 并求出发动机进口马赫数 Ma_1 和进口截面总压 p_1^* 。

(2) 调整飞行台的飞行条件(H', Ma'), 使发动机在该飞行条件下的换算转速与需要模拟的试验条件下的换算转速 N_{1or} 相等, 若飞行台飞行条件的调整不能使发动机换算转速相等, 则适当调整飞行台被试发动机的转速, 使实际试验中发动机的工作状态与需要模拟试验的飞

行条件下的工作状态相似。此时, 发动机进口截面的总压记为 p_0^* , 两种条件下的发动机进口总压之比为 $\sigma_h = p_{01}^* / p_{00}^*$ 。

(3) 设计一节流网, 使气流流过节流网的总压恢复系数 $\sigma_{je} = \sigma_h$ 。节流网的设计方法:

① 给出某一节流网设计方案, 确定节流网的几何参数。

② 计算气流流过节流网的总压恢复系数 σ_{je0} 。

气流流过节流网时包含两部分损失: 节流网的摩擦损失和节流网出口因流通面积突变引起的突变损失。因此, 节流网的总压恢复系数: $\sigma_{je} = \sigma_f \times \sigma_t$ 。其中, σ_f 为摩擦损失对应的总压恢复系数, σ_t 为面积突变损失对应的总压恢复系数。

计算节流网的流通面积, 并根据流量连续可求出 Ma_{01} 和 Ma_{in} , 再由下式确定 Ma_{out} 。

$$\int_{Ma_{in}}^{Ma_{out}} 4f \frac{dx}{D} = \left[-\frac{1}{k Ma^2} - \frac{k+1}{2k} \ln \left(\frac{Ma^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma^2} \right) \right]_{Ma_{in}}^{Ma_{out}}$$

其中, L 为节流网的厚度, D 为节流网每个小孔的当量直径。

$$\text{摩擦损失对应的总压恢复系数为: } \sigma_f = \frac{Ma_{in}}{Ma_{out}} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_{out}^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_{in}^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

面积突变损失对应的总压恢复系数为:

$$\sigma_t = 1 - K_n \lambda_{out}^2 \left(1 + \frac{k-1}{k+1} \times \frac{\lambda_{out}^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_{out}^2} \right)^{-2.5}$$

其中, K_n 为扩压损失系数, 与“out”截面和“1”截面的面积比有关, 文献[1]提供了面积比(A_{out}/A_1)和扩压损失系数 K_n 的部分试验数据, 如表 1 所示。

表 1 扩压损失系数与面积比的关系

A_{out}/A_1	1.0	0.9	0.8	0.7	0.6	0.5	0.4	0.3
K_n	0.00	0.01	0.04	0.09	0.165	0.27	0.375	0.51

③ 若 $\sigma_{je} = \sigma_h$, 节流网设计完成。否则重新调整节流网几何参数, 并转②。若无法找到合适的节流网设计方案使 $\sigma_{je} = \sigma_h$, 则说明该飞行条件无法模拟。

(4) 如果需要模拟多种飞行条件, 则重取需要模拟的飞行条件后转(1)。

2 计算结果和计算方法的准确性分析

根据发动机工作状态相似的原则计算分析了在飞行台飞行包线范围内所能扩大的试验包线范围, 结果如图 2 所示。节流网采用合金薄片编织而成, 薄片厚度为 2 mm, 宽度为 30 mm, 节流网网孔为正方形, 网孔大小在 5~30 mm 的范围内可

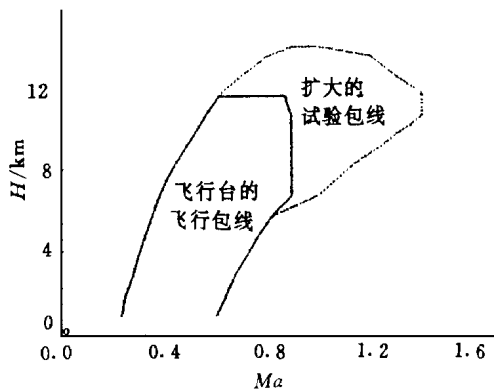


图 2 利用节流网扩大的试验包线范围

调。

在计算过程中发现: 当需要模拟的飞行高度较大时, 为了增加流动损失必须减小网孔的尺寸, 而网孔尺寸减小到一定程度后将在节流网孔中引起摩擦壅塞。

表 2 节流网压力损失计算方法误差分析

进口 Ma 数	0. 0	0. 1	0. 2	0. 3	0. 4
σ_i 资料值	0. 9547	0. 9511	0. 9408	0. 9328	0. 9234
σ_i 计算值	0. 9384	0. 9363	0. 9352	0. 9339	0. 9316
相对误差	1. 63%	1. 56%	0. 56%	0. 12%	0. 86%

本文利用上述计算方法对某型飞机进气道防尘网的总压恢复系数(σ)进行了计算, 并将计算结果与该飞机进气道防尘网总压恢复系数的资料值进行对比, 结果如表 2 所示。由对比结果可知, 利用该方法计算气流流过节流网的压力损失具有良好的精度。

3 结 论

该方案便于实际应用, 通过与某型飞机进气道防尘网总压恢复系数的实际数据比较, 证明该方案的计算方法是合理、可行的。本文仅考虑了安装一层节流网的情况, 因此扩大的试验包线十分有限。此外, 安装节流网后对发动机喷管特性的影响以及雷诺数对发动机工作的影响等问题, 有待进一步做深入的研究。

参 考 文 献

1 Henry J R, Wood C C, Wilbur S W. Summary of Subsonic Diffuser Data. NACA Report No. RML 56F05, 1956

2 R. Scherrer, Anderson W E. Preliminary Investigation of a Family of Diffusers Designed for Near Sonic Injet Velocities. NACA- TN- 3668, 1956

3 左克罗 M J, 霍夫曼 J D. 气体动力学. 北京: 国防工业出版社, 1984

(责任编辑 杨再荣)

the effects of fuel types on its performance were investigated. In the investigation, gasoline, kerosene, ethyne and hydrogen were taken as the fuel and the oxidizer is air. The PDE model was designed by authors. The performance of PDE, such as averaged thrust, specific impulse and specific fuel consumption, were calculated and analysed respectively with each type of fuel. The gasoline/air mixture was tested in PDE model to verify the calculating method. The experimental results were consistent with the calculated ones on the whole, so that the conclusion drawn from the calculated results can serve as theoretical foundation for reasonable selection of the fuel.

Key Words Fuels Performance analysis Pulsed Detonation engine
Aircraft engines

EFFECTS OF PHYSICAL PARAMETERS OF CIRCULAR DUCT IN SHEAR FLOW ON SOUND ATTENUATION

Lu Yadong

(*Institute of Acoustics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080*)

Hu Zongan and Cui Jiya

(*4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT

Engineering prediction models of sound propagation in a circular duct with segmented liners in uniform flow and shear flow are established by means of the modal analysis method. The effects of the physical parameters, such as boundary layer thickness, mean flow Mach number, acoustic resistance, characteristic frequency of the facing sheet, cavity depth, and duct length on the in-duct sound attenuation have been determined for a numerical example. In addition, the test data of total sound attenuation in a duct with flow, published by other authors, have been used to verify the feasibility of the engineering prediction method provided.

Key Words Shear flow Sound propagation Modal analysis

RANGE EXTENSION OF ENGINE FLIGHT TEST BED WITH THROTTLE SCREEN

Wang Rugen (*1st Dept. Air Force Engineering College, Xi'an 710038*)

Shi Tingmo (*Flying Test Research Institute, Xi'an 710089*)

ABSTRACT

An approach to extending test range of the engine flight test bed by mounting a throttle screen before the tested engine is proposed. The relevant design principles of the throttle screen are given. The extended test limits by mounting a given throttle screen have been calculated. The rationality and feasibility of the approach have been proved by comparison of the calculated results with pressure loss data of an aircraft air-inlet screen.

Key Words Flight test instrumentation Throttling devices Total pressure