

# 高速二元柔壁自适应风洞消除 三元波反射探索

贺家驹 左培初 李华星 徐敏

(西北工业大学, 第三研究室, 西安 710072)

**提要** 介绍了近年来跨音速二元柔壁自适应风洞中消除三元波反射的试验技术研究, 包括研究现状、试验方法、试验结果与分析等。通过初步探索, 展示了跨音速二元柔壁自适应风洞的潜力与应用前景。

**关键词** 跨音速, 自适应风洞, 洞壁干扰, 消波技术, 柔壁试验段

## 1. 引言

目前自适应壁风洞试验技术已基本满足跨音速二元生产性试验, 甚至应用于低温风洞。但跨音速三元流动的自适应壁试验技术尚未达到应用阶段, 其中包括消波、堵塞及扩大试验段无干扰区等问题。80年代初国外曾建造了三元自适应壁试验段进行研究, 近年来一些研究者则在利用二元柔壁自适应试验段来研究跨音速三元流动。我们从1990年起首先致力于低超音速  $M = 1.2$  时的消波试验技术的探索。

## 2. 自适应壁风洞消除三元波反射的研究现状

八十年代初期, 英国南安普敦大学<sup>[1]</sup>和西柏林工业大学<sup>[2]</sup>在二元柔壁自适应风洞中, 根据波反射理论, 在跨音速二元翼型试验时, 将波后柔壁面向外调节一个局部凹形, 较好地消除了由模型上引起的斜激波从风洞壁面的反射。在此基础上, 国外研究者开始了三元模型试验的消波技术研究, 西柏林工业大学建造了一个接近于圆形截面的扁八角形三元柔壁自适应试验段 ( $150 \times 180\text{mm}^2$ ), 使从三元模型头部形成的锥形激波射到洞壁上的交线接近风洞同一截面上的周线, 便于用8条柔壁板来调节以消除激波从洞壁上的反射。经对堵塞度  $\varepsilon = 1.13\%$  的  $20^\circ$  锥柱体模型在  $M = 1.2$  时试验, 取得了与理论计算较接近的结果<sup>[3]</sup> (图1)。西德宇航院哥廷根试验流体力学研究所则在其橡胶管三元自适应试验段 (0.8m) 中作了  $M = 1.2$  时的  $\varepsilon = 2\%$  的  $20^\circ$  锥柱体模型消波试验, 也得到了较好的效果<sup>[4]</sup> (图2)。

由于三元自适应壁试验段的结构复杂, 加工费昂贵, 试验计算和调整麻烦, 从生产试验角度出发, Wedemeyer 提出了在二元柔壁试验段中进行三元模型试验的理论和计算方法<sup>[5]</sup>, 经在哥廷根中型高速风洞 (HKG) 中利用其多支点柔壁喷管, 缩短收缩型线长度, 将后部余出的几个柔壁调节节点当作试验段进行了大展弦比翼身组合体模型试验, 在

本文于1992年1月4日收到, 1992年3月24日收到修改稿。

$M < 0.85$  下,取得了较好的结果<sup>[6]</sup>。

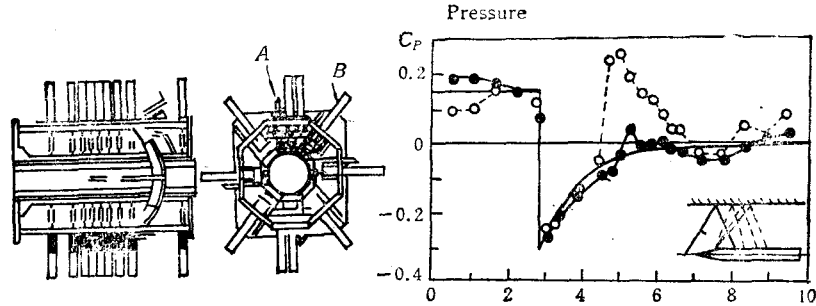


图 1 西柏林工业大学八角形三元柔壁自适应试验段 ( $150 \times 180\text{mm}^2$ ) 中的  $\varepsilon = 1.13\%$  锥柱体模型消波试验结果 ( $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$ )

Fig. 1 The testing result of reducing wave reflection for  $\varepsilon = 1.13\%$ ,  $20^\circ$  cone-cylinder model at  $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$ , in an octagonal 3-D flexible wall adaptive test section ( $150 \times 180\text{mm}^2$ ) of TU-Berlin.

A Displacement transducer B Jack O plane wall ● adapted wall — theory

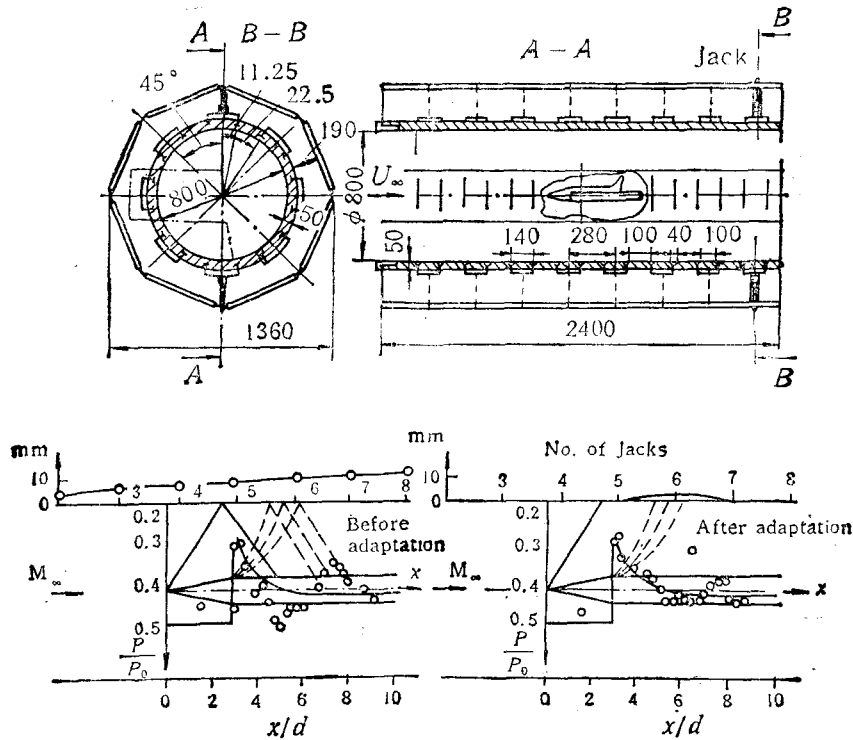
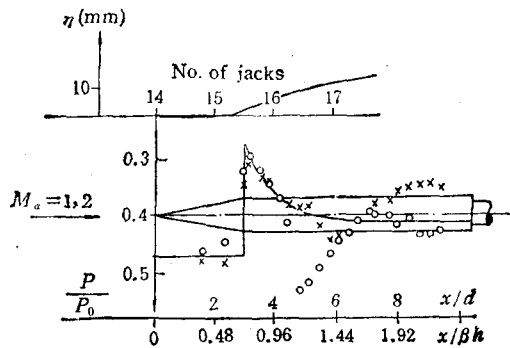
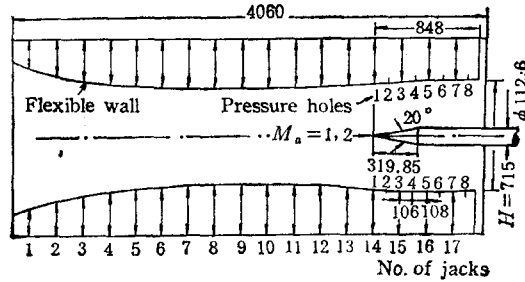


图 2 西德宇航院哥廷根试验流体力学研究所  $\phi 0.8$  米橡胶管三元自适应风洞中的  $\varepsilon = 2\%$  锥柱体模型消波试验 ( $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$ )

Fig. 2 The testing result of reducing wave reflection for  $\varepsilon = 2\%$ ,  $20^\circ$  cone-cylinder model at  $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$  in the  $D = 0.8\text{m}$  rubber tube 3-D adaptive test section of DLR, SM-ES, Goettingen, Germany.

1989年3月,中、德科学家合作在 HKG 风洞中进行了  $M = 1.2$  时的  $\varepsilon = 2\%$  的

20° 锥柱体测压模型的消波试验研究, 因风洞条件限制, 初步试验虽有一定的消波效果, 但尚未达到三元柔壁试验段达到的水平<sup>[7]</sup>(图 3)。



— AEDC  $\varepsilon = 0.08\%$  ○ HKC unadaptation × HKG adaptation (part)

图 3 哥廷根高速风洞 (HKG) 二元柔壁自适应试验段 ( $725 \times 715 \text{mm}^2$ ) 中的  $\varepsilon = 2\%$  锥柱体模型消波试验结果 ( $M = 1.2$ ,  $\alpha = 0^\circ$ )

Fig. 3 The testing result of reducing wave reflection for  $\varepsilon = 2\%$ ,  $20^\circ$  cone-cylinder model at  $M = 1.2$ ,  $\alpha = 0^\circ$ , in HKG high speed wind tunnel 2-D flexible wall adaptive test section ( $725 \times 715 \text{mm}^2$ ) of DLR, SM-ES, Goettingen, Germany

1990年初我们改装了西北工业大学的小型高速风洞为二元柔壁自适应试验段, 先解决了  $M = 1.2$  时的  $\varepsilon = 1\%$  的  $20^\circ$  锥柱体模型的自适应壁试验技术, 在 1991 国际自适应壁风洞研究与洞壁干扰修正学术会议(西安)上作了报告<sup>[8]</sup>。1991 年下半年进一步改进了试验方法, 进行了  $M = 1.2$  时  $\varepsilon = 2\%$  的锥柱体模型的消波试验技术研究, 取得了较好的试验结果。

### 3. 试验设备

西北工业大学高速二元柔壁自适应试验段口径为  $300 \times 300 \times 1230 \text{mm}^3$ , 上、下柔壁各有 16 个调节点, 用手动螺杆调节洞壁形状, 在模型区的风洞高度/调节点间距比  $H/s = 5$ 。试验段入口及每个调节点处均有三个测压孔, 中心一个, 两侧  $75 \text{mm}$  处各一个, 试验段的一个侧壁中心线上也有一排测压孔, 用以测量壁面压力分布。三元模型由安装在试验段后部的过渡段中的尾支杆支撑。侧壁换装光学观察窗后, 可用纹影仪拍摄波照片。

### 4. 试验模型

消波试验采用了堵塞度  $\varepsilon = 2\%$  的  $20^\circ$  锥柱体测压模型, 模型的长度/直径比  $L/d =$

10, 模型表面有一排23点的纵向测压孔。

### 5. 测示仪器

(1) 美国产 780B 电子压力系统, 采集速度  $1.5 \times 10^4$  次/秒, 压力传感器 15Psi, 测压精度  $< 0.1\%$ 。

(2) 纹影仪, 积木式,  $\phi = 260\text{mm}$ 。

### 6. 试验研究及试验结果

#### 1) 空风洞流场:

采用可压缩紊流附面层计算与实验修正的方法, 将侧壁附面层位移厚度影响由上、下柔壁补偿来调节使空风洞无轴向压力梯度。经初步校测沿柔壁中心线上  $M$  数分布偏差绝对平均值  $\sigma_M = 0.013$ , 侧壁中心线上  $\sigma_M = 0.008$ 。

#### 2) 低超音速三元模型消波试验技术研究

##### (1) 工程法

考虑到跨音速流动已不能符合通常的线性假设, 在可行性研究中, 采用了简单的近似计算与工程分析修正相结合的办法, 即仍先用线性处理方法给出消除波反射的初始壁面形状, 再按试验结果分析, 对洞壁形状作适当的修正, 就可达到接近无干扰的流动状态了。

若试验从气动平壁开始时, 采用与文献 [7] 相类似的映象法, 将锥柱体模型对气流所产生的扰动用位于风洞轴线上的源汇分布  $Q(\xi)$  来模拟, 对位于  $\xi$  点的源汇  $Q(\xi)$  所引起的扰动沿风洞上、下壁中心线处的扰动速势可近似表示为:

$$\varphi_w(x - \xi) = \frac{2Q(\xi)}{\sqrt{(x - \xi)^2 - \beta^2 h^2/4}} \quad (1)$$

则风洞轴线上的洞壁干扰速势可近似表示为:

$$\varphi_{int}(x - \xi) = \varphi_w\left(\frac{x - \xi}{2}\right) + \frac{1}{\sqrt{2}} \varphi_w\left(\frac{x - \xi}{2\sqrt{2}}\right) + \frac{1}{2} \varphi_w\left(\frac{x - \xi}{4}\right) + \dots \quad (2)$$

对  $\xi$  积分, 可得沿风洞轴线的干扰速势表达式。

调节洞壁形状, 使二元柔壁改变形状所产生的附加扰动速度在风洞轴线上之值  $U_0(x)$  正好抵消干扰速度  $U_{int}(x)$ , 即

$$U_{int}(x) = -U_0(x) \quad (3)$$

则洞壁位移可表示为:

$$\begin{aligned} \Delta h(x) = & \int_{-\infty}^x V(x, h/2) dx = \frac{\beta}{4} \int_{x-3\beta h/4}^{x-\beta h/4} u_w(x) dx \\ & + \frac{\beta}{8} \int_{x-3\beta h/2\sqrt{2}}^{x-\beta h/2\sqrt{2}} u_w(x) dx + \frac{\beta}{16} \int_{x-3\beta h/8}^{x-\beta h/8} u_w(x) dx \end{aligned} \quad (4)$$

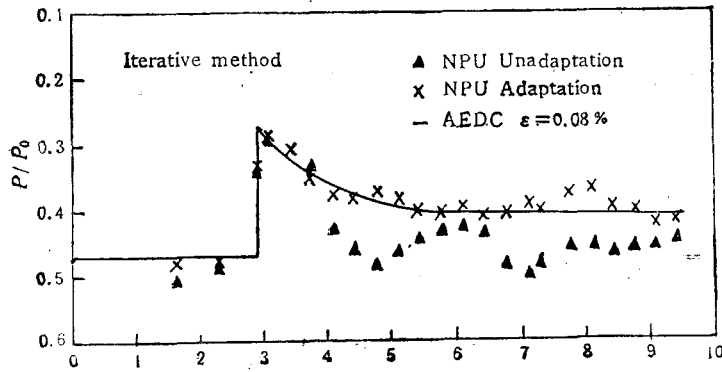
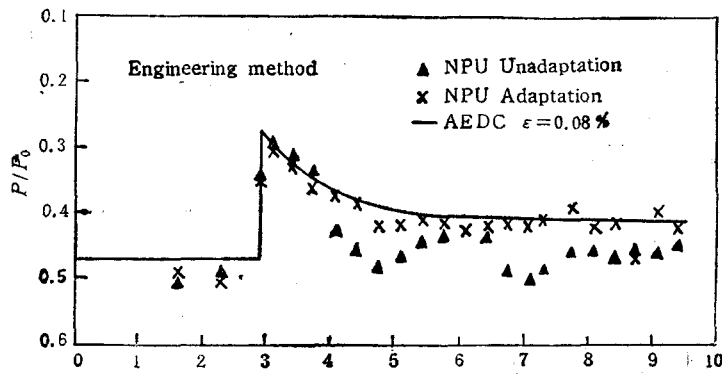
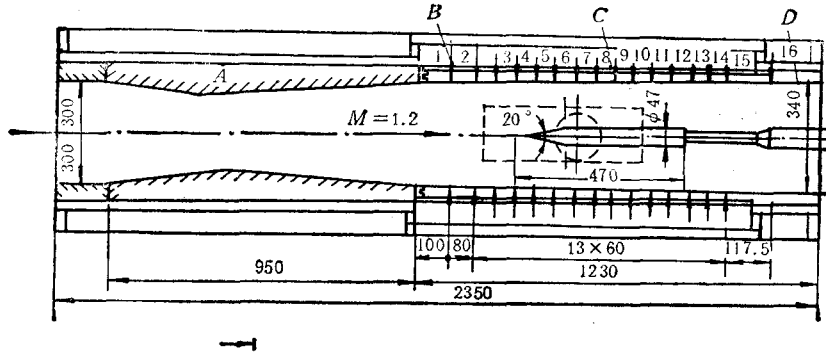
若试验从任意壁面形状开始, 按线性假设, 可将流场的扰动分解为在气动平壁状态下模型存在所引起的扰动  $\varphi_1$  与壁面位移所引起的  $\varphi_2$ , 即:

$$\varphi = \varphi_1 + \varphi_2 \quad (5)$$

$\varphi_2$  在洞壁压力分布上的贡献可表示为<sup>[9]</sup>:

$$C_{p2} = \frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{dy}{dx} + \frac{kM^4 + (M^2 + 2)^2}{2(M^2 - 1)^2} \left(\frac{dy}{dx}\right)^2 \quad (6)$$

由测量的  $C_p$ , 可求出气动平壁状态下的洞壁压力分布  $C_{pi}$ , 代入公式(4), 即可得到所需的洞壁调节量。也用文献[7]的方程作了计算对比。



A M1.2 Nozzle, B Jacks, C Flexible wall, D Pressure balancing vent

图4 西北工业大学高速二元柔壁试验段 ( $300 \times 300\text{mm}^2$ ) 中的  $s = 2\%$  锥柱体模型消波试验结果 ( $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$ )

Fig. 4 The testing result of reducing wave reflection for  $s = 2\%$ ,  $20^\circ$  cone-cylinder model at  $M = 1.2, \alpha = 0^\circ$  in high speed 2-D flexible wall adaptive test section ( $300 \times 300\text{mm}^2$ ) of Northwestern Poly technical University, China.

由于  $\varepsilon = 2\%$  模型堵塞度较大, 为避免发生堵塞现象, 将模型沿风洞轴线作适当位

移后,按公式(4)给出的洞壁形状试验,模型前段的压力分布有较大的改善,再根据模型后段与柔壁上的压力分布分析,对柔壁后段进行工程修正,这样整个锥柱体模型表面就得到了接近无干扰的压力分布(图4)。

未能由计算直接给出正确的壁面形状的原因在于:计算方法的基础——线性假设不是很严格成立的,未计及粘性影响。公式  $\varphi_w$  的表达式只考虑了最接近洞壁处的映象的影响,仅从模型头部算起的  $\sqrt{2\beta h}$  长度内尚可认为是一个近似。

## (2) 迭代法

鉴于二元柔壁的外部假想流场仍然是二元的,风洞内虽为三元流动,但扰动的总体水平比二元小得多,因此外部流场模拟引入小扰动条件是合理的,此时流动有两个特性:一是通过激波流动偏折角  $\Delta\theta$  较小,二是激波角  $\beta_c$  与马赫角  $\mu$  虽不相同,但很接近。

$$\beta_c = \mu + \varepsilon \quad (7)$$

$$\varepsilon = \frac{\gamma + 1}{4} \frac{M^2}{M^2 - 1} \Delta\theta \quad (8)$$

压力系数和壁面偏角的关系为(准确至二阶)<sup>[10]</sup>:

$$\Delta C_p = 2\beta^{-1}\Delta\theta + \frac{1}{2}[(\gamma + 1)M^2 - 4\beta^2]\beta^{-4}\Delta\theta^2 \quad (9)$$

流动偏角与压力系数亦有以下单值关系:

令

$$\sigma = \frac{1}{2}[(\gamma + 1)M^2 - 4\beta^2]\beta^{-4} \quad (10)$$

则:

$$\Delta\theta = [(\sigma\beta^2 C_p + 1)^{1/2} - 1]\beta^{-1}\sigma^{-1} \quad (11)$$

外部假想流场模拟仅需计算当地流动参数,在保证公式一定精度的前提下,适用于压缩波和膨胀波的计算,便于快速准确模拟和工程性应用。为了提高方案的通用性,洞壁调节方案设计成可从任意壁面形状开始迭代。如经过  $n$  次迭代,可根据壁面形状确定  $\theta^{(n)}$  分布和测量压力分布  $C_{pr}^{(n)}$ , 由外场模拟计算假想流场相应的压力分布  $C_{pi}^{(n)}$ 。

洞壁干扰判据取自内、外场的压力差值:

$$\Delta C_p^{(n)} = C_{pr}^{(n)} - C_{pi}^{(n)} \quad (12)$$

按试验精度要求制定收敛标准  $\varepsilon$ , 当:

$$\sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \Delta C_{pk}^{(n)2}} < \varepsilon \quad (13)$$

就认为洞壁调节已达到收敛,为保证有效地消除激波反射,最大的  $\Delta C_p^{(n)}$  也应小于某一给定的标准  $\delta$ , 即:

$$\max(|\Delta C_{pk}^{(n)}|) < \delta \quad (14)$$

如洞壁干扰尚未消除,则按下式计算第  $n+1$  次调节的壁面倾角预测值  $\Delta T$ :

$$\Delta T^{(n+1)} = Tf[C_p^{(n+1)}] \quad (15)$$

式中  $C_p^{(n+1)} = C_{pr}^{(n)} + K[C_{pr}^{(n)} - C_{pi}^{(n)}]$ ,  $K$  为松弛因子,用以提高迭代试验的收敛速

度。

以上的分析是对单个壁面的,尚应引入上、下壁面的耦合因子  $a_u$  及  $a_l$  对调节量  $\Delta y^u$ ,  $\Delta y^l$  进行修正以得到最终的壁面调节量

$$\left. \begin{aligned} y^u(x) &= \Delta y^u(x) + a_u \Delta y^l(x - \beta; h) \\ y^l(x) &= \Delta y^l(x) + a_l \Delta y^u(x - \beta; h) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

在具体应用中还要对波系的多重反射、激波强度的衰减和三元效应等因素加以考虑。迭代法的试验结果见图 4, 经过四次迭代得到与工程法相当量级的试验精度。

### 7. 结束语

经初步研究表明, 利用跨音速二元柔壁自适应风洞可以基本上消除低超音速试验中的三元波反射影响。

试验结果在模型后部稍差的主要原因乃是  $L/d = 10$  的锥柱体模型过长, 多重波反射效应在模型后部较大。常规试验时的模型长度仅约占我们采用的锥柱体模型的 65% 左右, 多重波反射影响相应较小。

曾将模型旋转  $90^\circ$  试验, 使模型表面的测压孔处于风洞水平中心轴线位置处, 面对风洞的一个侧壁, 亦得到了一致的压力分布, 说明了在风洞轴线附近有一区域较好地消除了洞壁干扰效应。

### 参 考 文 献

- [1] Goodyer M J. and Wolf S. W. D. Development of a self-streamlining flexible walled transonic test section. *AIAA Journal*, 1982, 20(2): 227—237
- [2] Ganzer U, Igeta Y and Zieman J. Design and operation of TU Berlin wind tunnel with adaptive walls. ICAS paper 84-2.1.1, Sept. 1984: 52—65
- [3] Rill S L and Ganzer U. Adaptation of flexible wind tunnel walls for supersonic flows. AIAA 88-2039, May 1988: 351—365
- [4] Heddergott A, Stanewsky E and Wedemeyer E. Supersonic wall adaptation in rubber tube test section of the DLR Goettingen. DFVLR IB 222-87 A 08, 1986: 11
- [5] Wedemeyer E. Wind tunnel testing of three dimensional models in wind tunnels with two adaptive walls. VKI TN 147, Oct. 1982: 30
- [6] Holst H and Raman K S. 2-D adaptation for 3-D testing. DFVLR IB 29112-88 A 03, June 1988: 106pp
- [7] Wedemeyer E and Heddergott A. 2-D wall adaptation for 3-D models in super-sonic flow. DLR IB 222-90 A 31, June 1990 15
- [8] He J J. Reducing shock wave reflection for 3-D models testing in 2-D adaptive flexible wall test section at  $M=1.2$ . In: He J J ed. Proceedings of ICAW 1991: (An international conference on adaptive wall wind tunnel research and wall interference correction, Xian, June 1991.) A11.1—11.8, 350
- [9] Carafoli E. High speed aerodynamics. Bucharest: Editura Technica, 1956: 306—328. 702
- [10] Liepman H W and Roshko A. Elements of gas dynamics. London: Chapman & Hall, Limited. 1957: 85—123

## THE EXPLORATION OF REDUCING 3-D WAVE REFLECTION IN HIGH SPEED 2-D FLEXIBLE WALL ADAPTIVE WIND TUNNEL

He Jiaju Zuo Peichu Li Huaxing and Xu Min

(Northwestern Polytechnical University Xi'an 710072, China)

**Abstract** This paper describes the development of reducing shock wave reflection during 3-D model testing in 2-D transonic flexible wall adaptive wind tunnel of late years in Northwestern Polytechnical University. It includes the present status of research, testing method, results and analyses. According to the preliminary research, it is considered that transonic 2-D flexible wall adaptive wind tunnel has all its own potential (latent capacity) and the future prospect of application.

**Key words** transonic speed, adaptive wall wind tunnel, wall interference, reducing shock-wave reflection, flexible wall test section