

文章编号: 1000-6893(1999)03-0211-05

# 圆柱绕流的环量控制

王春雨, 孙 茂

(北京航空航天大学 流体力学研究所, 北京 100083)

## CONTROL OF THE CIRCULATION AROUND A CIRCULAR CYLINDER

WANG Chun-yu, SUN Mao

(Institute of Fluid Mechanics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 对用壁面射流控制圆柱绕流的问题进行了研究, 并探讨了喷口位置、多喷口吹气等问题。结果表明, 喷口位置对圆形翼型的气动特性影响很大; 多喷口吹气既可以提高圆形翼型的最大升力系数又可以降低吹气的能量消耗。

关键词: 圆柱; 环量控制; 多喷口吹气; N-S 方程模拟

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

Abstract: This paper studies the control of the circulation around a circular cylinder with multi-slot blowing, using the method of Navier-Stokes equation simulation. Results show that, for single slot blowing, the slot location affects the aerodynamic characteristics of the cylinder greatly, the maximum lift coefficient of the cylinder is increased and the energy expense of blowing is greatly reduced with multi-slot blowing.

Key words: circular cylinder; circulation control; multi-slot blowing; N-S equation simulation

在具有圆形后缘的翼型上利用壁面切向吹气, 可使翼型产生大环量、高升力。此种翼型称为环量控制翼型。其产生大环量的机理是吹气给边界层补充能量, 推动边界层分离点后移; 同时吹气气流对外流产生“裹挟”作用, 从而使绕翼型的流动产生很大的环量<sup>[1,2]</sup>。环量控制翼型的一个特例是圆形翼型, 即圆柱<sup>[3,4]</sup>。最近发展的一种无尾桨直升机, 就采用了环量控制技术。这种直升机的机身圆柱或近似为圆柱, 以主旋翼的尾流为来流, 在机身上引出壁面喷流后, 产生一侧向力以平衡主旋翼的扭矩, 从而取代了尾桨, 简化了直升机的设计。

根据圆柱绕流的特点, 其背风面流动的逆压梯度很大, 只有利用很大  $C_L$  (吹气动量系数) 吹气才能使流动不发生分离。而提高  $C_L$  的方法就是增大气室内总压 (对于给定的喷口宽度)。当总压增加到一定程度时, 喷口处的流动将发生阻塞。流动经过膨胀而变为超音速流, 然后形成激波, 使吹气对外流的控制作用受到严重削弱。这导致提出多喷口吹气的想法, 不用增大腔内总压, 而是增加喷口数来增大吹气量。另外, 采用多喷口吹气, 在吹气量与单喷口相同时, 若产生升力系数可与单喷口一样或小得不多的话, 可降低能耗<sup>[5]</sup>, 这是因为

吹气的耗能与吹气速度的3次方成正比, 多个较小的速度吹气比一个大速度吹气能耗小得多。基于以上考虑 (避免阻塞和降低能耗), 将考察圆形翼型在多个喷口吹气时的流动特性。为正确评价气动效率, 引入有效升阻比, 其定义如下。

用  $C_D$  表示翼面上 (包括喷口上) 压力及翼面上的摩擦力产生的阻力系数, 有吹气时, 射流将产生反作用力, 其平行于来流方向之分量为推力, 用  $C_{J,T}$  表示推力系数。吹气要消耗能量  $E$ , 将此能量折算成阻力  $D_E = E/V$  ( $V$  为来流速度), 设  $C_{E,D}$  为  $D_E$  的无量纲量, 则:

多喷口翼型的有效阻力系数为<sup>[5]</sup>

$$C_{D,E} = C_D - C_{J,T} + C_{E,D} \quad (1)$$

$$C_{J,T} = \frac{2}{Q V^2} \sum_{i=1}^n \left[ Q_{ij}^2 \cos \theta_i dA \right]_i \quad (2)$$

$$C_{E,D} = \frac{2}{Q V^3} \sum_{i=1}^n \left[ Q_{ij}^3 dA \right]_i \quad (3)$$

其中:  $A_j$  为喷口截面积;  $u_j$  为喷口处吹气速度;  $H$  为  $u_j$  与  $V$  的夹角;  $i$  表示第  $i$  个喷口;  $n$  为喷口数。用  $C_L$  表示升力系数 (其计及了射流产生的力的升力分量), 有效升阻比为

$$K = \frac{C_L}{C_D - C_{J,T} + C_{E,D}} \quad (4)$$

单个喷口时, 用大  $u_j$  吹气, 可控制分离, 获得较大  $C_L$  和较小  $C_D$ , 但因  $C_{E,D} \propto \frac{u_j^3}{u_j^3}$  很大,  $K$  不大,

多个喷口以小  $u_j$  吹气, 若控制了分离, 因  $C_{E,D}$  不大,  $K$  将会较大。

本文首先研究了单喷口翼型在不同喷口位置吹气时的流动特性; 然后, 研究了多喷口圆形翼型的流动, 并与单喷口翼型的结果进行了比较。

### 1 方法

本文求解一般曲线坐标系下的二维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程。湍流模型采用 Baldwin-Lomax 模型。对于附着流或含小分离区的流动, 该模型能给出很好的结果。在壁面射流处需作处理。本文采用文献[6]的处理方法。图1所示为壁面射流的速度型的发展过程。在离喷口较近处, 速度型如 A-A 截面的形状, 但很快会发展成 B-B 截面的形状。在速度型如 A-A 截面的形状时, 对不同区域用不同的方法来确定湍流粘性系数。在最大速度点以下的区域(即  $d < d_0$ ), 视为一般边界层; 在最小速度点以上的区域(即  $d > d_1$ ), 采用 Baldwin-Lomax 模型中给出的尾流区公式计算; 在最大速度点和最小速度点之间的区域用内外两层的湍流涡粘性系数拟合来得到。当速度型如 B-B 截面的形状时, 在最大速度点以下的区域视为一般边界层; 在最大速度点以上的区域采用尾流区公式计算<sup>[5,6]</sup>。

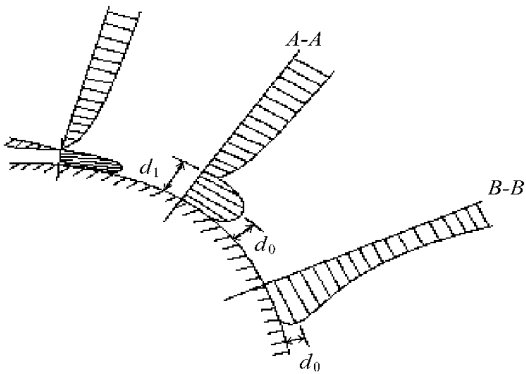


图1 典型的 Coanda 尾缘速度型变化示意图

差分格式选用 Beam-Warming 的隐式近似因子分解格式, 其中的空间导数用二阶精度的中心差分代替。除喷口处外, 其它处边界条件按常规方法给定。在喷口处给定总压和总温, 这相当于腔内的总压和总温图给定, 静压由外流场的压力外插来确定(这样就反映了喷口条件由该处反压来确定这一物理状况), 静压确定后, 该处速度就确定了<sup>[5,6]</sup>。

在有喷口时翼型外形较复杂, 为使计算网格具有光滑性、正交性和合理分布性。本文采用改进

的 TTM 方法<sup>[7]</sup> 来生成网格。该方法用分区确定源项方法, 可以方便地控制网格的疏密分布, 而且光滑性和正交性都能较好的满足计算的要求。由于本文研究的翼型尾缘流动非常复杂, 很难确定其尾流区位置。故本文的计算网格采用 O 型网格。图2所示为单喷口圆形翼型的计算网格。该网格周向为 180 个网格点, 径向为 66 个网格点。外边界取为圆形, 壁面最小网格间距为  $0.0001c$  ( $c$  为弦长), 喷口宽度为  $h/c = 0.002$ 。关于远场边界, 通过试算, 表明将外边界置于 10 个半径外时, 计算结果就不再随外边界位置发生变化, 因而本文所计算中都将其置于 14 个半径处。

本文计算雷诺数为  $1 \times 10^6$ , 来流马赫数为 0.1。

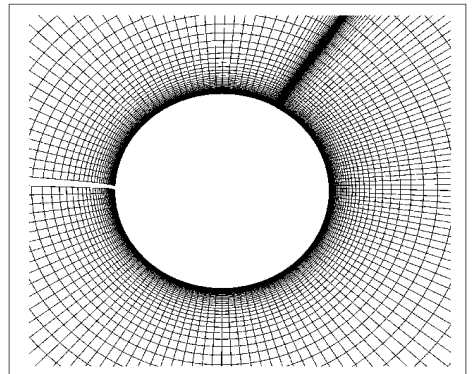


图2 圆形环量控制翼型的计算网络

### 2 方法的验证

为检验以上方法, 本文先计算了扁椭圆翼型单喷口吹气的情形(控制环量翼型), 其存在实测数据<sup>[2]</sup>。图3为翼型上的压强分布与实验的比较。图4为喷口下游射流速度发展与实验的比较。由

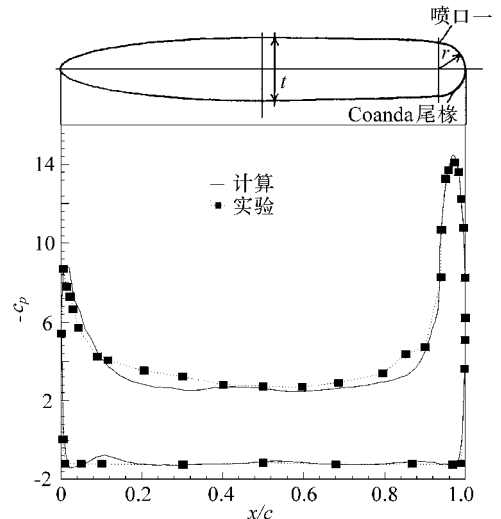


图3 单喷口翼型的压力分布与实验比较

图 3、图 4 可见, 所计算的射流发展与实测的基本吻合, 但也有一定差别; 而整个流动的结果, 压力分布, 与实验吻合较好。

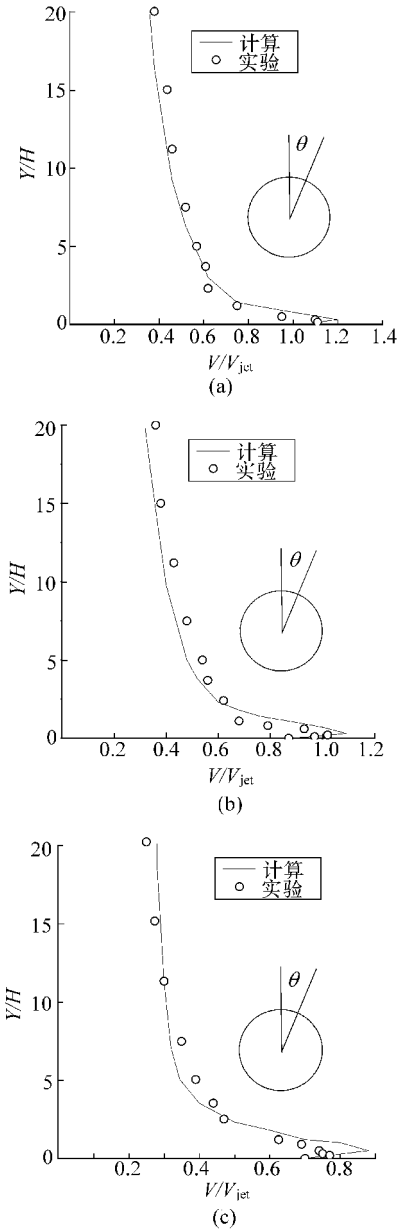


图 4 Coanda 尾缘壁面射流速度型的发展  
(a)  $H=39.2^\circ$ ; (b)  $H=60^\circ$ ; (c)  $H=90^\circ$

### 3 结果与讨论

#### 3.1 不同喷口位置的单喷口圆形翼型

本节计算了喷口分别位于  $H=0^\circ; 15^\circ; 30^\circ; 45^\circ$  和  $60^\circ$  时, 单喷口圆形环量控制翼型的绕流(  $H$  是从圆柱顶部起始的)。

图 5 给出了圆形环量控制翼型在  $C_L=0.16$  下, 其升力系数和阻力系数随喷口位置变化的曲线。从中可以看到, 在  $H$  小于  $30^\circ$  时, 翼型的升力

随喷口位置的后移而增加, 阻力则略有减小; 在  $H$  大于  $30^\circ$  时, 翼型的升力迅速减小, 阻力增大; 而在  $H$  大于  $45^\circ$  以后, 翼型的升力(很小)和阻力(很大)则基本保持不变了。

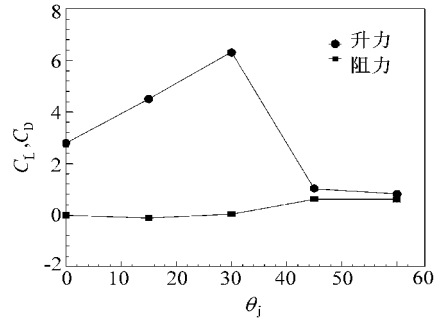


图 5 升力系数和阻力系数随喷口位置的变化  
( $C_L=0.16$ )

图 6 分别给出了相应的流场图。从中可以看

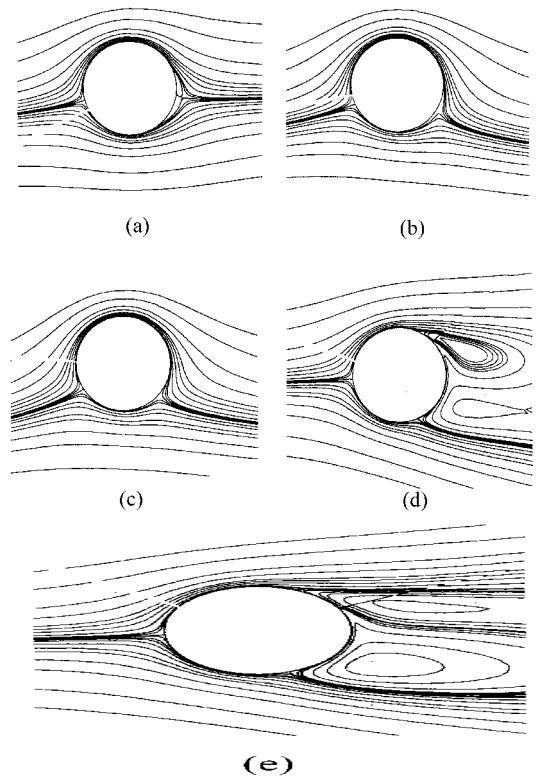


图 6 在不同喷口位置时的流场( $C_L=0.16$ )  
(a)  $H=0^\circ$ ; (b)  $H=15^\circ$ ; (c)  $H=30^\circ$ ; (d)  $H=45^\circ$ ; (e)  $H=60^\circ$

出,  $H=0^\circ$  时(如图 6(a) 所示), 圆形翼型后缘存在一个较小的分离区, 流动在此形成了一对略向下偏离中线的反向涡, 前缘驻点也向下偏离中线。可见在吹气作用下, 翼型有了一定的环量; 在  $H=15^\circ$  时(如图 6(b) 所示), 翼型后缘的反向涡结构已不存在, 只是在翼型后缘下表面附近存在一个

极小的倒流区。前、后驻点向下偏移相当明显。说明此时翼型的环量增大了许多。在  $H=30$  时(如图 6(c) 所示), 翼型前、后驻点进一步向下偏移, 移动量并不大, 但翼型上部流线的弯曲程度加剧了, 绕整个翼型的环量进一步增大。随着喷口位置继续后移(如图 6(d) 所示), 在  $H=45$  时流场与前几种情形相比发生了较大变化, 出现了大范围的分流, 前缘驻点又回到了中线附近。外流在经过翼型顶部不久就开始脱离壁面, 但喷口吹气气流与壁面还是附着的(射流的附壁效应), 并在翼型下表面与下翼面流动汇合后一起流出。翼型的升力随时间呈周期性变化, 但平均值比前几种情形要小得多, 说明此时喷口的吹气已经起不到控制流动的作用了。图 6(e) 是喷口位于在  $H=60$  时情形。其流场的结构与图 6(d) 相似, 只是其流场的分离区更大一些。以上对流场的描述可以解释图 5 中  $C_L$ ,  $C_D$  随  $H$  的变化规律。

### 3.2 多喷口圆形环量控制翼型

本节计算了二喷口、三喷口圆形环量控制翼型在不同吹气动量系数  $C_L$  下的流场, 并与单喷口圆形翼型的流场进行了比较。本节所参照的单喷口圆形翼型为喷口位于  $H=30$  的圆形翼型(因其效果是最好的)。

二喷口翼型的 2 个喷口位置为:  $H=28^\circ$ ;  $H=35^\circ$ ; 三喷口翼型的 3 个喷口分别位于:  $H=30^\circ$ ;  $H=35^\circ$ ;  $H=40^\circ$ 。图 7(a), (b) 分别给出了单喷口、二喷口及三喷口圆形翼型在不同  $C_L$  吹气下的升力系数  $C_L$  和  $C_D$  的变化的比较。从图 7(a) 中可以看到 2 点: 在同样的  $C_L$  下, 二喷口翼型与单喷口翼型的升力相差不大; 但单喷口翼型在  $C_L=0.3038$  时就发生阻塞了, 升力系数达  $C_L=9.76$  就不能再增加了, 而二喷口翼型在发生阻塞时  $C_L=0.46$ , 升力系数可达  $C_L=12.31$ (比单喷口翼型阻塞时的升力提高了 24%)。这一结果说明二喷口吹气优于单喷口吹气: 首先, 相同的  $C_L$  下产生了相同的  $C_L$ , 那么, 二喷口吹气所耗能量更小; 另外, 二喷口由于推迟了阻塞的发生, 最大升力系数可以更大。二喷口吹气(较单喷口)推迟阻塞的发生, 其中的道理是显然的。但前面曾说过, 对于圆形翼型, 逆压梯度极大, 大吹气速度(大  $C_L$ )才有效, 在这里为什么二喷口吹气(每个喷口的射流速度较小)却产生与单喷口吹气(喷口射流速度较大)相同的升力系数呢? 初步解释为: 对于相同的总  $C_L$ , 若  $n$  个喷口时, 每个喷口的吹气动

量系数可近似估算为  $C_{L,n} = C_L / \sqrt{n}$ 。对于二喷口吹气来说,  $C_{L,2} = C_L / \sqrt{2}$ , 即二喷口每个的吹气动量较单喷口小, 但小得并不多, 对外流的“裹挟”作用也小得不多, 且又有 2 股射流“接力”作用, 因而就达到了与单喷口吹气相同的控制作用。但可以预见, 当喷口继续增多,  $C_{L,n}$  会继续减小, 导致每个喷口的“裹挟”作用太小, 会使得前面喷口的吹气不能控制住流动, 后面喷口处在分离区中, 起不了作用, 从而不能有效控制流动。当喷口数为 3 时,  $C_L$  就下降了(见图 7(a))。

图 7(b) 显示 3 种圆形翼型是阻力系数均随  $C_L$  增加而减小, 这与普通环量控制薄翼型的阻力系数随  $C_L$  变化规律是一致的, 但单喷口与二喷口翼型的  $C_D$  相差不多, 而三喷口翼型的  $C_D$  较大些, 这也是由于其未能有效地控制流动而造成的。

尽管在实际应用中, 有时为了获得很高升力, 往往不计较能量的消耗, 但在获得同样升力时二喷口吹气的能耗较单喷口小, 三喷口吹气因在相

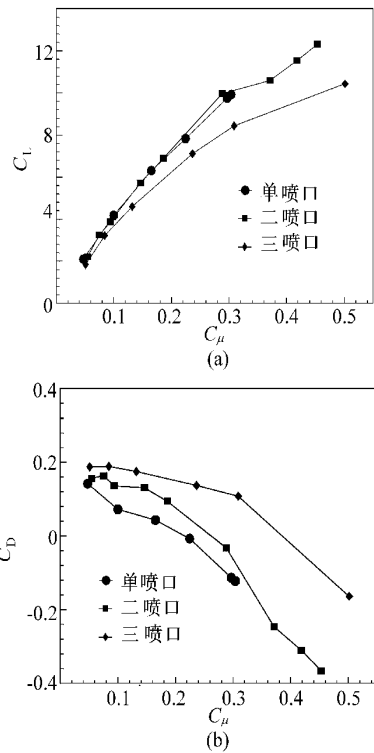
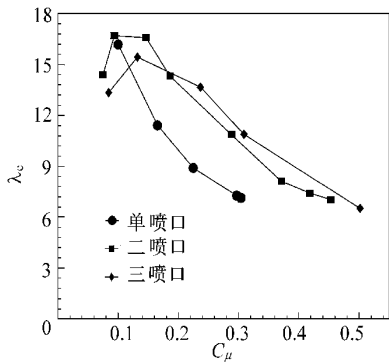


图 7 多喷口圆形翼型的  $C_L$  和  $C_D$  随  $C_L$  变化的比较

(a) 升力系数; (b) 阻力系数

同  $C_L$  下产生的升力系数小, 其吹气的效益如何还要比较一下  $K$  曲线(图 8), 从有效升阻比来看, 在  $C_L$  约大于 0.1 后(这是我们感兴趣的范围, 因  $C_L$  太小, 流动不能得到控制), 多喷口吹气的  $K$  大大高于单喷口, 在  $C_L$  大于约 0.2 后, 三喷口的  $K$  较

## 二喷口还略大些。

图8 多喷口圆形翼型的  $\lambda_z$  随  $C_{\mu}$  变化的比较

## 4 结 论

(1) 对于单喷口圆形翼型,其气动力特性受喷口位置影响很大。

(2) 在相同  $C_L$  下,单喷口吹气产生的升力较高,但其有效升阻比小,且易发生阻塞;三喷口吹气有效升阻比大,但因其“裹挟”作用不大,产生的升力不高;二喷口翼型既可以产生较高的升力,还可以推迟阻塞的发生,同时有效升阻比也大。

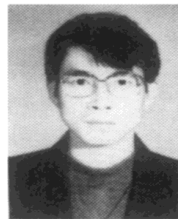
## 参 考 文 献

[1] Nielson N J, Biggers J C. Recent progress in circulation

control aerodynamics[R]. AIAA-87-0001, 1987.

- [2] Novak C J, Cornelous K C. Investigations of circulation control airfoil flowfield using an advanced laser velocimeter [R]. NASA CP-2432, 1986.
- [3] Sun M, Pai S I, Chopra. Aerodynamics force calculations of an elliptical circulation control airfoils[J]. J of Aircraft, 1996, 23(9): 679 ~ 680.
- [4] Ghee T A, Leishman J G. Unsteady circulation control aerodynamics of a circular cylinder with periodic jet blowing[J]. AIAA J, 1992, 30(2): 289 ~ 299.
- [5] 王春雨. 多喷口环量控制翼型流动的研究:[D]. 北京:北京航空航天大学, 1997.
- [6] Shrewsburg G. Circulation control airfoil using Navier-Stokes methods[R]. AIAA-85-0157, 1985.
- [7] 刘晶晶, 孙茂, 吴礼义. 一种适于复杂形状物体绕流计算的网格生成方法[J]. 水动力学研究与进展 A 辑, 1995, 10(5): 12 ~ 17.

作者简介:



王春雨,男,30岁。博士研究生。主要研究方向为计算空气动力学,分离流及流动控制。现在中科院软件研究所做博士后工作。

## 98 联合推进会议在烟台举行

由中国宇航学会固体火箭推进专委会、中国航空学会动力分会、中国航天工业总公司第三(动力装置)专业信息网共同举办的1998年联合推进会议于1998年9月15日~18日在山东烟台市举行。本次会议由航天工业总公司三院三十一所承办,会议共收到论文75篇,其中74篇编入了会议论文集,会议期间又有4位代表提供4篇论文参加会议交流。

参加会议的正式代表75人,分别来自全国有关34个单位。代表中有学识渊博、经验丰富的院士、研究员、教授,有奋斗在科技战线上取得累累硕果的专家、学者、科技工作者和情报工作者。

大会报告展望了我国战略、战术导弹用固体发动机、液体发动机、吸气式发动机以及航空发动机的发展趋势及应用前景,分别从理论上、实践上对上述发动机的研制及质量控制进行了精辟的分析,同时一致认为发展我国航空、航天事业在解决好资金的同时,更要抓管理。提出了需要是前提、完善组织是保证、决策科学是根本、深化改革是出路观点。

大会报告后按专业分为“固体发动机技术”、“固体推进剂技术”和“液体发动机、吸气发动机及其它动力装置”三个组交流。评选出7篇优秀论文。

会议确定明年研讨会由航天工业总公司内蒙指挥部承办,地点初步确定在内蒙呼和浩特市。会议主题为“21世纪固体推进技术的展望”。

(李铁柏)