

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl<sup>7</sup>

G01P 13/02

G01P 5/165 B64D 43/02



# [12] 发明专利说明书

[21] ZL 专利号 99806570.6

[45] 授权公告日 2003 年 10 月 1 日

[11] 授权公告号 CN 1122848C

[22] 申请日 1999.5.26 [21] 申请号 99806570.6

[30] 优先权

[32] 1998.5.26 [33] RU [31] 98109993

[86] 国际申请 PCT/EP99/03632 1999.5.26

[87] 国际公布 WO99/61924 英 1999.12.2

[85] 进入国家阶段日期 2000.11.24

[71] 专利权人 N·E·朱可夫斯基教授中央航空流体力学学院

地址 俄罗斯莫斯科

共同专利权人 日出航空附件公司

北方微电子精密仪器股份公司

[72] 发明人 Y·S·沃兹戴夫 H·-G·克勒

M·A·戈洛夫金

V·A·戈洛夫金

A·K·潘克拉托夫

A·A·叶夫列莫夫

审查员 臧自欣

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

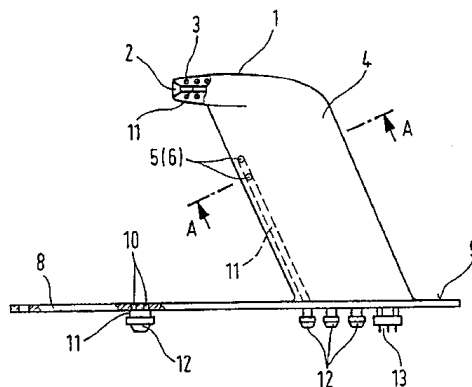
代理人 蔡民军 黄力行

权利要求书 1 页 说明书 13 页 附图 9 页

[54] 发明名称 皮托静压管

[57] 摘要

本发明涉及一种皮托静压管，包括三组确定总压、静压和迎角的孔(2、5、6、10)，一个轴向对称体(1)和用于连接到设在它们之间的气动通道和电热元件的支柱(4)。为减小皮托静压管的气动阻力和防冰系统加热所需的功率，将测量静压用的孔(10)设在支柱(4)上游的板(8)上。此布置还附加地简化了设计以及减轻设计重量。



ISSN 1008-4274

1. 皮托静压管，包括三组用于确定总压、静压和迎角的孔、一个轴向对称体和一个用于连接到电热元件以及设在它们之间的气动通道上的支柱，其特征为：测量静压的孔设在上述支柱上游的板上。

5        2. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：测量迎角的孔设在该支柱上。

3. 按照权利要求 1 或 2 所述的皮托静压管，其特征为：该轴向对称体终止在支柱最大厚度的区域内并与支柱光滑连接。

10       4. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：带有测量静压用的孔的板被构造成与轴向对称体和支柱分开。

5. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：所述支柱的横截面有一种带锐的前缘的超音速气动型面。

6. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：所述支柱的横截面有一种带圆形前缘的亚音速气动型面。

15       7. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：该支柱的外表面是圆柱形表面。

8. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：在支柱上的用于测量迎角的孔布置在从其前缘起直至气动型面的最大厚度处。

20       9. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：在该支柱内部的电热元件朝其前缘错移。

10. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：所述确定迎角的进口孔相对支柱基底地在支柱上设置于轴向对称体的上方。

11. 按照权利要求 1 所述的皮托静压管，其特征为：该支柱配设有一出口段，在出口段上设有至少一个附加的用于引出静压的孔。

25

## 皮托静压管

5 本发明涉及确定飞行器的飞行参数或其他处理液体和气体流动的科技领域。

飞行参数的测量在飞行器(FV)的航空力学和空气动力学中是最重要的问题之一。目前采用皮托静压管(PST)测量飞行参数(流动参数),它们往往直接装在飞机的机身上或其他某些飞行器的机体上,以及它的实际测量接近二维流动的当地流动参数。通常,有些测量当地流动参数的PST装在飞行器上。真正的飞行参数以在先的标定为基础确定。

15 由WO 94/02858已知一种皮托静压管。已知的PST安装在FV的机体或机身上并有一圆柱形管,圆柱管装在一有弯曲的前缘及后缘的支柱上,当从支柱的基底起向管子接近时前缘和后缘汇合。支柱的前缘可以是圆形的。皮托静压管在管的前缘内有感受总压的孔,而感受静压的孔在离管前缘的一定距离处。此皮托静压管有一防止结冰的加热器。但此PST不能应用于确定迎角,因为PST没有用于感受可借助它们测量迎角的压力的孔。严格地说,由94/02858可知,此皮托静压管并非设计用于这些目的。此外,在测视图中看支柱,由于置入此皮托静压管导致剧烈地增加支柱横截面型面的相对厚度,而与此同时保持为构成空气通道和用于加热器所需的内部容积不变。在高亚音速(马赫数 $M=0.8-0.9$ )的情况下,这导致提前发生局部激波以及剧烈增加这种皮托静压管的激波阻力。

25 由RU 2000561已知另一种装置用于确定总压 $P_0$ 、静压 $P_s$ 并因而也确定马赫数 $M$ 、以及确定迎角 $\alpha$ 。该装置设计成前部成夹角的板状体,它的上表面垂直于旋转轴线并设有测量静压的孔。在板后部的上表面中设一有直的前缘的半翼,前缘垂直于板的上表面以及在其端部设一总压探头。测量迎角的孔设在半翼直的前缘上。测量静压的孔、总压探头以及测量迎角的孔借助相应的空气通道与压力转换器连接。此装置还配置一机体角位移变换器。测量静压的孔可以设在一个与板的上表面齐平的不旋转的盘上。实际上,在此装置内部组合了气动-角变换器和皮托静压管的功能。所述的装置有一些缺点。首先,设计复杂,

这主要是由于装置旋转引起的。因此，它必须配备摩擦系数非常小的轴承，这是装置的静态和动态平衡所必需的。此外，必须配备机体的角位移变换器。实际上从第一个缺点引发的此第二个缺点增加了设计的重量。此装置还有一个缺点在于，由于它的设计特点，它不可能借助于不旋转的空气通道将总压传送给飞行器的机身，不同的用户，但往往存在这种需要。将压力从装置的旋转部分传送给不旋转的部分需要采用特殊的密封装置，从而导致设计的复杂化，增加其重量，增大摩擦力矩，因而导致增大这种装置起动工作时的最小速率值。

US 4378696 说明了一种机身的 PST，用于确定飞行（流动）参数：迎角 $\alpha$ 、总压  $P_0$  和静压  $P_s$  并因而马赫数  $M$ ，它是一个细长的包括一圆锥形或卵形头部的轴向对称体，在那里设有感受总压的孔，此头部汇入一圆柱体，圆柱体表面设感受静压的孔。此外，此圆柱形表面汇入一锥形表面，在锥形表面上设感受压力的孔，根据此压力确定迎角，之后，再次汇入一圆柱形表面。为了固定在 FV 的机身上或机体上，此皮托静压管有一支柱，它的横截面有一种带锐的前缘的透镜状型面。

此已知 PST 的缺点有：

- 增大了轴向对称体的总尺寸；
- 设计复杂；
- 增大了气动阻力；
- 增大了防冰系统所需要的加热功率；
- 设在锥形部分（以及打算角来确定 $\alpha$ ）的孔中的压力测量就迎角而论灵敏度低，从而导致在确定迎角时大的误差；以及
- 增加了设计重量。

造成这些缺点的原因如下：

1. 此 PST 有一个大的轴向对称体中间截面。在这里，中间截面大的尺寸是由两个情况造成的。

首先，轴向对称体的圆柱形部分汇入锥形部分，在锥形部分上设有感受用于确定迎角的压力的孔。为了根据迎角提高借助于这些孔感受压力的灵敏度，锥角必须足够大，这就导致必须显著增加在该锥形部分下游轴向对称体的直径。第二个情况在于，虽然借助于它们确定总压、静压和迎角的压力的测量孔分散在所描述的结构内，但它们仍全都处于同一个轴向对称体上。在其内部必须布设从所有已指出的孔

组出发的空气通道以及还有防冰系统的管式电热器 (TEHS)。空气通道和 TEHs 的直径不能小于某个最小值, 此最小值对于空气通道取决于流体动力学滞后量, 而对于 TEHs 则取决于热通量密度和加热器表面温度的最大值。其结果是高的设计饱和度, 换句话说导致 PST 轴向对称体设计的高度复杂性。

5 所说明的这些情况均使中间截面的面积增大, 并因而增加设计重量、气动阻力以及防冰系统的功率。还须指出, 从圆柱部分过渡到锥形部分, 然后再过渡到圆柱部分, 会导致锥形部分的下游流动分离和提早出现 (按照马赫数) 局部激波。这些又必然使气动阻力增大。此外, 轴向对称体直径增大以及它与支柱连接的部分非最佳的形状, 也会在支柱透镜状气动型面最大厚度轮廓下游, 在 PST 轴向对称体收缩的尾部的连接区内, 产生不利的气动干扰 (流动分离和提早出现激波)。这同样会使这种 PST 的气动阻力有某些增加。

15 2. 轴向对称体的长度大。这是由于全部三组孔都设在轴向对称体上: 用于测量总压、静压和迎角。在这种情况下, 用于测量静压的孔必须处在离支柱足够远的地方, 使静压的测量是准确的 (无需引入修正) 和实际上可不考虑来自支柱的超压。这就导致显著增加轴向对称体的长度。众所周知, 飞行器上结冰首先发生在毗邻气流减速的区域内。 (例如参见 Bragg M.B., Grigoreh G.M., Lee J.D. Airfoil  
20 Aerodynamic in Icing Conditions. J. Aircraft, vol. 23, N1, 1986)。在 PST 的轴向对称体上, 这一区域是前缘区; 以及, 在迎角不等于零的情况下, 这一区域还在 PST 轴向对称体迎风部分上气流伸展线附近。因此, 相当粗大的管式电热器设在这种细长的轴向对称体内部沿其全长。这导致显著增大加热所需的功率, 以及还附加地增加设计重量,  
25 因为 TEHs 相当重。

还应指出, 在 PST 轴向对称体上存在的锥形部分会导致在位于前部的圆柱部分上产生附加的超压效应, 在那里设有测量静压的孔。其结果是, 为了精确地确定 (无需引入修正) 静压, 要求将感受静压的孔定位在离此锥形部分足够远的地方。这就有必要进一步增加轴向对称体的长度, 从而也在一定程度上附加地增大设计重量, 以及需要更大的功率用于电加热防冰系统。

3. 布设在 PST 支柱的里面用以防止支柱前缘结冰, 并因而避免冰

对轴向对称体上的压力测量产生影响的电热器没有得到充分有效地利用，因为它们加热支柱，而在支柱上并没有设置测压孔。这导致显著增加重量和电功率消耗量。

本发明的目的是克服上面列举的缺点。

5 在技术上的成果包括下列各项：

- 减少 PST 支柱和轴向对称体的气动阻力；
- 减少防冰系统加热所需要的功率；
- 简化设计；
- 减小轴向对称体的总尺寸；以及
- 10 - 减轻设计重量。

这些技术成果的获得是借助于，将皮托静压管，它包括三组用于确定总压、静压和迎角的孔、一个轴向对称体和一个支柱用于连接设在它们之间的空气通道以及防冰系统电热元件，在结构上设计为，将测量静压用的孔布置在支柱上游的板上。

15 将确定迎角的孔设在支柱上是有利的。这些孔在该支柱上设在其前缘与其最大厚度部位之间。因此，这些孔被设在一个  $X = 0 \dots X_c$  的区域内，其中  $X_c$  是最大厚度位置。 $X_c$  由下列方程确定：

$$C(X_c) \geq C(X \neq X_c)$$

式中  $C(X)$  是在距型面前缘的距离  $X$  处的型面厚度。

20 为了更多地减少皮托静管壳体的气动阻力，轴向对称体的尾部可终止在支柱的最大相对厚度区内并与支柱的气动型面光滑连接。

从设计考虑或从空气动力学考虑，有时有利的是在 FV 的一个地点测量 FV 上的静压，以及在另一地点测量总压和迎角。在这种情况下为了测量可以采用所建议的机身皮托静压管，其中，带有测量静压的孔的板在结构上与轴向对称体和支柱分开设计。

25 为了应用于 FV 的超音速飞行状态，当所需要测量的迎角范围很窄时，支柱的横截面可有带锐的前缘的气动型面。

为了应用于在亚音速的 M 数状态飞行的 FVs，支柱的横截面可有带圆形前缘的亚音速气动型面。

30 为了扩展迎角的测量范围，支柱的外表面可采用圆柱面形状。

为了进一步扩展迎角的测量范围，测量迎角孔可布置在支柱上从其前缘起最多到最大厚度处。

为了更多地减少防冰系统所需的功率，防冰系统的电热元件可朝支柱的前缘偏移。

在优选的实施例中，确定迎角的孔设在支柱上相对于支柱基底在轴向对称体的上方。这种布局允许

- 5       - 提高确定迎角的精度；以及  
       - 提高跨音速流动状态下静压测量的精度。

此外，上述布局允许减小侧滑角对局部迎角测量的影响。这是由于所述的 FV 的侧滑引起的轴向对称体的尾涡没有落入迎角的测量孔内。

- 10       因为用于零迎角的 PST 和对于高亚音速或超音速飞行状态，轴向对称体的气动阻力正比于中间截面的面积，假如它与先有技术的 PST 有相同的形状，则 PST 气动阻力的降低也与先有技术的 PST 和此所建议的 PST 的轴向对称体直径的平方差成正比。然而，由于在所建议的 PST 的轴向对称体的形状中并没有象在先有技术 PST 的情况下那样的附加的台阶（连续增厚的锥形台阶），所以既没有在轴向对称体上的气流分离，也不会
- 15       在锥形台阶下游出现激波。因此在更大程度上降低了气动阻力。在大迎角的情况下，由于所建议的 PST 轴向对称体的长度比所列举的先有技术 PST 例子中的短得多，所以阻力的减少同样十分明显。因为在所建议的 PST 的情况下，设有静压测量孔的板不存在结冰的条件（在它上面没有流动减速区）因而不需要供应电能，以及加热其上设有确定迎角的孔的支柱所需的功率大体上与加热先有技术 PST 的支柱所需的功率相等，所以加热所建议的 PST 所需功率的减小量可通过用于加热轴向对称体的功率的减少来确定。此减少量正比于先有技术 PST 与所建议的 PST 轴向对称体外表面面积之间的差值（假定它们的表面温度一样）。因为加热先有技术 PST 轴向对称体所需的功率近似等于加热支柱所需的功率，其结果是，按照近似计算，所建议的 PST 上电热器所需的功率与先有技术的 PST 相比可大约下降 50%。因为在板上的用于测量静压的孔无需引入超压修正并基于支柱有后掠角，所以与先有技术 PST 在轴向对称体上的相应的孔相比，可以显著减少其
- 20       相对于 PST 支柱基底的错开量，所建议的 PST 的板和轴向对称体的重量，如预先的设计研究所表明的那样，可以大约等于先有技术 PST 轴向对称体外壳的重量。因此，所建议的 PST 设计重量的减少只是凭借
- 25
- 30

于减小了在轴向对称体内加热器的质量。重量的这一减少大约为 PST 重量的 15 - 20%。

若轴向对称体的结构设计为使它的尾部终止在支柱的最大厚度区内并与支柱光滑地连接，则避免轴向对称体与支柱的相互干扰，以及  
5 由于没有附加的扩压器因而进一步显著减少 PST 的气动阻力。在考虑到设计、空气动力学或其他方面的情况下，FV 上的板应在机身上设在实施静压测量的地方，而 PST 的支柱和轴向对称体应位于不同的地方，带有测量静压的孔的板与轴向对称体和支柱分开设计。为了进一步减小超音 FVs 的阻力，当所需测量的迎角范围很窄时，支柱的横截面可有带锐的前缘的气动型面。当 PST 应用于在亚音速马赫数 M 状态下飞行的 FV 上，为了进一步减少阻力和扩展迎角的测量范围，支柱的横截面可有带圆形前缘的特殊的亚音速气动型面。为了进一步扩展迎角的测量范围，支柱的外表面可以是圆柱面的形状。为了进一步扩展迎角测量范围，测量迎角的孔可以设计在支柱上离开其前缘最多到最大厚度的地方。因为电热元件朝支柱前缘偏移，所以与先有技术的 PST 相比进一步显著减少无效的热损失，以及降低加热所需的功率。  
10  
15

为了提高在跨音速流动速度下确定静压的精度，支柱的气动型面可有一出口段，在出口段上设至少一个附加的用于引出静压的孔。

为了简化设计和减少气动阻力，支柱可以是 FV 实际上的气流框架  
20 构体本身。

通过在迎角改变时对在气动型面上测量的压力值的影响显著地高于对在锥面上测量的压力值的影响，使所建议的 PST 角度测量的误差比先有技术 PST 的小得多，尤其在孔靠近它设置的情况下。

此外，由于将测量迎角的孔从轴向对称体转移到支柱上，所以显著  
25 简化了轴向对称体的设计和减小了它的直径和气动阻力。

支柱气动阻力的减小通过采用恰当的（亚音速或超音速）气动型面达到。由于防冰系统的电热器朝支柱型面的前缘偏移，面前缘最容易发生结冰，所以有可能显著减少加热所需的功率。因为在气动型面出口段的区域内不存在压力跨音速稳定化的现象，所以在出口段内  
30 用于引出静压的孔可以显著提高在跨音速流动速度的情况下压力的测量精度。将引出静压的孔布置在机身表面的专用板上，也大大简化了 PST 的设计，以及可以减少防冰系统所需要的功率，因此，显著简化了轴

向对称体，而此板不象轴向对称体那样容易结冰。

下面借助附图表示的举例说明本发明，其中：

图 1 按本发明优选地安装在中型旅客机上的 PST 第一种实施例侧视图；

5 图 2 图 1 所示 PST 俯视图；

图 3 沿图 1 中线 A-A 的剖面；

图 4 所建议的 PST 改型之一，它有一轴向对称体，其尾部终止在支柱的最大厚度区并与支柱光滑连接；

图 5 沿图 4 中的线 A-A 的剖面；

10 图 6 沿图 4 中的线 B-B 的剖面；

图 7 沿图 4 中的线 C-C 的剖面；

图 8 所建议的 PST 的一种改型，其中有测量静压的孔的板与轴向对称体和支柱分开设计；

图 9 图 8 所示 PST 俯视图；

15 图 10 沿图 8 中的线 A-A 的剖面；

图 11 所建议的 PST 的第一种改型，其支柱就前缘而言有第一种后掠角；

图 12 所建议的 PST 第二种改型，其支柱有第二种后掠角；

图 13 所建议的 PST 第三种改型，其支柱有第三种后掠角；

20 图 14 至 19 支柱型面的不同方案；

图 20 本发明另一种实施例的侧视图；

图 21 沿图 20 中的线 A-A 的剖面；

图 22 图 20 所示 PST 俯视图；

图 23 本发明另一种实施例的侧视图；

25 图 24 按本发明的皮托静压管不同的实施例沿图 20 中的线 A-A 的剖面；

图 25 沿图 24 中线 A-A 的剖面；

图 26 沿图 25 所示 PST 俯视图；

图 27 标定斜率的出数关系举例，以及

30 图 28 比值 P44/P30 随马赫数的变化。

图 1 至 10 表示的皮托静压管包括在其头部的轴向对称体 1，在这里设一确定总压的孔 2。防冰系统的 TEHs 3 位于轴向对称体 1 内部。

轴向对称体 1 固定在支柱 4 上, 在支柱上设有确定迎角的孔 5、6, 以及 TEHs 7 布置在支柱 4 内部。PST 有一板 8, 它可以连接在凸缘 9 上, 或它同时也是凸缘 9, 凸缘用于将支柱 4 和板固定在 FV 的机身上: 测量静压的孔 10 设计在板 8 内。压力从孔 2、5、6、10 通过空气通道 11 和管嘴导出 PST, PST 轴向对称体 1 和支柱的加热通过电接插件 13 借助于电热器 3、7 实现。

如图 4、5 和 14 至 19 所示, 孔 5、6 设在支柱 4 上在支柱前缘与支柱最大厚度的位置  $X_c$  之间。

皮托静压管按下述方式工作。被孔 2、5、6、10 感受到的压力通过管嘴 12 传给转换器, 它将压力转换成电信号。这些电信号发送给信号处理单元, 在那里根据标定的关系确定流动(飞行)参数  $P_0$ 、 $P_s$ 、 $\alpha$ 。通过电接插件 13 向 TEHs 3 供电能以免结冰, 结冰会使测量结果严重失真或导致孔被堵塞和 PST 失效。电的 TEHs 3 和 7 加热轴向对称体和支柱 4 的外壳, 以及也加热了空气通道 11, 它们通常用导热特别好的材料(例如镍)制成。TEHs 的功率和供入的电功率选择为能防止轴向对称体 1 和支柱 4 的表面以及孔 2、5、6 内结冰。

为了通过改善轴向对称体 1 与支柱 4 之间的相互影响进一步降低空气动力阻力, 轴向对称体的尾部终止在支柱最大厚度区内并与之光滑连接, 如图 4 至 7 所示。

必要时, 从设计或气动布局考虑, 带测量静压的孔的板 8 可与轴向对称体 1 和支柱 4 分离地设计在拟用此 PST 的机身上, 如图 8 和 9 所示。

PST 的设计参数和气动参数的选择根据 PST 工作范围和测量精度的要求以及 FV 的飞行状态。PST 的高度  $h$  (见图 11 - 13) 按这样的方式选择, 即, 将感受总压的孔安排在附面层边界之外。在板上测量静压的孔相对于支柱的错开量  $l_s$  选择为使来自支柱的超压不会影响测量, 也不产生任何可能的干扰(例如在跨音速和超音速飞行状态的激波)。测量迎角  $\alpha$  的孔 5、6 的高度  $h_a$  的选择也考虑到没有干扰。若 PST 只打算在超音速和在迎角很小的状态下工作, 则型面可有朝前缘削尖的透镜状或卵形。图 14 至 17 表示了若干可能的支柱横截面。用于亚音速则可采用带圆形前缘的型面, 它与其相应的例如借助于马赫数  $M$  表示的工作状态相协调。根据型面的特征和工作条件, 支柱的前缘也选择

为有一后掠角  $X$  (见图 11 至 13)。

为了例如扩展迎角的测量范围, 在速度很低时支柱横截面的型面可尤其有椭圆或圆形截面。

图 1 至 3 表示了优选地安装在中型干线旅客机或运输机上的本发明 PST 的一种实施例。

在图 20 至 26 中表示的皮托静压管包括一个在其前缘部分内的轴向对称体 29, 它设有一测量总压的孔 30。在轴向对称体 29 内部有防冰系统的管式电热器 (TEHs) 32。轴向对称体 29 固定在支柱 33 上, 确定迎角的孔 34、35 相对于支柱 33 的基底设在轴向对称体 29 上方, 以及 TEHs 36 设在支柱 33 里面。为了备用可将一些孔 34、35 分别布置在支柱横截面的上表面和下表面上。上述这些孔设在前缘与最大厚度位置之间。PST 可借助凸缘 37 固定在机身上。来自孔 30、34、35 的压力通过空气通道 38 和管嘴 39 引出 PST, 以及 PST 的轴向对称体和支柱的加热借助电接插件 40 通过电热器 32、36 实施。静压借助于设在支柱 33 上游的板内的孔 44 确定。

此皮托静压管按下述方式工作。被孔 30、34、35、44 感受到的压力通过管嘴 39 传给转换器, 它将压力转换成电信号。这些电信号发送给信号处理单元, 在那里根据标定的关系确定气流 (飞行) 参数  $P_0$ 、 $P_s$ 、 $\alpha$ 。通过电接插件 40 向 TEHs 32 和 36 供电能以免结冰, 结冰会使测量结果严重失真或导致孔被堵塞和 PST 失效。TEHs 32 和 36 加热轴向对称体 29 和支柱 33 的外壳, 以及也加热了空气通道 11, 它们通常用导热特别好的材料 (例如镍) 制成。TEHs 的功率和供入的电功率选择为能防止轴向对称体 29 和支柱 33 的表面以及孔 30、34、35、44 内结冰。

为了简化轴向对称体的设计以及为了进一步减少 PST 的 TEHs 消耗的功率, 用于导出静压的孔 44 (图 20 至 26) 设在板 45 上, 板 45 可安装在 FV 的机身上。

为了减少防冰系统的 TEHs 需要的功率, 它们可以朝支柱的前缘部分偏移, 因为那里最容易发生结冰 (图 20)。

图 23 表示 PST 另一种实施例, 它有一个其上设有至少一个引出静压的孔 41 的出口段。孔 41 通过空气通道 42 与管嘴连接并用于在马赫数 1 的附近提高静压测量的精度。先有技术的 PST 包括设在轴向对称

体上的静压力，它们易发生压力稳定化。

出口段内的压力不易发生稳定化现象（图 28），以及静压根据预先完成的标定校准。

5 图 24 至 26 表示所建议的皮托静压管实施例的一种改型，它优选地用于中型干线旅客机或运输机。

在所有的实施例中表示的布置在支柱两个表面上的孔均允许实施可靠的测量，即使其中一个或几个孔被堵塞。因此，与可能的不正常工作无关，总能确定总压  $P_0$ 、静压  $P_s$  以及迎角  $\alpha$ 。

10 图 27 表示所建议的 PST 以及先有技术的 PST 用于确定迎角的标定斜率  $X_\alpha = (P_6 - P_7) / (P_2 - P_3)$  的函数关系举例，在先有技术的 PST 中确定迎角用的孔布置在轴向对称体的锥形部分上，式中  $P_i$  是在相应的孔内测得的压力。数字 2 和 3 表示设在轴向对称体前缘部分内和圆柱体表面上的孔，两者既设在所建议的 PST 上也设在先有技术的 PST 上；数字 6 和 7 表示布置在所建议的 PST 的支柱上或先有技术 PST 轴  
15 向对称体锥形部分上的孔。

图 28 表示测得的压力比  $P_{44}/P_{30}$  随马赫数的变化，其中  $P_{44}$  在支柱上游的板上， $P_{30}$  在轴向对称体的头部内；以及还表示了比值  $P_{41}/P_{30}$  随马赫数的变化，其中  $P_{41}$  是在支柱空气动力学型面出口区内的压力。

采用本发明可达到下列目的：

- 20
- 简化设计；
  - 减小轴向对称体的总尺寸；
  - 降低气动阻力；
  - 减小 PST 防冰系统所需的功率；
  - 降低重量；以及
  - 25 - 提高迎角的测量精度。

下面对此给以说明。假定支柱的基本设计、几何结构和气动参数（高度、后掠角、型面及其相对厚度），对所建议的 PST 与先有技术的举例保持相同，因为完成的设计研究表明了这种假定的可能性。

30 1. 之所以能简化设计是由于一些用于压力（以此为基础确定迎角和静压）引出的孔组并不是布置在 PST 的轴向对称体上，而是分别设在 PST 的支柱和板上。PST 的设计饱和度（design saturation）很高，因为空气通道要从每一个已指明的孔组出发，以及防冰系统的电热元

件仍须设在轴向对称体及支柱内部。测量迎角和静压的孔从轴向对称体转移到支柱和板上带来的结果是降低了设计的饱和度，以及，轴向对称体和包括支柱在内的整个所建议的 PST 的结构大大简化。

2. 由于用于确定迎角和静压的压力引出孔从轴向对称体转移到支柱和板上，所以明显减小了轴向对称体的直径  $d$  (图 1)。完成的设计研究表明，所建议的 PST 轴向对称体的直径  $d$ ，与先有技术的 PST (假定内部通道及电热元件直径相同) 相比，大约可减小 1.5-2 倍，而轴向对称体的长度  $l$  可减少 8-10 倍。

3. 轴向对称体的气动阻力可表示为公式  $D = c_x q S$ ，式中  $C_x$  是阻力系数， $q$  是动压，以及  $S$  是特征面积。对于超出特征尺寸范围的 PST 轴向对称体，可以采用由  $S = \pi d^2/4$  给定的中间截面面积，其中  $d$  是中间截面直径。因此，若所建议的 PST 的轴向对称体的几何结构与先有技术 PST 的轴向对称体类似 (亦即保持相同大小的  $C_x$ )，那么在给定相同的动压 (亦即给定相同大小的速度  $V$  和马赫数  $M$ ) 时，由于直径  $d$  减小 1.5-2 倍 (见上面第 2 条)，所建议的 PST 的轴向对称体的阻力将减少约 2-2.4 倍。然而，由于所建议的 PST 的轴向对称体的形状，不象在先有技术的 PST 的情况中那样直径逐渐增大的锥形部分有附加的台阶，因此在它上面没有气流分离，在锥形部分下游也没有发生任何激波。因此，计算表明，所建议的 PST 的轴向对称体阻力系数  $C_x$  还可减小约 7-10%。其结果是，所建议的 PST 的轴向对称体  $X$  的阻力在  $\alpha = 0$  时减小约 2.5-4.5 倍。在迎角不等于零时，轴向对称体的气动阻力也可以因为其长度减少 (8-10 倍) 而显著减小。计算表明，在这种情况下轴向对称体阻力可望减小 5-7 倍。

所建议的 PST 气动阻力，通过使轴向对称体的尾部终止在支柱最大厚度区内并与其光滑连接，可保证得到进一步的降低。在这种情况下，通过设计 PST 轴向对称体易发生干扰的尾部与支柱的结构，可以收到良好的效果。因为，在这种情况下，在轴向对称体渐缩的尾部的连接区内和所连接型面的尾部没有附加的扩压段，因此成功地做到避免发生气流分离和局部激波。计算表明，带来的结果是整个 PST 的阻力可再降低 10-15%。

通过为 PST 的支柱选择特殊的气动型面可以实现进一步降低气动阻力，这些型面应与 FV 相应的基本飞行状态相协调 (超音速状态支柱

气动型面用锐的前缘，或亚音速状态用圆的前缘）。

4. 所建议的轴向对称体防冰加热系统所需要的功率，与先有技术的 PST 轴向对称体相比也可以大幅度地下降。当轴向对称体散热相同和表面温度相同时所需要的功率正比于其侧面积 $\pi dl$ ，换句话说，线性地取决于 PST 的直径  $d$  和长度  $l$ 。因为，根据第 2 条，所建议的 PST 的轴向对称体的直径  $d$  可以减少 1.5-2 倍和它的长度可以减少 8-10 倍，所以轴向对称体防冰系统所需功率，与先有技术的 PST 的轴向对称体相比，可以降低 12-20 倍。

10 因为在所建议的 PST 中不需要供能量去加热测量静压的孔所在的板，这是由于在那里不存在结冰的条件（在板上没有气流减速区），而加热支柱所需要的功率大体与加热先有技术的 PST 的支柱所需功率相等，所以，由加热轴向对称体需要的功率减少，便可以确定加热器所需功率的下降量。然而，由于加热先有技术的 PST 的轴向对称体所需功率大约等于加热支柱所需要的功率，因此，按照近似计算，在所建议的 PST 上电热器所需功率，与先有技术的 PST 相比，可降低大约 50%。

此外，通过将 TEHS 朝支柱前缘偏移，可以实现减少加热 PST 所需的功率，因为使它处于一个邻近最容易在它上面结冰的前缘的区域。

20 5. 因为在板上用于测量静压的孔相对于 PST 支柱的基底的错开量（不致引入超压修正），由于其有后掠角，与先有技术的 PST 在轴向对称体上的相应的孔相比可以显著减小，所以，如通过预先的设计研究表明的那样，所建议的 PST 板和轴向对称体的重量大体等于先有技术 PST 轴向对称体外壳的重量。其结果是，所建议的 PST 设计重量的减少仅凭借减小在轴向对称体内的加热器的质量发生。重量的这一减小大约为 PST 重量约 15-20%。

30 6. 与先有技术的 PST 相比，在所建议的 PST 上迎角测量精度的增加，是借助于将引出压力以确定迎角的孔设在横截面为气动型面状的支柱上，而不是设在轴向对称体的锥形部分上达到的。从图 27 所示以实验数据为基础得出的斜率（ $\alpha$ ）的函数关系可以看出，在迎角 $\alpha = 0 - 20^\circ$ 范围内孔在气动型面上时得出的导致远大于（ $\approx 5$  倍）将孔设在轴向对称体锥形表面上的先有技术的 PST 得出的导数。在确定迎角时的误差可写为公式 $\delta\alpha = d\alpha/dx_\alpha * \delta p/q$ ，式中  $q$  是动压， $\delta p$  是压差 P35 - P34

的测量误差。因此，当  $M = 0.2$  时在实际压力转换器内  $P = 0.15\text{mm}$  汞柱的误差，在迎角指示范围内迎角的测量误差，在所建议的 PST 中其量为  $0.08^\circ$ ，但对先有技术的 PST 而言为  $0.4^\circ$ 。可见，对于所建议的 PST 而言确定迎角的精度提高了 5 倍。

5        7. 因为在所建议的 PST 上有可能由支柱气动型面的出口段侧面选择基准压力，而且此基准压力是马赫数的单调函数以及不易发生跨音速稳定化现象（比较图 28 中数字 P41/P30 和 P44/P30 的变化特征），所以，如实验所示，有可能在给出的所建议的 PST 方案中提高  $M \approx 1.0$  时静压测量的精度。

10       因此与先有技术的 PST 相比，由计算和设计以及设计研究得出的结果清楚地表明，指出的全部所建议的 PST 的参数和性能的优越性。

      由于通常有若干个这种 PST 装在飞机上，从而导致明显地减轻重量和减小气动阻力以及节省所需的电能。

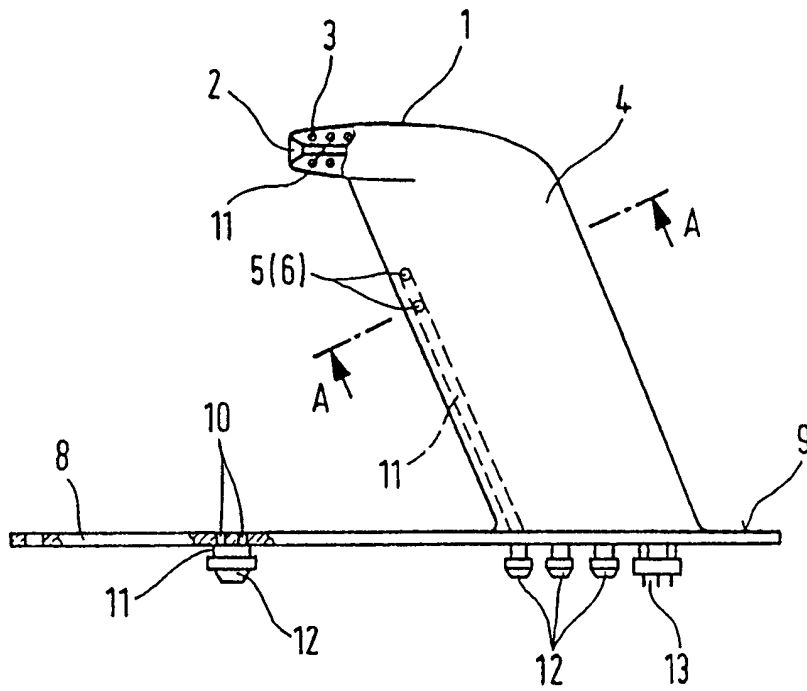


图 1

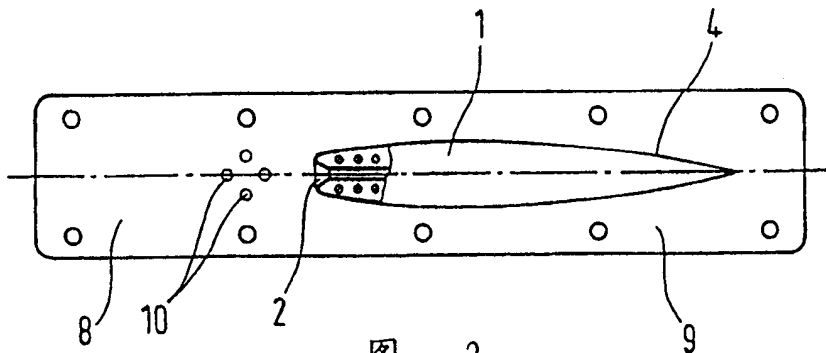


图 2

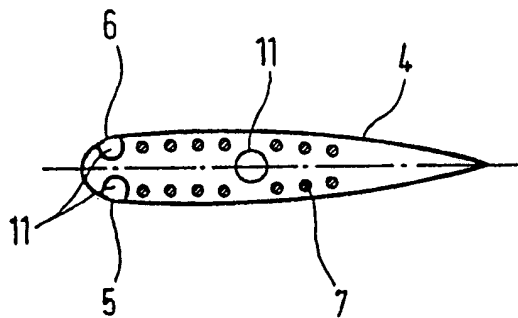


图 3

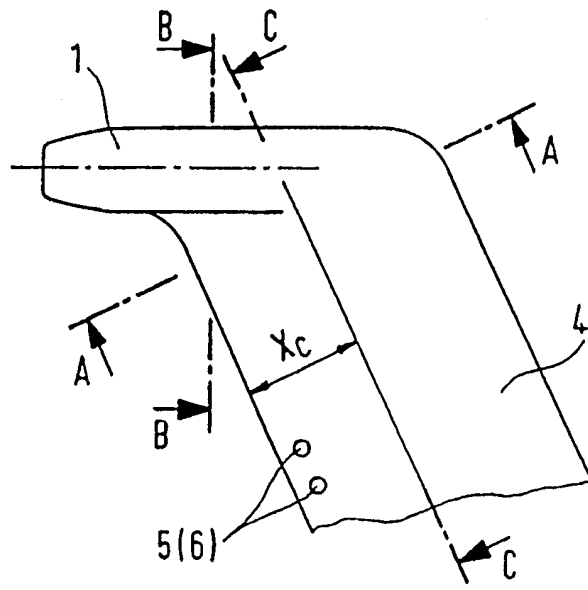


图 4

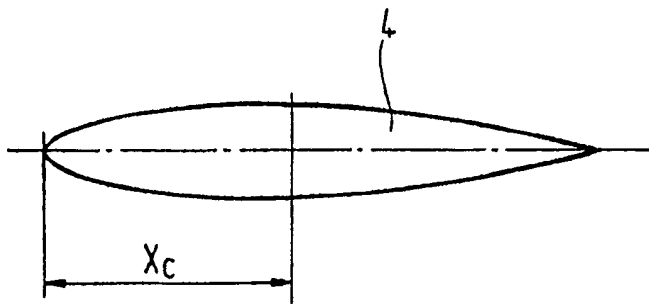


图 5

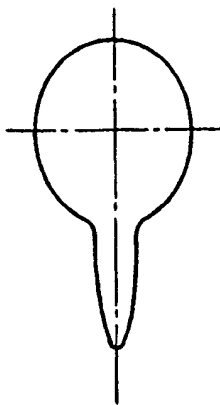


图 6



图 7

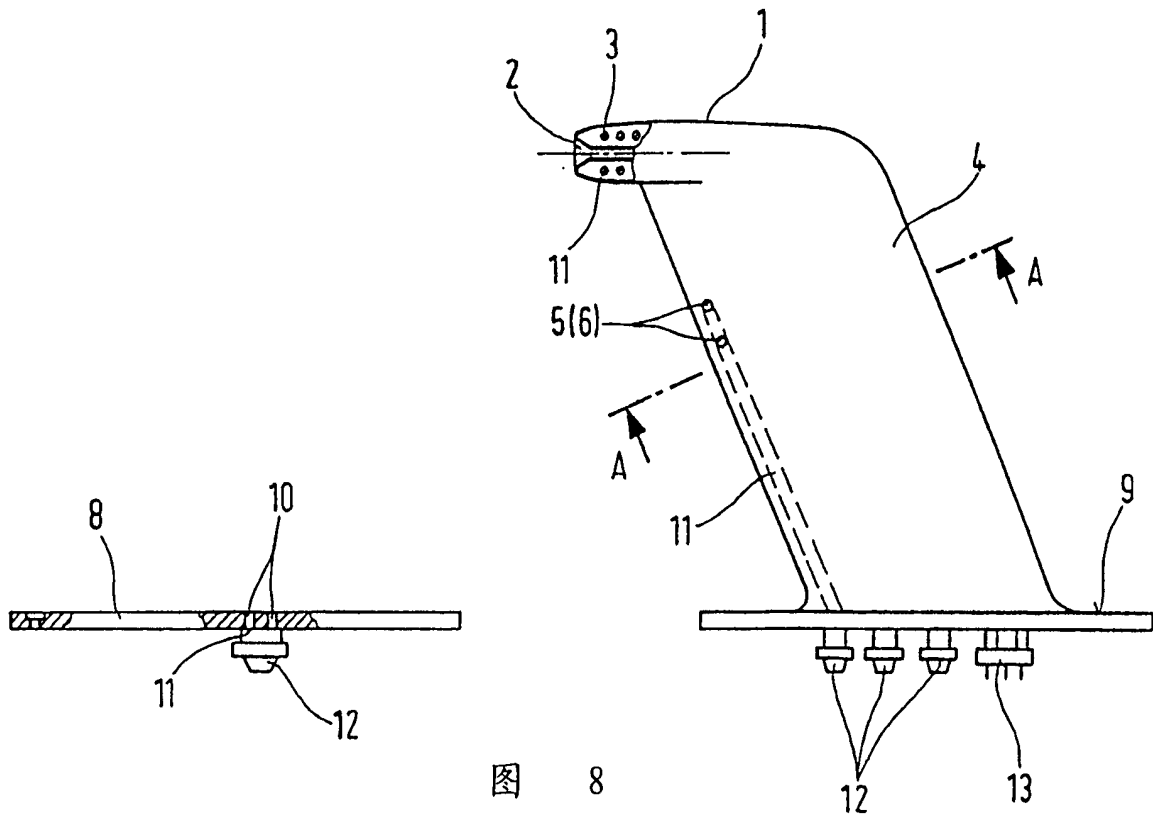


图 8

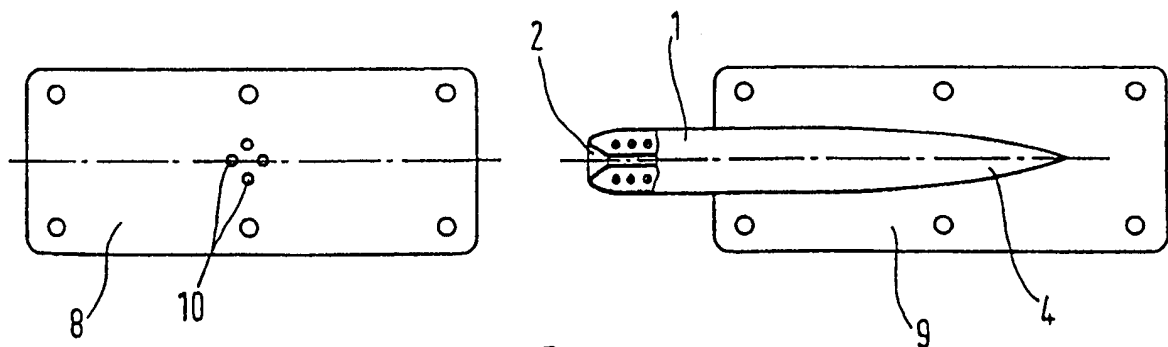


图 9

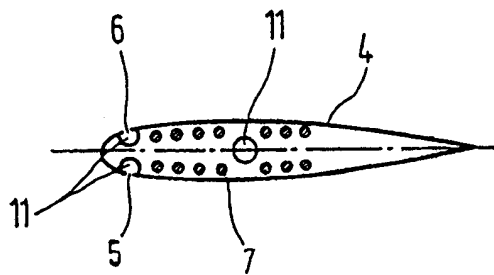


图 10

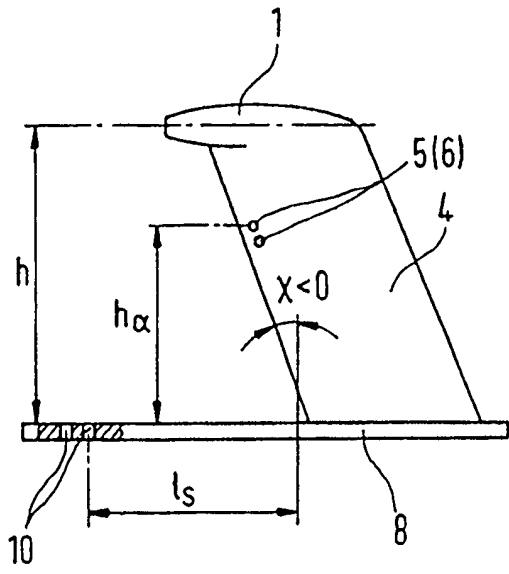


图 11

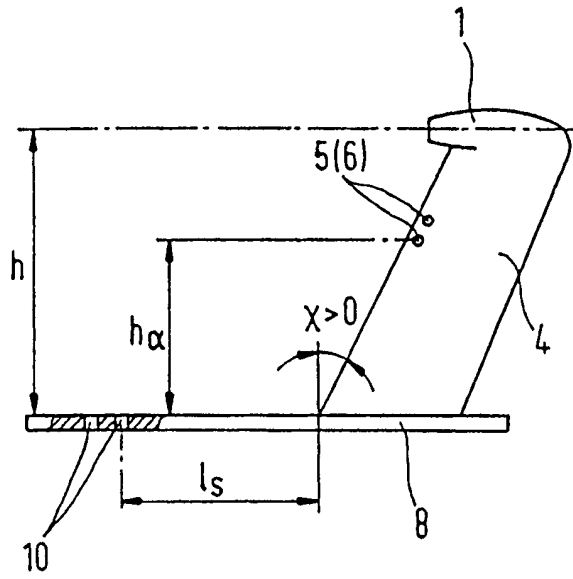


图 12

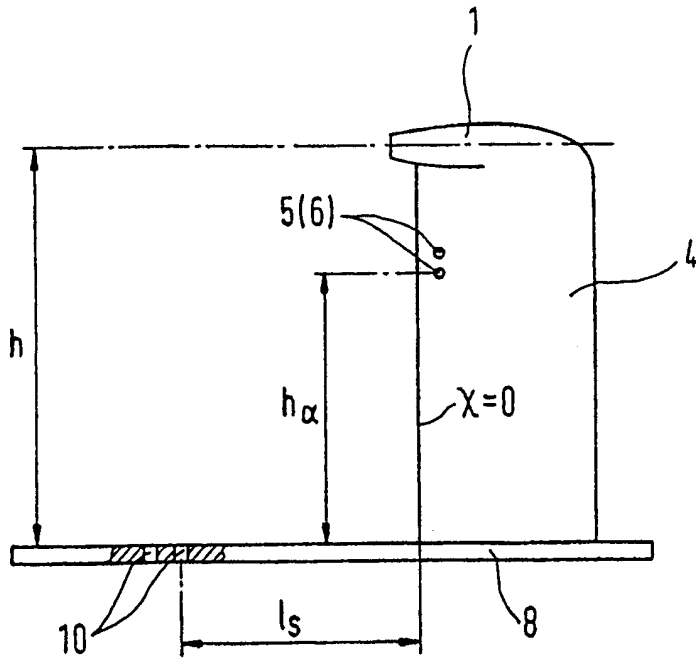


图 13

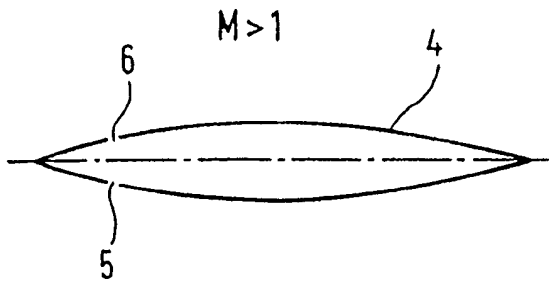


图 14

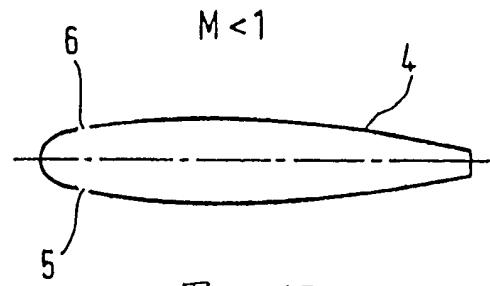


图 17

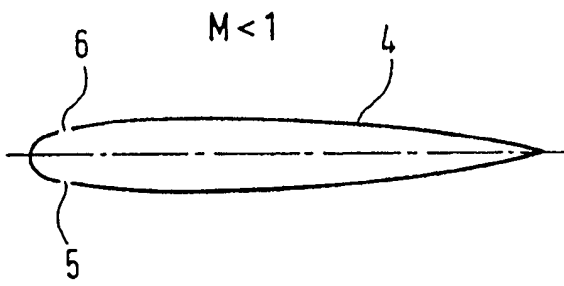


图 15

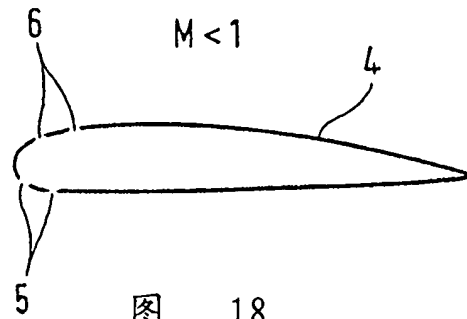


图 18

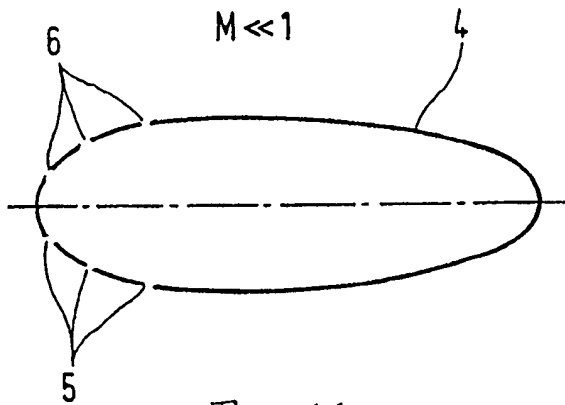


图 16

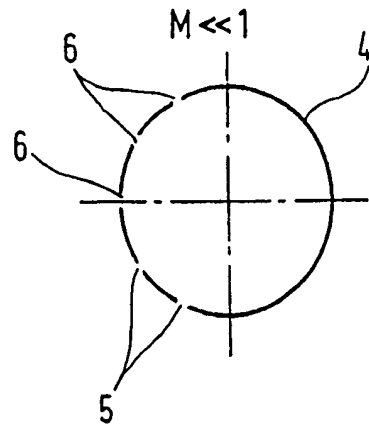
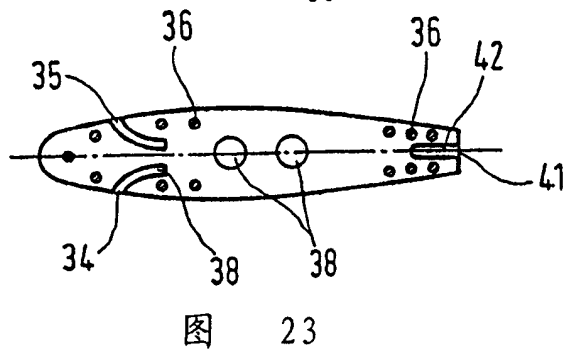
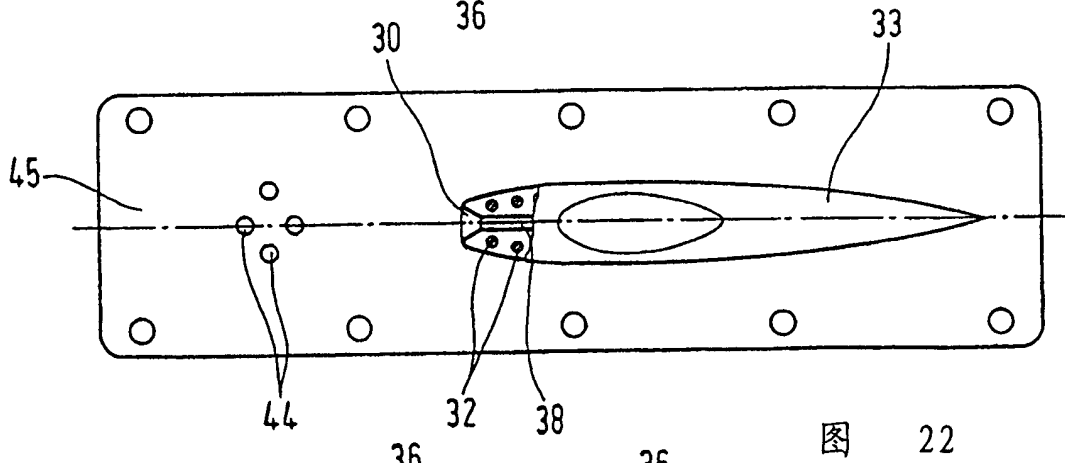
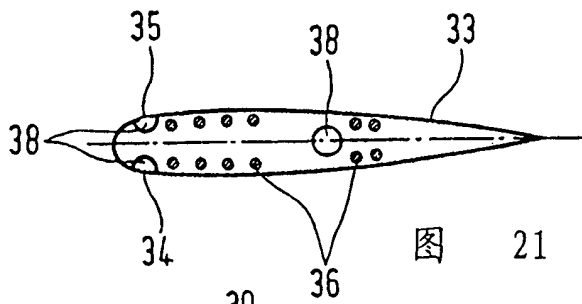
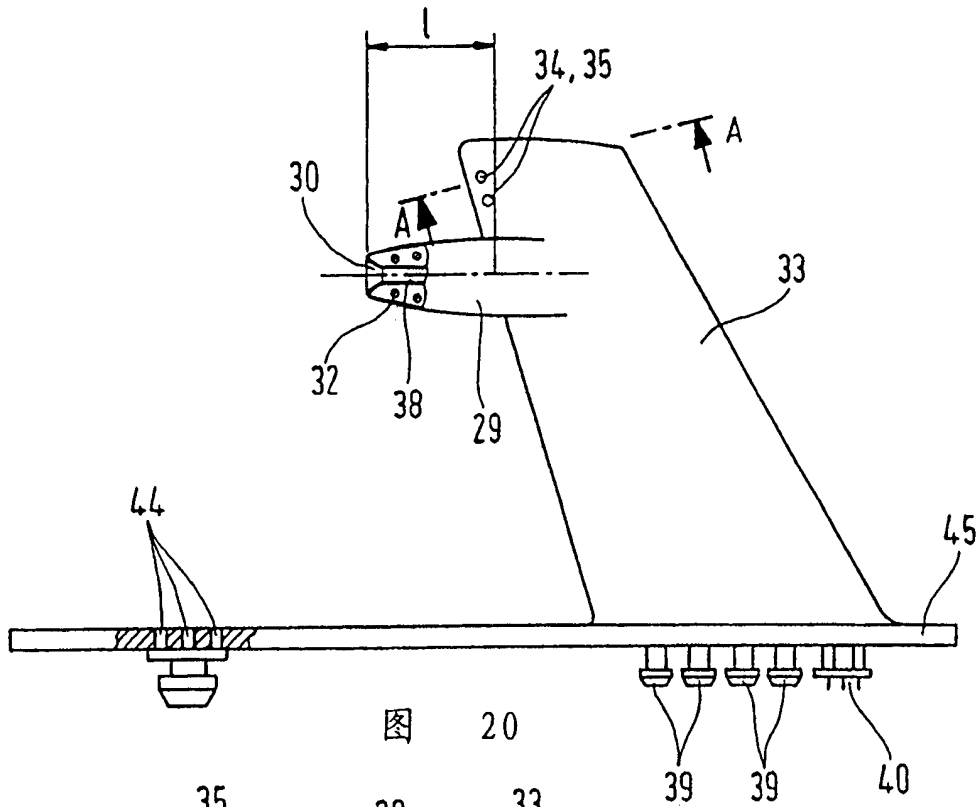


图 19



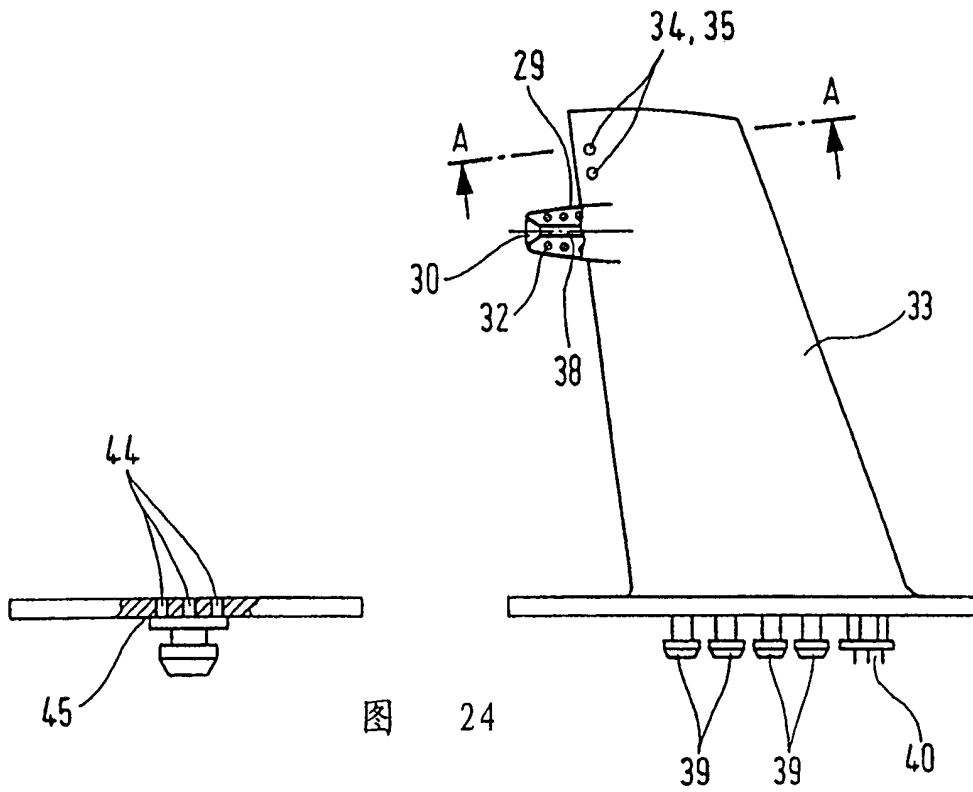


图 24

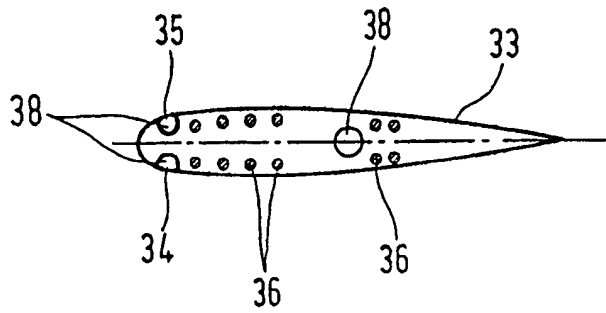


图 25

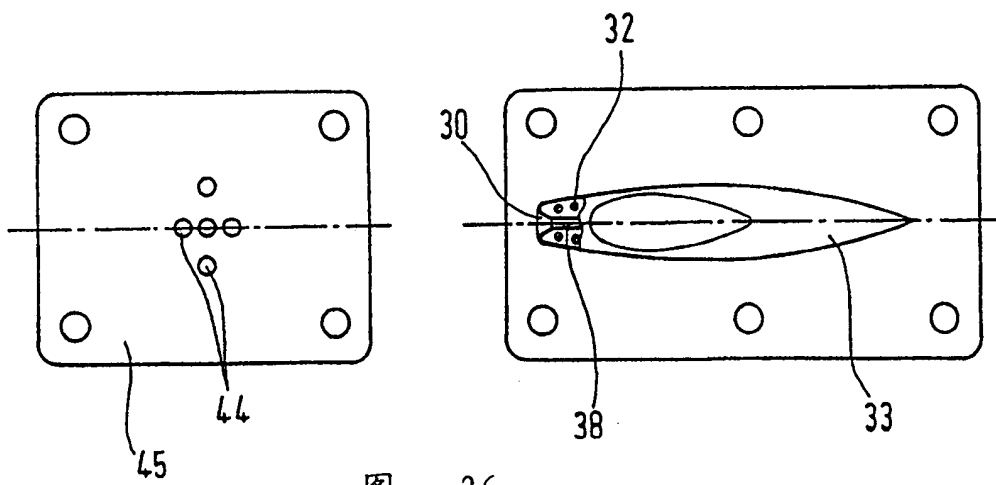


图 26

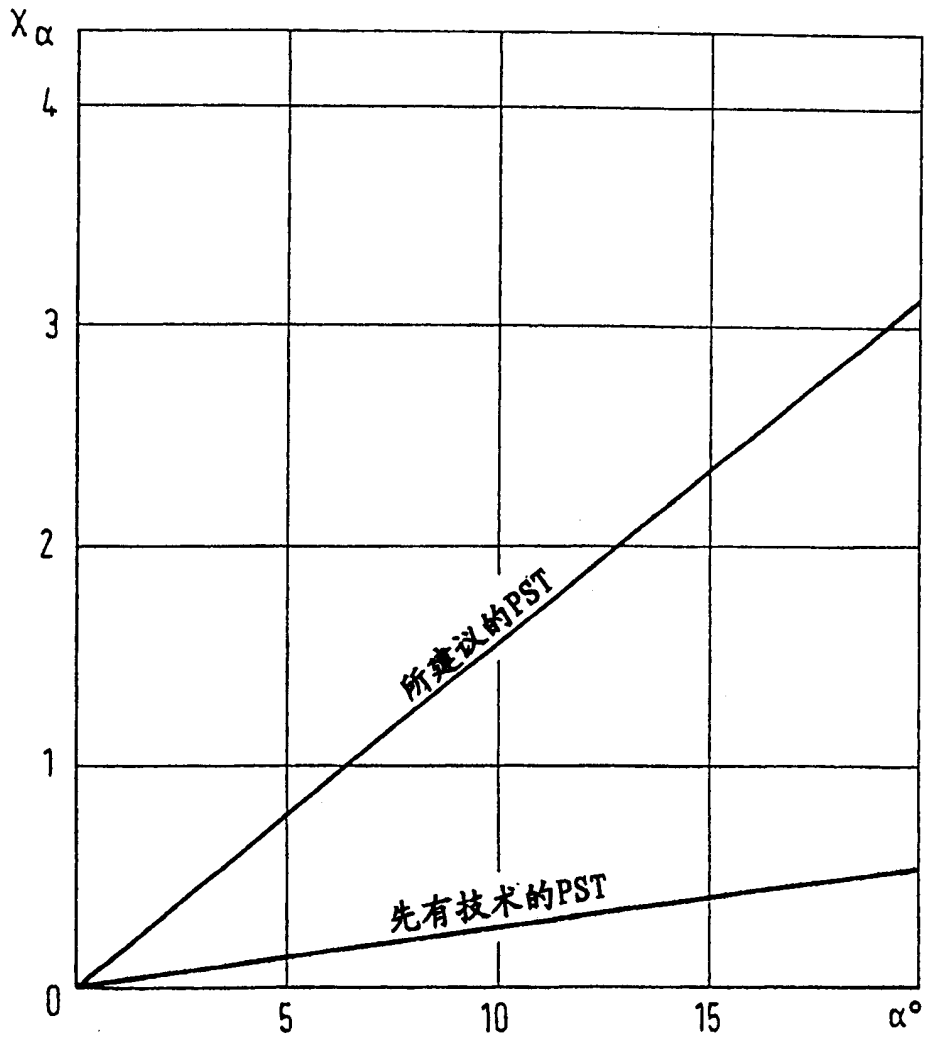


图 27

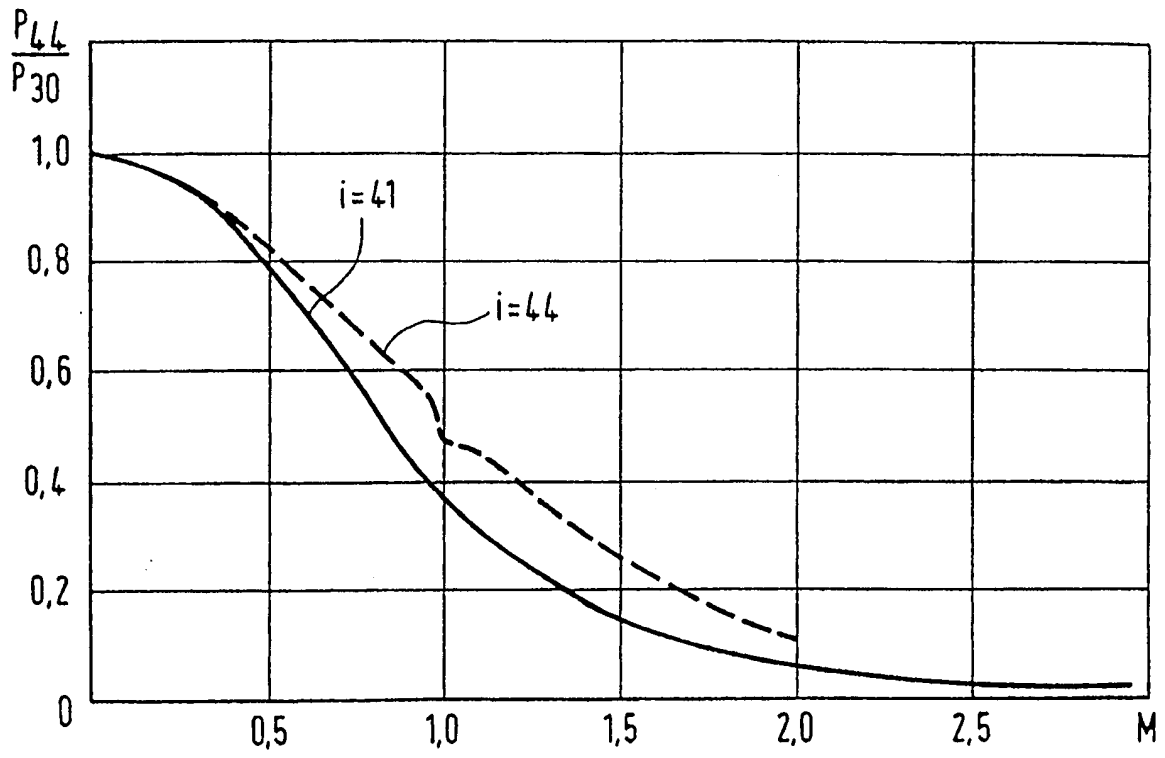


图 28