



# 發明專利說明書

(本說明書格式、順序，請勿任意更動)

## 【發明名稱】(中文/英文)

飛機翼 / Airplane Wing

## 【技術領域】

【0001】本發明係有關於一種飛機及一種用於飛機之機翼。

## 【先前技術】

【0002】飛機係人和貨物以及軍事應用的最重要運輸工具之一，並且對於大多數長途旅行而言，飛機幾乎是沒有任何可供替代者。本發明係有關於在不包括直升機的意義上之飛機，並且本發明係有關於一種在不包括直升機之旋葉的意義上之用於飛機的機翼。具體地，本發明係有關於具有固定的機翼之飛機及這樣的固定機翼本身。

【0003】機動飛機及其機翼之基本功能係藉由推進發動機產生一定的速度，且藉由飛機之機翼在由速度所造成的氣流中產生所需之升力。這種功能係飛機之機翼的空氣動力設計之主題，例如，關於它們的尺寸、剖面等。

【0004】一般都知道在飛機之主機翼(亦即，主要或專門負責升力之那些機翼)的外端處使用所謂的翼尖裝置或小翼。這些小翼應該減少由機翼之上方區域與下方區域間的壓力差所產生之所謂的翼尖渦旋，該壓力差係預期升力的原因。因為機翼具有末端，所以，氣流傾向於補償會導致渦旋的壓力差。此翼尖渦旋降低機翼的上升效果、增加所產生的噪音、增加由於氣流中之耗散所引起的能量損失，且對於緊跟飛機之其它航空器可能不利。所述的小翼可以

說是翼尖渦旋的擋板。

### 【發明內容】

【0005】 本發明之議題係要提供一種具有小翼之改良的機翼及一種改良的各別的飛機。

【0006】 為了解決此問題，本發明係有關於一種用於飛機之機翼，此機翼包括：一外翼端，相對於此機翼之用於安裝至飛機的內側，位於此機翼之相對立側上；至少兩個小翼，位在該外翼端上而連接至此機翼，該等小翼之上游第一小翼在此機翼之飛行方向上係位在該等小翼之下游第二小翼前面，如逆著其飛行方向所見，該第一小翼與該第二小翼係以在  $5^\circ$  至  $35^\circ$  之區間內的相對的雙面角  $\delta_1$ 、 $\delta_2$  相互成傾斜，其中，該第一小翼係相對於該第二小翼向上傾斜，其中，該相對的雙面角被定義為在其根部具有一頂點的等腰三角形之該等小翼的根部處，亦即，在水平方向上兩個小翼之分裂點處、且在垂直方向上該等小翼之前緣的位置之中間，之開口角度，一個頂點在該第一小翼之前緣上，而一個頂點在該第二小翼之前緣上，如在逆著其飛行方向之投影中所見，該三角形具有兩個相等的三角形邊之可變的長度，且該雙面角區間對於沿著該第一小翼及該第二小翼中之較短者的等邊長度之至少 70% 係有效的；以及，係有關於一種具有兩個彼此相對之這樣的機翼之飛機，及有關於一種升級部件之用途，其升級部件包括用以安裝至一架飛機的各別的小翼，以便生產這樣的機翼或飛機。

【0007】 本發明係有關於一種機翼，具有至少兩個小翼，其中，這些小翼固定至此機翼之外翼端。為了避免誤解，「機翼」可以是飛機之(主要)負責所需要的升力的主機翼；然而，它亦可以係

通常亦是大致水平的水平穩定翼。再者，術語「機翼」應該是有關於像起源於飛機之基體且從那裡向外延伸的機翼。在此機翼之外翼端處，至少兩個小翼被固定且進一步(但非必定)朝同一方向延伸。如習知技藝所大部分知道，一個小翼可以相對於機翼傾斜及/或彎曲。然而，較佳地，該等小翼未從外翼端向內延伸。

【0008】本發明者已發現到，逆著飛行方向觀看的兩個小翼之相互的傾角在以電腦流體動力學計算所進行的定量評估方面導致有利的結果。特別地，它已證實使上游第一小翼相對於第二小翼傾斜係有利者，例如，較佳地，使上游第一小翼比第二小翼更向上傾斜。其中，傾角之差異，所謂的雙面角之差異(相對的雙面角)，應該是適中的，亦即，不大於  $35^\circ$ 。另一方面，一定的相對雙面角應該被觀看到，因而不應該小於  $5^\circ$ 。更佳地，相對的雙面角區間之下限(以下面順序)為  $7^\circ$ 、 $9^\circ$ 、 $11^\circ$ 、 $13^\circ$  及  $15^\circ$ ，而更佳地，相對的雙面角區間之上限為  $33^\circ$ 、 $31^\circ$ 、 $29^\circ$ 、 $27^\circ$  及  $25^\circ$ 。因此，最佳值應該是大約  $20^\circ$ 。

【0009】本發明之結果顯示，此相對的雙面角比兩個小翼之絕對的雙面角還重要，這可能是因為，氣流幾何形狀在主機翼之末端處及因而在諸小翼之根部處，具有繞著與飛行方向平行的軸線之一定的旋轉對稱性。這當然只是近似的陳述，但儘管如此，相對的雙面角被視為比絕對的雙面角還重要。

【0010】相對的雙面角在此以平均的意思，亦即，藉由頂點之間的等腰三角形來界定。一個頂點應該在其根部上，而一個各別的頂點則在每一小翼上。更確切地說，其三角形係以逆著飛行方向之投影來界定，並且，至於其水平維度，在其根部上的頂點應該在兩

個小翼之分裂點處，亦即，在垂直觀看的水平維度上，兩個小翼從那個地方分隔開來。至於垂直維度，其根部頂點應該在剛才所述之水平位置的兩個小翼之前緣(最上游邊緣)的位置之中間，或者，如果他們在那裡重合，就在那個位置。因為這個區域係平滑的過渡形狀以避免氣動擾動，所以，可以這麼說，其前邊緣在這個過渡區域(在諸小翼與主機翼端間之所謂的整流部(fairing))中失去了它的識別。因此，諸前緣應該以下列方式來推斷：忽略小翼的展向長度之10%的內部分(將在下面做更詳細界定)，並且，為了其它原因，忽略90%至100%之間的外部分(亦即，具體例所述的可能的圓角化)。剩餘的10%-90%表示可被推斷的適當前緣。假如其前緣不是筆直的，可以使用平均線來推斷。

【0011】 在諸小翼上的頂點應該分別是在它們的前緣上。因此，此三角形之開口角度、即兩個等邊之間的角度係該相對的雙面角。

【0012】 三角形界定包括了在由兩個小翼之較短者所施加的限度內之等邊之可變的長度。就此可變的邊長概念來說，所界定的相對雙面角區間對於邊長的至少70%、更佳為邊長之至少75%、80%、85%或甚至90%係有效的。換句話說，如果諸小翼之一小部分不屬於相對的雙面角區間，則這對本發明並無不利，然而，100%在該區間內當然是最佳情況。

【0013】 可變的邊長概念考量到：該等小翼不需要是筆直的(以逆著飛行方向的視角)，而亦可以例如沿著在具體例中針對第一小翼所示的一個圓形部分完全地或部分地彎曲。該等小翼亦可以是多邊形的(具有有限的角度)或成某種形狀的，以致於，其相對的雙

面角沿著它們的展向長度而變動。再者，即使具有筆直的小翼(逆著飛行方向觀看)，它們的前緣線不一定會合在上面所界定之根部頂點，如此可能造成該相對的雙面角沿著它們的長度有稍微變化。然而，具有筆直的小翼，由三角形概念所界定之相對的雙面角至少剛好大概是逆著飛行方向所可看見的角度。

【0014】機翼及諸多小翼之幾何形狀的上面及所有下面敘述係有關於專家所了解的「飛行中」形狀。換句話說，這些說明及界定係有關於飛行狀態，其中，空氣動力性能照道理應該是且已是相關的，其基本上係在典型飛行高度下的典型飛行速度(相依於距離)。專家熟悉有另一個「型架(jig)形狀」，其照道理應該是機翼及諸多小翼在非飛行狀態中的形狀，亦即，沒有任何空氣動力作用在它們的上面。型架形狀與飛行中形狀間之任何差異係由機翼及諸小翼在空氣動力作用在其上之彈性變形所造成。這些彈性變形之精確性質取決於可能因不同情況而有所不同之機翼及小翼的構造之靜態機械性能。這對機械工程師亦是一種熟悉的概念，並且，可簡單地例如使用標準電腦模擬程式以有限元素計算來計算及預測這樣的變形。

【0015】在本說明書中對型架形狀的引用因而將沒有多大意義，因為空氣動力性能係相關的類別。再者，本發明之機翼及小翼的機械結構可能因不同情況而有所不同，以致於，關於型架形狀如何轉變成飛行中形狀之任何假設將是不實用的。

【0016】另外，術語「水平」及「垂直」係有關於機翼在飛機上的安裝狀態，其中「垂直」係重力方向，而「水平」係與其垂直。

【0017】上述小翼之彼此相對的傾角已證實在兩個態樣間之

權衡方面係有利的。一方面，零或非常小的數量之相對的雙面角導致：下游小翼(在此，第二小翼)受制於被上游(在此，第一)小翼影響之氣流，而且受制於緊接在上游小翼之紊流或甚至擴散氣流，因而抑制了適當且明顯的空氣動力性能，例如，下面所述之升力及/或推力貢獻的產生。相較下，下游小翼可能產生比實際預期更多的阻力，這是升力、推力、渦旋消失等等。

【0018】 另一方面，可以這麼說，太大的相對雙面角使諸小翼彼此「去耦(decouple)」，然而，本發明意欲使用至少兩個小翼的協同效應。具體地，本發明較佳地旨在為了下游小翼以上游小翼來調節氣流。具體地，本發明之一態樣將以正面的義意使用在機翼之尖端渦旋的區域中之傾斜氣流。另一種想法將在具有正推力分量(亦即，與飛機之飛行方向平行之向前分量)之此傾斜氣流中產生氣動「升力」。在此，應該很清楚，「升力」係有關於小翼之氣動翼功能。然而，在此以向上方式最大化或甚至產生升力並不一定是重要的，但是，向前推力分量係感興趣之所在。

【0019】 在這方面，本發明者發現到，「擴大」傾斜氣流係有利的，以便改善其使用。這是有道理的，因為翼尖渦旋係相當集中，以致於可以發現只有氣流方向之大的傾斜角度(相對於飛行方向)相當接近翼尖。因此，依據較佳態樣，本發明提供至少兩個小翼，一個上游小翼用以「擴大」傾斜氣流之區域，而一個下游小翼用以從中產生推力分量。

【0020】 該上游小翼因而係用以藉由將機翼之翼尖渦旋的一部分「移位」至小翼尖端(亦即，向外)，來分裂機翼之翼尖渦旋。因此，導致小翼引起的尖端渦旋(小翼尖端渦旋)與該機翼之「其餘

部分」的漩渦(機翼在飛行方向上的縱深比小翼還深)疊加。

**【0021】** 在這個意義上，上述相對的雙面角區間係有利的。

**【0022】** 較佳地，以各別的翼弦線(在翼形之前緣與最下游點之間的線)表示之諸小翼亦應該繞著與飛行方式垂直(而非平行)之水平軸線旋轉的某種方式來傾斜。旋轉角度被命名為傾角，且在小翼之順時針旋轉(從飛機之左側觀看且反之從飛機之右側觀看)的情況下應該是正的。在這個意義上，第一小翼之從 $-15^\circ$ 至 $-5^\circ$ 的傾角區間係優選的，更佳地，與第二小翼之從 $-10^\circ$ 至 $0^\circ$ 的傾角區間組合。這些區間係有關於該等小翼之根部，並且，其傾角區間係以與沿著小翼之展向長度的位置成線性關係之可變的意義來界定。它從根部至各別的小翼之尖端應該移位了 $+2^\circ$ ，這造成在第一小翼及第二小翼在其各別的尖端處分別有從 $-13^\circ$ 至 $-3^\circ$ 的區間及從 $-8^\circ$ 至 $+2^\circ$ 的區間。這並不一定意味著：某一個實施的實際傾角必須扭曲，扭曲在意義上表示可變的傾角。一個實際的實施亦可以是在沒有任何扭曲情況下所界定之區間內。然而，因為本發明者考量到，氣流變化相依於距該等小翼之根部的距離，所以，在此意義上的區間界定的適度相依性係適當的(換句話說，區間的中心及其邊界被「扭曲」)。

**【0023】** 如上述，在各別的小翼之翼弦線與機翼(主機翼)之翼弦線之間界定其傾角。後者的翼弦線係在接近機翼分裂成諸多小翼所處(換句話說，在該等小翼進一步向外時分開所處)的位置(在與飛行方向垂直的水方方向上)。因為，在其分裂位置處，主機翼亦可能已有些變形(就整流部而言)，以便提供至諸小翼的平滑過渡，所以，翼弦線係在更向內一點點處，亦即，在主机翼之展向長度的進一步向內 10%處。反之，同樣可適用於小翼，以致於，翼弦線係在

其分裂位置進一步向外 10%處。

【0024】 第一小翼的傾角區間之更優選的下限在其根部處為  $-14^\circ$ 、 $-13^\circ$ 、 $-12^\circ$  及  $-11^\circ$ ，且在其尖端處為這些數值加上  $+2^\circ$ ，而更優選的上限在第一小翼之根部處為  $-6^\circ$ 、 $-7^\circ$ 、 $-8^\circ$  及  $-9^\circ$ ，此外，在其尖端處為多加  $+2^\circ$ 。類似地，第二小翼之更優選的下限在其根部處為  $-9^\circ$ 、 $-8^\circ$ 、 $-7^\circ$ 、 $-6^\circ$ ，而更優選的上限則為  $-1^\circ$ 、 $-2^\circ$ 、 $-3^\circ$ 、 $-4^\circ$ ，此外，在其尖端處多加  $+2^\circ$ 。

【0025】 再者，所界定的角度區間對於各別的小翼之展向長度至少 70%(更佳地，至少 75%、80%、85%及甚至 90%)應該是有效的。換句話說，不符合這些準則的諸小翼之小部分為非本質所在。

【0026】 關於第一小翼之傾角，有利的是使用所界定的區間，以便最小化其阻力，且在第一小翼之下游不會產生太多的下洗流。太多的下洗流會阻礙因已描述的渦旋而以氣流之傾角為基礎的第二小翼之功能。對第二小翼所給定之區間已證實在最佳推力貢獻方面係有利的。在許多的情況下，從所給定的區間亦可以看出，第一小翼之實際傾角將小於第二小翼之實際傾角，因為，在第一小翼之下游的氣流已被改變了。在任何情況下的界定區間及在多數情況下第一小翼相較於第二小翼之有些小的傾角，係所實施之電腦流體動態模擬之一般結果。

【0027】 較佳地，本發明亦包括了在第二小翼之下游的第三小翼，以及更佳地，本發明受限於這三個小翼(每個機翼)。

【0028】 更佳地，第三小翼符合了具有相同於第一小翼與第二小翼間之相對的雙面角的更優選下限及上限(亦即，從  $5^\circ$  至  $35^\circ$ )的相對於第二小翼的相對雙面角區間(但獨立地被揭露)。此雙面角差

值被了解為第二小翼係相對於第三小翼傾斜(較佳地，更向上)。相對的雙面角之界定係相似於上面所說明，但是在此當然係有關於第二與第三小翼。

【0029】如同關於第一小翼與第二小翼間之關係及它們的相對雙面角所述，同樣這裡在第二小翼與第三小翼間之回溯關係中，將第三小翼直接放置在上游第二小翼「後面」係不利的，而且，在空氣動力的意義上使它們去耦亦是不利的。取而代之，藉由在所給定之區間內的相對雙面角，第三小翼將再次處於可在第一小翼及第二小翼之下游產生協同效應(具體地，如本發明所優選，再次產生推力貢獻)的位置。

【0030】更優選的是，如上面對於第一小翼及第二小翼所述(包括關於翼弦線之界定的說明)，第三小翼亦以類似方式受制於傾角之限制。在此，對於第三小翼，區間在根部處應該是從 $-7^{\circ}$ 至 $+3^{\circ}$ ，另外，在尖端處是多加 $+2^{\circ}$ ，且應該是其間的線性插值。在根部處之第三小翼的傾角區間之更優選的下限為 $-6^{\circ}$ 、 $-5^{\circ}$ 、 $-4^{\circ}$ 、 $-3^{\circ}$ ，更優選的上限為 $+2^{\circ}$ 、 $+1^{\circ}$ 、 $0^{\circ}$ 、 $-1^{\circ}$ ，且在尖端處為多加 $+2^{\circ}$ 。再者，相對的雙面角及傾角之區間對於第二小翼及第三小翼中之較短者之較佳的至少 70%、且對於第三小翼之展向長度係有效的。另外，更優選的限度為至少 75%、80%、85%、90%。

【0031】第三小翼之傾角的上述選擇功能相似於第二小翼之傾角的選擇功能，亦即，第三小翼所遭遇的氣流已經被兩個上游小翼改變，並且，第三小翼意在其中產生推力貢獻，同時產生整個系統的最小化阻力。

【0032】在另一較佳實施中，兩個或三個小翼之所謂的後掠角

相對於主機翼之後掠角分別係在 $-5^{\circ}$ 至 $35^{\circ}$ 之區間內(正值表示「向後」)。換句話說，諸小翼可以像飛機機翼一樣以箭頭狀方式向後傾斜，較佳地，與主機翼一樣或甚至傾斜更多。其中，所有三個小翼的後掠角不必是相同的。更優選的下限為 $-4^{\circ}$ 、 $-3^{\circ}$ 、 $-2^{\circ}$ 、 $-1^{\circ}$ ，而更優選的上限為 $30^{\circ}$ 、 $25^{\circ}$ 、 $20^{\circ}$ 、 $15^{\circ}$ 。如剛才所述，後掠角係有關於各別的小翼之前緣相對於與飛行方向垂直的水平線之傾角。這個可以在小翼的虛構水平位置中來界定(其雙面角及傾角為零且在任何彎曲之展開狀態中)。或者，後掠角可以藉由以在本申請案中的其它地方所界定的展向長度  $b$  取代小翼在與飛行方向(如垂直看到的)垂直之水平方向上的實際延伸部分來界定。

**【0033】** 假如前緣不是線性的，後掠角則與關於在諸小翼之各別的翼展的 20%至 80%範圍內的非線性前緣之平均線有關。此有限的翼展範圍考量到：其前緣可能因在外端的圓角(例如在具體例中)及因在內端之所謂的整流部上之過渡而變形。因為後掠角對這樣的影響非常敏感，所以 20%取代 10%成為在邊界處的「截止(cut-off)」。

**【0034】** 至於參考，應該考量到主機翼之前緣、它的翼展之 50%至 90%的範圍及在此範圍內之平均線。這是因為，0%的展向位置通常係有關於其基體的中間，因而不在主機翼本身內，以及，在從基體至主機翼之過渡上具有一個所謂的機腹整流部，該過渡不僅係建構一個適當翼形，且對該翼形來說更是一個過渡。更進一步，不管怎樣，諸小翼之後掠角適合於諸主機翼之外部。

**【0035】** 所完成的模擬已顯示出：結果可藉由諸小翼之有些增加的後掠角來最佳化，但這個角度不應該被誇大。因為後掠角與航空器之通常速度範圍有關，所以，從主機翼之後掠角開始係一個務

實且技術上有意義的參考。

【0036】關於它們的「極性(polarity)」，換句話說，關於一下游小翼相對於一上游小翼向上或向下傾斜，已刻意公開上面關於相對的雙面角的說明。事實上，本發明者已發現到，空氣動力性能在這方面係相當不敏感的。然而，較佳的是，上游第一小翼比第二小翼更向上傾斜(在有或沒有第三小翼的情況下)。進一步且獨立地較佳的是，如果有的話，第三小翼比第二小翼更向下傾斜。至目前為止所達成的最佳結果，係以在具體例中所示之概念為基礎。

【0037】雖然上面已說明，在第一小翼與第二小翼之間(亦在第二小翼與第三小翼之間)的相對的雙面角比該等小翼之各別的雙面角的絕對值還重要，但是後者亦是較佳的選擇。對於第一小翼，各別的雙面角區間係從 $-45^{\circ}$ 至 $-15^{\circ}$ ，更佳的下限為 $-43^{\circ}$ 、 $-41^{\circ}$ 、 $-39^{\circ}$ 、 $-37^{\circ}$ 及 $-35^{\circ}$ ，而更佳的上限為 $-17^{\circ}$ 、 $-19^{\circ}$ 、 $-21^{\circ}$ 、 $-23^{\circ}$ 及 $-25^{\circ}$ 。

【0038】對於第二小翼，所有的這些數值被移位了 $+20^{\circ}$ ，包括該等更佳的限度。如有的話，同樣可適用於與第二小翼相關之第三小翼。並且，這些角度區間對於其小翼之各別的展向長度的至少70%、較佳地至少75%、80%、85%或甚至90%係有效的。

【0039】為清楚起見：上述相對的雙面角之限度在這種情況下係適用的。如果例如第一小翼之雙面角被選為 $-35^{\circ}$ ，則第二小翼之雙面角的區間將自動地被限制為不大於 $0^{\circ}$ 。該等相對的雙面角界定因而係主導的。再者，絕對的雙面角係以相似於相對的雙面角的方式來界定，其不同之處在於：等腰三角形之等邊中之一者係水平的，而非在諸小翼中之一者的前緣上。

【0040】已發現到，雙面角之太低的絕對值(例如，低於 $-45^{\circ}$ )

及因而使小翼多少有些向上定向可能是不利的，因為，更難在主機翼之外端與小翼之間提供適當且平滑的過渡(整流部)。另外，數值模擬未顯示這樣非常低的雙面角有任何優點。另一方面，非常大的數值，亦即，小翼例如以具有大於  $25^\circ$  之雙面角指向下很多，可能會有減少離地高度之不利影響。當然，對非常低的數值所描述之影響，對於非常大的數值來說亦同樣存在，但是，從  $-45^\circ$  與  $+25^\circ$  之邊界之間的差距可看出，離地高度通常是主導面(然而，存在例外，例如，所謂的高翼(high-wing)飛機在離地高度方面較不敏感)。因此，從這些限度中之一者至另一者的雙面角通常係較佳的，並且，在上述針對該第一小翼、該第二小翼及該第三小翼所界定之區間中，甚至是更佳的。

【0041】 至於諸小翼之各別的長度及展向方向，機翼(主機翼)的展向長度之一定的比例係較佳的，亦即，對於第一小翼為從 2% 至 10%，對於第二小翼為從 4%至 14%，以及，如果有的話，對於第三小翼為從 3%至 11%。第一小翼之各別的較佳下限為 2.5%、3.0%、3.5%、4.0%、4.5%、5.0%。第一小翼之各別較佳的上限為 9.5%、9.0%、8.5%、8.0%、7.5%、7.0%。對於第二小翼，更佳的下限為 5.0%、6.0%、6.5%、7.0%、7.5%、8.0%，以及，更佳的上限為 13%、12%、11.5%、11.0%、10.5%、10.0%。最後，第三小翼之更佳的下限為 3.5%、4.0%、4.5%、5.0%、5.5%、6.0%，以及，更佳的上限為 10.5%、10.0%、9.5%、9.0%、8.5%及 8.0%。

【0042】 展向長度在此被界定為從諸小翼之根部(亦即，在小翼與鄰近小翼之分開處，而在第二小翼位於第一小翼與第三小翼之間的情況下，係其最內的分開處)至它們在與飛行方向垂直的方向

上且在傾角及雙面角為零的假設下(亦即，小翼係處於水平位置)之外端的距離。在小翼之非線性形狀(例如，像在具體例中之第一小翼的彎曲部分)的情況下，展向長度係有關於一種虛構的直線形狀(「展開」狀態)，因為，這樣的彎曲係雙面傾斜的替代。更確切地說，它係有關於與飛行方向垂直的投影平面，且在其中，就所投影的小翼之上限與下限線之間的中間線方面來說，它係有關於機翼的長度。對於主機翼，維持相同的界定，但是從其基體的中間開始(一半翼展的意思)。測量主機翼之長度，一直到分開成諸多小翼；它不是包括該等小翼之整個機翼的長度。

**【0043】** 至於該等小翼之上述的相對長度區間，這些尺寸已證實就對諸小翼之功能的本質之主機翼的尖端渦旋之典型尺寸方面來說係實用且有效的。太小(太短)的小翼無法善用全部的機會，而太大的小翼以它們的各別的小翼尖端進入主機翼之尖端渦旋已太弱的區域中，以致於無法利用傾斜氣流於諸小翼(特別是第二及第三小翼)之整個長度，並且，作為本發明之特別較佳概念的上述擴大效應，將更可能產生兩個分開的渦旋場，而不是兩個疊加的渦旋場。

**【0044】** 再者，在諸小翼之展向長度之間具有較佳關係，亦即，第二小翼較佳地具有第一小翼之 105%至 180%的長度。同樣地，較佳的是，第三小翼的長度係第二小翼的 60%至 120%。其中，第一區間之更佳的下限係 110%、115%、120%、125%、130%、135%及 140%，而更佳的上限係 175%、170%、165%及 160%。第二區域之更佳的下限係 65%、70%及 75%，而更佳的上限係 115%、110%、105%、100%、95%及 90%。

【0045】 在更普遍的意義上，較佳的是，第二小翼至少與第三小翼一樣長(展向)，較佳地，比第三小翼還長，以及，第三小翼(及因而第二小翼亦)至少與第一小翼一樣長，較佳地，比第一小翼還長。這基本上係起因於下面事實：第二小翼應該充分利用由第一小翼所擴大的擴大傾斜氣流區域，以便產生最大效果，以及，第三小翼應該再次產生類似或相似效果，但是將無法這樣作，因為能量已被從氣流取出。因此，應該限制尺寸，以便不會產生太大的阻力。

【0046】 更進一步，諸小翼之展弦比較佳地是在 3 至 7 的區間中，其中，更佳的下限係 3.5 及 4.5，而更佳的上限係 6.5、6.0 及 5.5。作為在此的任何定量限制，這係各別地有關於每個小翼，且有關於兩個小翼之具體例，其中，在翼弦方向上具有比較多的空間。對於三個小翼的具體例，展弦比可能有點高，且較佳地係在 4 至 9 的區間中，其中，較佳的下限係 4.5 及 5.0，及更佳的上限係 8.5、8.0 及 7.5。這再次係各別地有關於每個小翼。

【0047】 雖然較高的展弦比在空氣動力的意義上係更有效率的，但是它們具有較小的面積，因而產生較小的力(因而產生小的推力)。換句話說，在已述長度限度內，相當的小翼面積係較佳的。另一方面，太低的展弦比會增加阻力，且最後會以增加的阻力減少有效推力而降低效率。總而言之，CFD 模擬反覆地顯示大約 5 的最佳數值。

【0048】 展弦比被定義為以翼弦線長度(亦即，為平均值)除機翼之兩倍展向長度(亦即，在主機翼之情況下，飛機的整個翼展)，同樣地，除小翼之兩倍展向長度。準確地，當估算翼弦線長度時，在本申請案中用以截止展向長度之外 10%的定義在此亦是有效

的，以排除整流部結果及/或小翼之圓角化的影響。

【0049】本發明之較佳實施的小翼可以具有一定的根部翼弦長度。其數值係針對兩種情況(亦即，正好兩個小翼的情況及正好三個小翼的情況)來界定。對於兩個小翼，第一小翼的根部翼弦長度可以在主機翼之分裂成該等小翼附近的翼弦長度(不在該主機翼之根部)之 25%至 45%的區間中。

【0050】在此情況下，對於第二小翼，各別的較佳區間係 40%至 60%。第一小翼之更佳的下限係 27%、29%、31%，以及，第二小翼之更佳的下限係 42%、44%、46%；第一小翼之更佳的上限係 43%、41%、39%，以及，第二小翼之更佳的上限係 58%、56%、54%。

【0051】在正好三個小翼之情況下，第一小翼具有主機翼之分裂部附近的翼弦長度之 15%至 35%的較佳區間，第二小翼具有 25%至 45%，以及，第三小翼具有 15%至 35%。第一小翼之更佳的下限係 17%、19%、21%，第二小翼之更佳的下限係 27%、29%、31%，以及，第三小翼之更佳的下限係 17%、19%、21%。第一小翼之更佳的上限係 33%、31%、29%，第二小翼之更佳的上限係 43%、41%、39%，以及，第三小翼之更佳的上限係 33%、31%、29%。該等小翼之各別的尖端翼弦長度較佳地係在其各別的根部翼弦長度之 40%至 100%的區間中，其中，更佳的下限係 45%、50%、55%、60%，而更佳的上限係 95%、90%、85%、80%。

【0052】通常，這些翼弦長度考量了可用的總長度、諸小翼之間的有利尺寸分佈及其期望的展弦比。再者，期望在飛行方向上諸小翼之間的某個分段距離能進行氣流之最佳化。從上述各別的翼弦長度之區間的中心可以看出，甚至在該等小翼的根部附近，可用長

度之 5%至 25% (較佳地至少 10%，較佳地至多 20%)的長度可大致整個地使用於此距離。此意味著，該等小翼的各別的翼弦長度較佳地不可加起來達到 100%。

【0053】更進一步，專家可清楚知道，一些整流部(像在基體與主機翼之間的過渡處之所謂的機腹整流部)使用於主機翼的末端與諸小翼的根部之間的過渡區域中。因此，認為在主機翼之末端的翼弦長度亦起源於從分裂成諸多小翼起向內 10%距離(相對於根據主機翼之一半翼展的長度)處，明確是在此過渡區域之外。以相同方式，認為諸小翼之根部翼弦長度起源於從分裂成該等小翼起向外 10%位置處，妥善地位於該等小翼的適當翼形形狀內。同樣可適用於翼弦線相對於例如攻角的位置。

【0054】更進一步，如下面所述之具體例中，在一些機翼及小翼中，使外前角圓角化。此圓角化可以藉由在小翼之最外部分中的翼弦長度之大幅減少來完成，但是不被認為是在相對於小翼根部之小翼尖端處的相對翼弦長度的上述特徵之一部分。因此，在此提及，小翼的長度在其尖端向內 10%處之小翼的翼弦長度。

【0055】如先前所述，本發明較佳地使用於同一架飛機之彼此相對的兩個機翼。具體地，在兩側之本發明的兩個各別的機翼及小翼相對於在飛機之基體中的中心垂直平面可以是反對稱的。在這個意義上，本發明亦是有關於整個飛機。

【0056】飛機的較佳類型係所謂的運輸類飛機，其具有一定的尺寸且應該用於相當距離之大量旅客及貨物的運輸。在此，本發明之經濟優勢係最令人滿意的。本發明係有關於亞音速飛機，但是亦有關於超音速飛機，其中特別在主機翼上方及亦可能在小翼上方局

部地發生超音速狀況。本發明亦有關於在超音速區域中具有長距離飛行速度之超音速飛機。

【0057】再者，亦有鑑於用以升級現有的飛機之升級部分，構想出本發明。為了經濟原因，較佳的是，可以在一個傳統機翼(或兩個相對機翼)上加入包括至少兩個小翼之這樣的升級部分，而不是改變整個機翼或小翼。這是特別合理的，因為本發明之主要優點無法增加可能超出現有機械結構的限制之機翼的升力。更確切地說，本發明較佳地致力於實質推力貢獻，以改善效率及/或速度。因此，本發明亦有關於這樣的升級部分及其用途，以便根據本發明升級飛機或機翼。

【0058】在兩種情況下，關於整個飛機及關於現有飛機的升級，飛機的第一模擬選擇一直是空中巴士型 A320。在此，傳統機翼的向外部分(所謂的翼刀(fence)) 可以被拆卸，且以本發明之具有兩個或三個小翼的結構來取代。

【0059】在下文將參考下面示例性具體例來進一步詳細說明本發明，該等具體例無意限制請求項之範圍，但僅用於說明目的。

### 【圖式簡單說明】

#### 【0060】

圖 1 顯示包括六個示意繪製的小翼之本發明的飛機之平面圖。

圖 2 係用以說明以一個小翼產生推力之示意圖。

圖 3a 及 3b 係在尖端渦流中之氣流速度分佈的示意圖。

圖 4 係本發明之機翼的示意立體圖。

圖 5 係包括兩個小翼之本發明的翼尖之示意前視圖。

圖 6 係顯示關於圖 5 之傾斜角對距離的相依性之兩條曲線的曲

線圖。

圖 7 係用以說明一具體例之兩個小翼的 $\gamma$ (gamma)角之示意側視圖。

圖 8 係用以說明 $\delta$ (delta)角之相同小翼之前視圖。

圖 9 係空中巴士 A320 主機翼之平面圖。

圖 10 係該機翼之前視圖。

圖 11 係該機翼之側視圖。

圖 12 係說明用於具體例中之模擬的參考線之側視圖。

圖 13 係說明相同參考線之上視圖。

圖 14 至 17 係說明具體例中之各種模擬的從主機翼尖端算起之不同距離處的 $\beta$ (beta)角之曲線圖。

圖 18 係本發明之一具體例的三個小翼之前視圖，其顯示它們的雙面角。

圖 19 係用以說明一相對的雙面角之兩個小翼的另一前視圖。

圖 20 係用以說明第一小翼之彎曲的示意圖。

圖 21 係用以說明傾斜角度之一個主機翼及三個小翼的剖面之側視圖。

圖 22 組合用以說明一個小翼之後掠角的前視圖與上視圖。

圖 23 係用以說明其形狀的在一個平面上的三個小翼之上視圖。

圖 24 係本發明之整架飛機的立體圖。

圖 25 係在飛機之一個主機翼尖端處的三個小翼之上視圖。

圖 26 係圖 25 之三個小翼的側視圖。

圖 27 係其三個小翼之前視圖。

## 【實施方式】

【0061】圖 1 係具有兩個主機翼 2 及 3 和兩個水平穩定翼 4 及 5 以及一個垂直尾翼 6 和一個機身或基體 7 之飛機 1 的平面圖。圖 1 應該表示一架具有四個推進發動機(在此未顯示)之空中巴士 A320。然而，在圖 1 中，主機翼 2 及 3 之每一者分別具有三個小翼 8、9、10。共用元件符號之兩個各別的小翼以類似方式彼此成鏡像對稱，因為，兩個主機翼 2 及 3 和基體 7 相對於通過基體之縱軸的垂直平面(垂直於繪圖平面)係鏡像對稱的。

【0062】再者，顯示與飛行方向相反及因而與主氣流方向相同之  $x$  軸及與其垂直之水平  $y$  軸。 $z$  軸係垂直且向上的。

【0063】圖 2 係主機翼 2 之翼形或剖面(在圖 2 中，對稱的標準機翼翼形，而在 A320 之情況下，不對稱翼形)及僅用於說明用之示例性小翼 W 的翼形(例如，用於穿音速飛行狀態之 NACA 2412 標準不對稱機翼翼形或 RAE 5214 不對稱機翼翼形)之示意側視圖。

【0064】水平實線係已提及的  $x$  軸。鏈線 13 對應於主機翼 2 之翼弦線(連接剖面之最前點與終點)，其間的角度  $\alpha$ (alpha)係主機翼之攻角。

【0065】另外，顯示小翼 W(其示意性地表示小翼 8、9、10 中之一者)之剖面的底線 14，以及此底線 14 與主機翼剖面之底線之間的角度為  $\gamma$ (所謂的傾角)。關於沿著機翼及小翼之各別的翼展的翼弦線之界定位置，參考以前說明過的內容。

【0066】圖 3a 及 3b 說明在飛行期間存在於任何一個翼尖的尖端渦旋。右側的箭頭場在繪製平面上表示關於方向及大小(箭頭長度)之氣流速度的分量。圖 3a 顯示  $x=2.5\text{m}$  之點( $x=0$  對應於翼尖之前端)及圖 3b 係有關於  $x=3.4\text{m}$  之下游位置。可以看出，尖端渦旋

「隨著  $x$  之增加而逐漸形成」，以及，渦旋完全集中在翼尖周圍且隨著距翼尖之距離的增加而快速消失。這個陳述幾乎涉及從翼尖開始的任何方向，不具有定性差異，但具有小的定量差異。

【0067】再者，圖 3a 及 3b 說明翼尖渦旋主要將一些向上分量與下區域中之一些向外分量及上區域中之一些向內分量一起添加至氣流速度。記住這一點，可了解到，圖 2 顯示相對於飛行方向  $x$  具有一個角度  $\beta$  之局部氣流方向。此局部氣流方向(與圖 2 之繪製平面垂直的被忽略之分量)衝擊象徵性的小翼  $W$ ，且造成如箭頭所示之升力  $L_n$ 。此升力被定義成與流動方向垂直。它可以被視為垂直向上分量與正推力分量  $F_{x_n,L}$  的疊加。

【0068】大部分同樣適用於小翼  $W$  之阻力  $D_n$ 。阻力具有負推力分量，亦即， $F_{x_n,D}$ 。在本說明書中較早提及的小翼  $W$  的推力貢獻因而是它們的差，亦即， $F_{x_n}=F_{x_n,L}-F_{x_n,D}$ ，且是正的。這是本發明的意圖，亦即，小翼之正的有效推力貢獻。

【0069】圖 4 顯示圖 2 之主機翼 2 及兩個示例性小翼，亦即，8 及 9。主機翼 2 相對於  $y$  軸有點傾斜一個所謂的後掠角，且具有隨著距基體 7 之距離而從根部翼弦線長度  $cr$  減少至尖端翼弦線長度  $ct$  的翼弦線長度。在機翼外端 15，安裝有小翼 8 及 9，其亦與圖 5 作對照。

【0070】圖 5 顯示投影在  $y-z$  平面上之機翼 2 和小翼 8 及 9，且顯示主機翼 2 之長度  $b$ ( $b$  係從在  $y=0$  的基體 7 之中心沿著前述的主機翼 2 之翼展來測量的)和小翼 8 及 9 之各別的長度  $b_1$  及  $b_2$ 。為了簡單起見，機翼 2 和小翼 8 及 9 僅顯示為直線和水平。然而，相對於繞著與  $x$  軸平行的軸線機翼 2 的傾斜，不會導致定性變化。

【0071】圖 6 顯示包含兩條曲線之曲線圖。垂直軸係有關於  $\beta$ (對照圖 2)，亦即，投影在  $x-z$  平面上之局部氣流方向的傾斜角。

【0072】水平線顯示「 $\eta$ (eta)」，亦即，從機翼外端 15 算起的距離除以  $b$ (主機翼 2 之長度)。

【0073】具有十字記號之第一曲線係有關於沒有小翼 8 及 9 之狀況，因而在定性上對應於圖 3a 及 3b。顯示圓圈記號之第二曲線係有關於第一小翼 8 之下游，且因而係有關於第二小翼 9 之上游的氣流分佈(第一曲線係有關於同一個  $x$  位置)。這些曲線係由氣流分佈(例如，圖 3a 及 3b)之電腦模擬所產生。

【0074】可容易看出，第一曲線在接近機翼外端 15 顯示最大值 16，而第二曲線在那裡具有最大值 17，在大約  $\eta=1.025$  處具有中間最小值，及在大約  $\eta=1.055$  處具有另一最大值 18，以及從那裡向外遞減。再者，第二曲線下降至超過它的較小(左側)最大值之 50%，且超過它的較大(右側)最大值之 40%的數值，而它在大約  $\eta=1.1$  處(即，在距外翼端 15 約長度  $b$  的 10%之距離處)下降至仍然超過它的較大最大值之 25%的數值。對照圖 2，這種角度分佈對於小翼 9 之已描述功能係良好的基礎。

【0075】已以飛機類型空中巴士 A320 為基礎進行模擬。下面將說明這些模擬。至目前為止，本發明者藉由小翼之推力貢獻及整體升力之小增加(在可能大約 1%之升力的增加之範圍內)達成圖 1 所示之具有三個小翼的飛機之整體阻力的大約 3%之減少。這種升力之增加使飛機能以稍低傾角(對照圖 2 中之  $\alpha$ )飛行，造成整體阻力之進一步減少。這些模擬已以 ANSYS 之電腦程式 CFD(計算流體動力學)來進行。

【0076】作為一般的基礎研究，具有標準 NACA 0012 主機翼翼形及 NACA 2412 小翼翼形且小翼相對於主機翼不具有任何傾斜(因而，具有圖 4 及 5 之設置)之一組兩個小翼(第一及第二小翼)的推力貢獻之最佳化的電腦模擬，已顯示展弦比為 5 係一個不錯的選擇。雖然較高的展弦比在空氣動力的意義上係更有效率的，但是它們具有較小的面積，因而產生較小的力(因而，產生較小的推力)。換句話說，在 1.5m 之長度  $b_2$ (翼展)的限制(用於 A320)內，相當的小翼面積係較佳的。另一方面，太低的展弦比增加阻力，且最後以增加的阻力減少有效推力而降低效率。總而言之，CFD 模擬反覆地顯示大約 5 的最佳數值。

【0077】在這個基礎上，再次對照圖 4 及 5 之設置及圖 6 之結果，A320 之上游第一小翼 8 長度  $b_1$  被選為  $2/3$ ，亦即，1m，以便使下游第二小翼 9 能利用擴大的渦旋區域之主要部分。

【0078】平均翼弦長度係由指狀翼之長度及固定的展弦比所產生。對於飛機機翼，翼弦線長度通常朝向外方向減小。對於上游第一小翼 8，在根部處的翼弦線長度為 400mm 及在尖端處的翼弦線長度為 300mm，而對於下游第二小翼 9，根部翼弦長度為 600mm 及尖端翼弦長度為 400mm。這些數值係直覺且任意地選擇。

【0079】對於小翼，取代上述(可輕易取得的)初步模擬之 NACA 2412，已選擇穿音速翼形 RAE 5214，其為標準穿音速翼形，且很適合於 A320 在它的典型飛行速度和高度下之空氣動力狀態，其將在下面作比較。空中巴士 A320 係用於本發明之文件齊全且在經濟上重要的模範飛機。

【0080】大部分有影響的參數為傾角 $\gamma$ 及雙面角 $\delta$ (亦即，關於

繞著與飛行方向平行之軸線旋轉的傾角)。在第一粗糙映射研究中，映射步驟為  $3^\circ$  至  $5^\circ$  的  $\gamma$  及  $10^\circ$  的  $\delta$ 。在此粗糙映射中，在模擬中已包含第一及第二參數(但是沒有第三參數)，以便具有三個小翼之研究的基礎。

【0081】圖 7 說明角度  $\gamma$ ，亦即，小翼 8(第一小翼)之  $\gamma_1$  及小翼 9(第二小翼)之  $\gamma_2$ ，兩者以翼形來顯示(對照圖 2)，它們的翼弦線係相對於主機翼翼形及其翼弦線。圖 8 以圖 5 之視角說明角度  $\delta$ ，但為較少示意性的。再者， $\delta_1$  係有關於第一小翼 8，而  $\delta_2$  係有關於第二小翼 9。在圖 8 之左側部分的結構係用於 CFD 模擬的瞬時結構。這些結構未對應於必須安裝有小翼(在中間及右側的細長結構)之實際 A320 主機翼，但是他們定義了一個實用模型來實現模擬。

【0082】圖 9 顯示 A320 之主機翼的平面圖，翼尖向下，以及，基體未被顯示出來，但是將會是在上方。圖 9 顯示 A320 之主機翼 20，其在末端處實際上具有所謂的翼刀(fence)結構，亦即，垂直板，這種翼刀結構在此被省略，因為它將被本發明之小翼所取代。

【0083】圖 10 以前視圖顯示主機翼 20，圖 11 以側視圖(垂直於飛行方 X 的透視圖)顯示主機翼 20。在圖 10 及 11 中可以看出 A320 之主機翼的稍微傾斜 V 形幾何形狀。

【0084】已選擇 0.78 馬赫的典型飛行速度及 35,000 英尺之典型飛行高度，此表示  $0.380\text{kg/m}^3$  的空氣密度(相較下：在地面為  $1.125\text{kg/cm}^3$ )、23.842 Pa 的靜態壓力、218.8 K 的靜態溫度及 450 kts(231.5 m/s)的實際空速。相較於適用於較低速度及因而特別適用於較小的客機之不壓縮模擬模型，在此所選擇的速度對可壓縮模擬模型來說係有道理的。這意味著，壓力及溫度係氣流中的變數，且

出現具有 1 馬赫以上的氣流速度之局部區域(稱為穿音速流)。飛機的總重量係約 70 噸。處於飛行中的形狀之主機翼端的典型攻角  $\alpha$  為  $1.7^\circ$ 。這個數值被描述於圖 2 中，且係有關於主機翼在它的尖端處的翼弦線相對於實際飛行方向的角度。它已由這個角度的變化及所得到的整體升力的計算來決定。當等於所需要的 70 時，所提及的數值大致是正確的。

**【0085】** 在這個映射中，某一參數組(隨後命名為 V0040)已被選為最佳值，且作為用於下更詳細比較的基礎。

**【0086】** 小翼 8 及 9(指狀翼一及指狀翼二)的  $\gamma$  及  $\delta$  值被列在表 I 中，表 I 顯示出，第一小翼 8 具有  $-10^\circ$  的  $\gamma$  角及  $-20^\circ$  的  $\delta$  角(負優先級意味著關於圖 7 及圖 8 之逆時針旋轉)，而第二小翼 9 具有  $-5^\circ$  的  $\gamma$  角及  $-10^\circ$  的  $\delta$  角。從此開始，在表 I 之第三及第四列中，第一小翼 8 的  $\gamma$  角分別減少及增加有  $2^\circ$ ，以及，在第五及第六列中，第一小翼 8 的  $\delta$  角分別減少及增加有  $10^\circ$ 。對於第二小翼 9，下面四列重複相同的排程。為了比較，第一列係有關於不具有小翼(且不具有翼刀)之主機翼。在已提及的  $\gamma$  及  $\delta$  值左側的行中，列出模擬號。V0040 係第二個。

**【0087】** 從第六行開始，其在  $\gamma$  及  $\delta$  值的右側，顯示模擬結果，亦即，以 N(如同所有其它的力，牛頓)為單位之在主機翼的外側部分上之 X 方向上的力(阻力)。在第七行中，顯示在此外側部分上之 Z 方向上的力(升力)。這個外側部分從主機翼尖端向內約 4.3m 的界線開始界定。它可以被使用在這些模擬中，因為，此外側部分顯示小翼之明確影響，而內側部分及基體則沒有。

**【0088】** 下面四行顯示兩個小翼的阻力及升力(「指狀翼一及

二」為第一及第二小翼)。請注意，在第一列之「指狀翼一」的資料係有關於所謂的翼尖(德語：Randbogen)，翼尖係在主機翼之向外界面與已提及的翼刀結構間之結構。這個翼尖係多少有點圓的外翼端且在此被視為「第一小翼」，以進行公正比較。它可由安裝至相同界面之本發明的小翼來取代。

【0089】下面一行顯示包含外側部分及內側部分以及小翼之機翼的整個升力/阻力比(第一列除外)。

【0090】下一行係由兩個小翼以各種構形所達成之關於阻力(「 $\delta X$  方向的力」)的減少，以及各別的相對值係在倒數第二行中。

【0091】最後，顯示相對升力/阻力比改善。請注意，表 I 包括捨入值，而計算係由精確值來完成；當檢查表 I 中的數字時，這說明了一些小的不一致性。

【0092】可輕易地看出，V0040 一定近似於局部最佳值，因為，分別為 2.72%及 6.31%的阻力減少及升力阻力比改善在整個表中係最佳結果。第一小翼 8 之 $\gamma$ 的小減少(從-10 至-8)造成第四列(V0090)之大致好的結果。同樣適用於第二小翼 9 之 $\delta$ 從-10°至 0°的減少，對照倒數第二列的 V0093。再者，第一小翼 8 之 $\delta$ 從-20°至-30°的減少幾乎沒有改變結果，參照 V0091。然而，所有其它結果多少有點顯著惡化。

【0093】圖 12 顯示以圖 11 之視角來觀看的側視圖，但是具有兩個小翼被添加至圖 11 中之主機翼，此外，具有兩條紋線，供以後參考(用於氣流速度角度的參考線)，以及圖 13 顯示具有相同於圖 12 之參考線的主機翼尖端及兩個小翼的平面圖。兩條參考線在小翼之各別的前緣上游 10cm 處且與該前緣平行。

【0094】圖 14 係與圖 6 相當的曲線圖，亦即，在垂直軸上顯示角度 $\beta$ (beta)，且顯示沿著剛剛說明的參考線之距主機翼尖端的距離。基本參數組及模擬 V0040 係以圓圈記號來表示，V0046 係以三角形記號來表示，以及，V0090 係以菱形記號來表示。實線係有關於在第一小翼 8 上游的參考線，以及，虛線係有關於在第二小翼 9 上游且在第一小翼 8 下游之另一參考線。表 I 闡明 V0046 的第一小翼 8 具有減少的 $\gamma$ 角，以及，V0090 的第一小翼 8 具有增加  $2^\circ$  步階的 $\gamma$ 角。

【0095】首先，曲線顯示，如實線所示，甚至在第一小翼 8 上游，第一小翼 8 產生顯著「擴大」的渦旋區域。相較於圖 6，沒有明顯的第二個最大值(在圖 6 中的 18)，但是，在 0.5m 與約 1.2m 之間具有大致固定的 $\beta$ 角。主機翼之各別長度為 16.35m，此意味著，例如，大致上，1.5m 有 1.031 的  $\eta$ ，而 1.2m 有 1.07 的  $\eta$ (對照圖 6)。

【0096】這個 $\beta$ 值係大約  $9^\circ$ ，其為在  $0^\circ$  處的最大值之大約 70%(兩者適用於兩個小翼之間的參考線，亦即，虛線曲線)。再者，具有減少的 $\gamma$ 值，V0046(三角形記號)顯示在第一小翼 8 上游有增加的 $\beta$ ，而在其下游有減少的 $\beta$ 。與此相反，具有增加的 $\gamma$ 值，V0090 顯示在第一小翼 8 下游有增加的 $\beta$ ，而在其上游有減少的 $\beta$ 。因此，對照圖 14，傾角 $\gamma$ 可增強小翼間(特別是，對於靠近主機翼尖端 1m 內的位置)之氣流的上升趨勢。在此情況下，1m 距離以上的 $\beta$ 值不會因此而惡化。表 I 中之結果顯示，此參數組之整體表現甚至比 V0040 好一點。這顯然是由於整體阻力的減少所引起(但是已增加傾角)，亦即，因對整體推力之更大貢獻所造成。

【0097】另一方面，對照表 I，從  $10^\circ$  至  $8^\circ$ (因而，從 V0040 至 V0046)之 $\gamma$ 值的減少明顯造成大幅度惡化的結果。因此，在進一步的優化步驟中，可以分析更高的 $\gamma$ 值，但其不小於  $10^\circ$  且可能甚至比  $12^\circ$  小一點。

【0098】再者，圖 15 顯示類似曲線圖，但是用於 V0040 與 V0092 及 V0091 作比較。在此，對照表 I 及圖 8，第一小翼 8 之角度 $\delta$ 從 $-20^\circ$ 變化至 $-10^\circ$ 及變化至 $-30^\circ$ 。明顯地，這對第一小翼 8 上游的氣流速度角度( $\beta$ )分佈幾乎沒有影響(實線)，但是它對第一小翼 8 下游的氣流角度有影響(虛線)。再者， $\beta$ 值對於 1m 以下的距離因 $\delta$ 值的增加而增加一點點，亦即，針對 V0091。在表 I 中之各別表現結果與 V0040 的那些幾乎相同，且在圖 15 中的 $\beta$ 值亦明顯是如此。

【0099】另一方面，減少 $\delta$ 值至 $-10$ ，因而使兩個小翼並排(如朝飛行方向看)，會定性地改變在圖 15 中之虛線曲線。對於高達至 1m(亦即，第一小翼 8 之長度)， $\beta$ 值減少了，而對於那個距離值以上， $\beta$ 值明顯增加了。似乎，第二小翼 9 係有些在第一小翼 8 之庇護下有高達 1m，且在 1m 以上距離處「看到」小翼尖端渦旋。綜上所述，如表 I 所示，這沒有改善結果，但是造成一些惡化。本發明假定在 1m 以上距離處的 $\beta$ 值增加沒有補償在較小距離處的 $\beta$ 值減少。

【0100】圖 16 顯示另一個類似曲線圖，現在係有關於第二小翼 9 之 $\gamma$ 角的變化。再者，此顯示未對第一小翼 8 上游的 $\beta$ 值有太大的影響(實線)，但是對兩個小翼間之 $\beta$ 值有重大影響(虛線)。在此， $\beta$ 值係隨著 $\gamma$ 從  $5^\circ$  減少至  $3^\circ$  而增加，而且，相反地，它們隨著 $\gamma$ 從  $5^\circ$  增加至  $7^\circ$  而減少。以相似於圖 14 之實線的方式，進入這個小翼

之氣流，明顯減少在該小翼之上游的氣流之傾角。表 I 中之結果清楚地顯示兩種變化 V0038 及 V0042 降低表現結果。特別地，兩個小翼間之 $\beta$ 因第二小翼 9 之 $\gamma$ 的增加而減少使升力/阻力改善顯著惡化。再者，這個小翼的之太大傾角確實產生更大的升力，但是亦超過比例地產生更大的阻力，因而造成惡化。

【0101】明顯地，關於下一個優化步驟，下游小翼的 $\gamma$ 值應該保持在  $5^\circ$ 。

【0102】最後，圖 17 係有關於第二小翼 9 的 $\delta$ 角之變化，且產生相似於圖 15 之結果：對於 V0094，兩個小翼的 $\delta$ 值為 $-20^\circ$ ，再者，第二小翼 9 似乎在上游小翼的庇護下，且顯示受會造成比較差的結果(特別是關於升力阻力比)之其小翼尖端渦旋的影響。V0093 增加兩個小翼間之 $\delta$ 差，沒有改變 $\delta$ 值太大，且在表 I 中產生相似(有些改善的)結果。此外，關於下一個優化步驟，第二小翼 9 的 $\delta$ 在  $0^\circ$  與 $-10^\circ$  之間的範圍係令人感興趣的。

【0103】以上述結果為基礎，進行關於三個小翼且再次基於有關 A320 之上面已說明內容的進一步研究。因為可行的模擬總數係有限的，所以，本發明人專注於針對兩個小翼所已經發現的內容。因此，根據關於整個機翼之 2.7%以上的阻力減少及升力/阻力比的可比較結果(對照表 I 之倒數第四行及倒數第二行)，特別考量在 V0040、V0090、V0091 及 V0093 下之參數。結果，關於傾角 $\gamma$ 及雙面角 $\delta$ 之不同數值的模擬係根據這四個參數值來實施，且以上面對於第一及第二小翼所述之相似方式來進行評估。

【0104】同時，關於 A320 之主機翼的飛行中形狀之資料可用於主要影響：在主機翼之翼端處的翼弦線從在上述計算下之所謂的

型架形狀旋轉約  $1.5^\circ$ 。這可以由下述稍微修改的 $\gamma$ 來看出。更進一步，關於整個飛機之不同傾角的阻力之資料係可利用的，以致於，可以評估整體升力之改善(藉由小翼之升力貢獻，及藉由因渦旋引起的損失之限制所造成的主機翼之升力的增加)對因飛機之傾角的變化所引起之整體阻力的影響。

【0105】 結果(未詳細顯示於此)顯示 V0091 基準證實係有利的。下面將說明各別的具體例。

【0106】 圖 18 顯示朝 x 方向看到之此具體例的小翼 8、9、10 之前視圖，並且描述這三個小翼之雙面角 $\delta_1$ 、 $\delta_2$ 、 $\delta_3$ 。最上小翼係第一小翼，中間小翼係第二小翼，以及最下小翼係第三下游小翼。圖 18 定性地顯示在接連小翼間之相當的但有限的相對雙面角證實為對於三個小翼的具體例係有利的。

【0107】 藉此機會，圖 19 根據請求項用語說明相對的雙面角之界定。在與圖 18 相同之視角下，第一及第二小翼顯示有不同大小之兩個半徑  $r_1$  及  $r_2$ 。垂直與水平線之會合點係為根部 R，且係所示等腰三角形之頂點，等腰三角形之其它兩個頂點係在兩個小翼之前緣上且稱為 V1 及 V2。如果採取可能在兩個小翼中之較短的小翼(亦即，第一小翼)內之所有半徑  $r_i$  的平均，線 R-V1 與線 R-V2 間之角度係相對的雙面角。

【0108】 線 R-V1 與第一小翼之前緣之間的可見差異，係與下面所要說明的第一小翼之彎曲有關，此彎曲亦是在圖 18 中之 $\delta_1$ 的線與第一小翼間之偏差的遠因。

【0109】 圖 20 說明上述第一小翼之彎曲，其可以說是沿著展向長度之某一部分的雙面角之一部分的分佈。實際上，在圖 20 中，

前緣 L 被示意性地顯示成從根部 R 開始且沿著圓弧形 B 彎曲，圓弧形 B 在 750mm 之半徑及  $-15^\circ$  之弧形角度下延伸有其長度之  $1/3(330\text{mm})$ 。在從 R 處開始時，第一小翼之前緣具有  $-20^\circ$  之雙面角。此意味向外彎曲，第一小翼之長度的第二及第三部分之雙面角實際上為  $-35^\circ$ 。在從 R 沿著第一小翼之整個展向長度至它的外端之平均中，約  $-30^\circ$  之平均雙面角係由沿著上述弧形「分佈」之  $-15^\circ$  所產生。

【0110】理由是這樣的，在此特別具體例中，具有  $-30^\circ$  之雙面角的第一小翼之筆直前緣，對於提供前緣至主機翼端之前緣(在所謂的整流部(fairing)區域中)的平滑過渡係有點困難的，然而，具有  $-20^\circ$  之雙面角，平滑過渡沒有造成任何問題。因此，為了實現  $-30^\circ$  之平均值，已選擇圖 20 之解決方式。

【0111】通常，使用像圖 20 所示之沿著展向方向不是筆直的小翼形狀，係在本發明的教示內。他們甚至可以像以前指出的那樣沿著整個長度形成弧形。在發明人的觀點中最相關的是平均的相對雙面角。如果，例如第一及第二小翼係以相似方式形成弧形，以致於，在根部具有一個固定頂點之先前所述的等腰三角形構造，會隨著由小翼前緣的曲率所引起之其等邊長度的增加而越來越傾向，則依據此構造的相對雙面角甚至可能沿著前緣幾乎保持不變。然而，在沿著例如第二小翼之展向長度的某一個部分處，沿著第一小翼之展向長度的最近部分，係以相對雙面角(記住，在翼端之渦旋的有些旋轉對稱形狀)及三角形構造所充分描述之方式相對於第二小翼來定位。

【0112】在此具體例中之第二及第三小翼的絕對雙面角為  $\delta_2 = -10^\circ$  及  $\delta_3 = +10^\circ$ ，其中，此具體例之這兩個小翼不具有圖 20 所

述之弧形。因此，第一與第二小翼間之相對雙面角為  $20^\circ$ ，其係相同於第二與第三小翼間之相對雙面角，並且，對照圖 18，第一小翼比第二小翼更向上傾斜，第二小翼比第三小翼更向上傾斜。圖 18 所示之角度  $\delta_1$  係在第一小翼之根部的起始雙面角，亦即， $-20^\circ$ ，而非  $-30^\circ$  之平均值。

【0113】關於傾角，參考圖 21，其顯示通過三個小翼 8、9、10 及主機翼 2 之剖面的側視圖。這些剖面當然是不同的，亦即，如先前所述，小翼之展向長度從各別的分裂位置算起的向外之 10% 處，而在主機翼 2 之情況下為向內之 10% 處，以提供未受干擾的翼弦線。翼弦線及各別的角度  $\gamma_1$ 、 $\gamma_2$ 、 $\gamma_3$  被顯示於圖 21 中。對於第一小翼，角度  $\gamma_1 = -9^\circ$ ，對於第二小翼，角度  $\gamma_2 = -4^\circ$ ，對於第三小翼，角度  $\gamma_3 = -1^\circ$ ，這些全部係相對於在所述外側位置的主機翼翼弦線及處於小翼和主機翼之飛行中形狀(針對此具體例說明之所有參數係有關於飛行中形狀)來界定。

【0114】圖 21 亦顯示在主機翼 2 之翼弦線上及在各別的小翼 8、9、10 之翼弦線上的各別的旋轉點。就小翼之各別的翼弦線長度方面來說，旋轉點大約在其 1/3 處。就主機翼 2 之翼弦線長度方面來說，第一小翼之旋轉點係在 16.7% 處(0% 為翼弦線上之最前面的點)，第二小翼之旋轉點係在 54.8% 處，以及，第三小翼之旋轉點係在 88.1% 處。

【0115】圖 22 說明代表性小翼 9 之後掠角  $\varepsilon$ ，亦即，在其前緣與一與飛行方向成垂直之水平方向(在圖 22 中之  $y$ )之間的角度。在此，小翼 9 被認為是水平的( $\delta$  及  $\gamma$  在虛構方式中為零)。或者，可以使用小翼 9 之展向長度來取代它在被投影至水平面的  $y$  方向上之實

際延伸。請注意，圖 22 所述之小翼 8 的弧形將被視為展開的。換句話說，展向長度包含弧形的長度。

【0116】在本具體例中，主機翼 2 之後掠角為  $27.5^\circ$ 。從這個數值開始的變化顯示，對於小翼， $32^\circ$  之增加的後掠角係優選的，換句話說， $4.5^\circ$  的後掠角係相對於主機翼的後掠角。在此具體例中這適用於第二及第三小翼 9、10，然而，對照下面所述之圖 25 的上視圖，對於第一小翼 8，後掠角已稍微增加至  $34^\circ$ ，以便保持至第二小翼 9 之前緣有一定的距離。

【0117】圖 23 係三個小翼 8、9、10 之虛構上視圖，以便說明它們的形狀。虛構的原因是，雙面角及傾角在圖 23 中為零且第一小翼 8 之弧形係展開的。圖 23 因而顯示各別的展向長度  $b_1$ 、 $b_2$ 、 $b_3$ 。進一步顯示在展向長度在分裂位置(這些係在圖 23 之底部)向外的 10%處之翼弦線長度  $cr_1$ 、 $cr_2$ 、 $cr_3$ ，及在展向長度在小翼尖端向內的 10%處之尖端翼弦線長度  $ct_1$ 、 $ct_2$ 、 $ct_3$ 。

【0118】實際的數值係(依第一小翼、第二小翼及第三小翼的順序):  $0.4\text{m}$ 、 $0.6\text{m}$ 、 $0.4\text{m}$  的根部翼弦線長度  $cr$ ;  $0.3\text{m}$ 、 $0.4\text{m}$ 、 $0.25\text{m}$  的尖端翼弦線長度  $ct$ ;  $1\text{m}$ 、 $1.5\text{m}$ 、 $1.2\text{m}$  的展向長度  $b$ 。這些根部翼弦線長度  $cr$  分別對應於主機翼在其端部處的翼弦線長度之約 25%、約 37%及約 25%; 這些尖端翼弦線長度分別對應於該等根部翼弦線長度的 75%、67%及 63%; 這些展向長度分別對應於主機翼的展向長度( $16.4\text{m}$ )之 6.1%、9.2%及 7.3%。

【0119】請注意，圖 23 所示之後掠角非為旋轉運行結果。這可以看出，翼弦線長度  $cr$  及  $ct$  保持不變且保持在  $x-z$  平面上，換句話說，在圖 23 中之水平面上。這是必要的，以便不會因後掠角

之採用而干擾翼形。

【0120】更進一步，圖 23 顯示小翼之形狀的各別的外前角之圓角化。這個圓角化係涉及在展向長度的 90%與 100%之間的區域，其中，翼弦線長度從展向長度之 90%至 100%持續減少了翼弦線長度之 50%，以致於在圖 23 之上視圖中產生弧形。通常的作法係在機翼之外前角處使用圓角化，以避免在銳角形狀處的紊流。藉由剛剛所述之在展向長度的外 10%內之翼弦線長度的減少，可以保持翼形的定性本質。

【0121】在此所使用之翼形適合於 A320 在其典型飛行速度及飛行高度下之主機翼處的穿音速狀態且被命名為 RAE 5214。如剛才所述，此翼形在小翼之展向長度的外 10%內仍然是有效的。

【0122】更進一步，為了製造和穩定性原因，藉由在所有小翼之各別的翼弦線長度的 98%處作切割，小翼的後緣(與前緣相對)係鈍的。

【0123】圖 23 所示之形狀至實際 3D 幾何的轉換係如下：首先，採用圖 23 所示之後掠角。其次，採用第一小翼之具有半徑 750mm 及角度  $15^\circ$  的沿著其展向長度之內  $1/3$  的彎曲。然後，藉由傾角  $\gamma$  的旋轉使小翼傾斜。接著，亦即，藉由使第一小翼向上傾斜  $20^\circ$ (另外，在彎曲中係傾斜  $15^\circ$ )、使第二小翼向上傾斜  $10^\circ$  及使第三小翼向下傾斜  $10^\circ$ ，以調整雙面角。

【0124】請注意，上述轉換程序係無關於型架形狀及稍微不同且取決於主機翼和小翼之彈性的製造幾何形狀。這些彈性係主機翼和小翼之機械結構的主體，這個主體不是本發明之一部分，且會因不同情況而有所不同。然而，機械工程師的通常作法是藉由例如有

限元素計算來預測在空氣動力負載下的機械變形。實際電腦程式的一個範例係 NASTRAN。

【0125】 因此，根據實際的實施，型架形狀會變化，但是飛行中形狀可能不會改變。當然是飛行中形狀負責本發明之空氣動力性能及經濟優勢。

【0126】 表 II 顯示剛才所述之三個小翼的具體例之一些定量結果。其係與沒有本發明但相較於表 I 包含有所謂的翼刀之 A320 進行比較。此翼刀係類似小翼的結構，以及，像表 I 中之翼刀的省略，係有關於藉由添加本發明之(兩個)小翼的構造至無小翼的飛機之改善，而表 II 顯示本發明(亦即，它的三個小翼的具體例)相對於實際上使用之包括翼刀的實際 A320 之改善。這個被命名為 B0001。

【0127】 兩種情況之升力與阻力比(L/D)被顯示在第二及第三行中，以及，本發明之相對改善以百分比值被顯示在第四行中。這是在 55t 與 80t 之間的飛機之六個不同總質量的情況，而表 I 只是有關於 70t。質量間之差異主要是由於油箱容量及因而由於飛行距離所造成。

【0128】 表 II 清楚顯示本發明相對於實際 A320 之升力與阻力比的改善為在輕的情況中之近 2%與在重的情況中之近 5%之間。這顯示出，本發明越有效，主機翼所產生之渦旋越顯著(在重的情況下，所需的升力當然大得多)。相較於表 I，升力與阻力比的改善係較小的(在表 I 中，最佳情況為約 6.3%)。這是由於在表 II 中所包含之傳統翼刀的正面效應及由於主機翼之飛行中變形(亦即，會減少渦旋至一定程度的主機翼之一定的扭曲)所造成。對於 70t 的典型情況，包括本發明之三個小翼的具體例之 A320 相較於包括翼刀之傳

統 A320 的阻力減少，目前為約 4%(只有機翼)及 3%(整個飛機)。這種改善主要是由於第二小翼之推力貢獻、且亦是由於小翼之有限升力貢獻、及主機翼藉由渦旋之減少而改善的升力所造成。如先前所述，升力貢獻允許整個飛機在飛行狀態下的較小傾角，因而可被「轉換」成阻力減少。結果為剛才所述的約 3%。

【0129】 為了說明，圖 24 至 27 顯示 A320 及三個小翼之 3D 形狀，亦即，圖 24 之整個飛機的立體圖、圖 25 之主機翼端及諸小翼的上視圖(朝負 z 方向)、圖 26 之側視圖(朝 y 方向)及最後的圖 27 之前視圖(朝 x 方向)。

【0130】 這些圖式顯示在主機翼端與小翼間之整流部區域中的平滑過渡，且亦顯示在第一及第二小翼之後緣的向內部分之一些增厚。這些構造可直覺得知且意在避免紊流。



【0132】

表 II

P0001 vs B0001 - 僅供機翼使用

	P0001 L/D	B0001 L/D	升力 / 阻力 比 改善
m [t]			[%]
55.0	27.7	27.1	1.9
60.0	27.1	26.3	2.8
65.0	25.8	24.9	3.5
70.0	24.1	23.1	4.1
75.0	22.3	21.3	4.5
80.0	20.5	19.6	4.7

## 【符號說明】

【0133】

- |   |        |
|---|--------|
| 1 | 飛機     |
| 2 | (主)機翼  |
| 3 | (主)機翼  |
| 4 | 水平穩定翼  |
| 5 | 水平穩定翼  |
| 6 | 垂直尾翼   |
| 7 | 機身；基體  |
| 8 | (第一)小翼 |

9	(第二)小翼
10	(第三)小翼
11	小翼
12	小翼
13	鏈線；(主機翼)翼弦線
14	底線
15	(機翼)外端；外翼端
16	(氣流速度角度)最大值
17	(外翼端)(氣流速度角度)最大值
18	(中間)(氣流速度角度)最大值
20	(主)機翼
B	圓弧形
b	(機翼/小翼)(展向)長度
b1	(小翼)(展向)長度
b2	(小翼)(展向)長度
b3	(小翼)(展向)長度
cr	(根部)(翼弦線)長度
cr1	(翼弦線)長度
cr2	(翼弦線)長度
cr3	(翼弦線)長度
ct	(尖端)(翼弦線)長度
ct1	(翼弦線)長度
ct2	(翼弦線)長度
ct3	(翼弦線)長度

$D_n$	阻力
$F_{xn}$	推力分量
$F_{xn,D}$	(負)推力分量
$F_{xn,L}$	(正)推力分量
$L$	前緣
$L_n$	升力
$r_i$	半徑
$r_1$	半徑
$r_2$	半徑
$R$	根部
$V_1$	頂點
$V_2$	頂點
$W$	小翼
$x$	(座標)軸；方向
$y$	(座標)軸；方向
$z$	(座標)軸；方向
$\alpha$	角(度)
$\beta$	角(度)
$\gamma, \gamma_1, \gamma_2$	角(度)
$\eta$	(距離)比值
$\varepsilon$	角(度)
$\delta, \delta_1, \delta_2, \delta_3$	角(度)

201908201

## 發明摘要

※ 申請案號：106123554

※ 申請日：106/07/12

※IPC 分類：

**【發明名稱】**(中文/英文)

飛機翼 / Airplane Wing

**【中文】**

本發明係有關於一種具有兩個小翼之機翼及一種相應的飛機。上游小翼擴大了傾斜氣流的區域，而下游小翼則在其中產生推力貢獻。

**【英文】**

The invention relates to a wing with two winglets and a respective airplane. An upstream winglet broadens a region of inclined airflow and a downstream winglet produces a thrust contribution therein.

**【代表圖】**

**【本案指定代表圖】**：第（ 26 ）圖。

**【本代表圖之符號簡單說明】**：

- 8                   (第一)小翼
- 9                   (第二)小翼
- 10                  (第三)小翼

**【本案若有化學式時，請揭示最能顯示發明特徵的化學式】**：

無

## 申請專利範圍

1. 一種用於飛機之機翼，此機翼包括：

一外翼端，相對於此機翼之用於安裝至飛機的內側，位於此機翼之相對立側上；

至少兩個小翼，位在該外翼端上而連接至此機翼，

該等小翼之上游第一小翼在此機翼之飛行方向上係位在該等小翼之下游第二小翼前面，

如逆著其飛行方向所見，該第一小翼與該第二小翼係以在  $5^\circ$  至  $35^\circ$  之區間內的相對的雙面角  $\delta_1$ 、 $\delta_2$  相互成傾斜，

其中，該相對的雙面角  $\delta_1$ 、 $\delta_2$  被定義為在其根部具有一頂點的等腰三角形之該等小翼的根部處，亦即，在水平方向上兩個小翼之分裂點處、且在垂直方向上該等小翼之前緣的位置之中間，之開口角度，一個頂點在該第一小翼之前緣上，而一個頂點在該第二小翼之前緣上，如在逆著其飛行方向之投影中所見，該三角形具有兩個相等的三角形邊之可變的長度，

以及，該相對的雙面角區間對於沿著該第一小翼及該第二小翼中之較短者的等邊長度之至少 70% 係有效的。

2. 如請求項 1 之機翼，其中，相關於其各別的小翼翼弦線，亦即，在該小翼之長度從分裂成此機翼之該等小翼起向外的 10% 位置處，相對於此機翼的主機翼翼弦線，在此機翼之主機翼長度從分裂成此機翼之該等小翼起向內的 10% 位置處，該等小翼係繞著與該飛行方向垂直之水平軸線而以對該第一小翼之傾角  $\gamma_1$  及對該第二小翼之傾角  $\gamma_2$  傾斜，

在其各別的根部處，傾角  $\gamma_1$  係在  $-15^\circ$  至  $-5^\circ$  之區間內，傾角  $\gamma_2$  係

在 $-10^{\circ}$ 至 $0^{\circ}$ 之區間內，以及

在其各別的尖端處，傾角 $\gamma_1$  係在 $-13^{\circ}$ 至 $-3^{\circ}$ 之區間內，傾角 $\gamma_2$  係在 $-8^{\circ}$ 至 $+2^{\circ}$ 之區間內，

其傾角區間在各別的小翼根部與尖端之間進行線性插值，

其中，如從該飛機之左側所見，正傾角表示小翼之順時針旋轉，

該等傾角區間對於分別沿著該第一小翼及該第二小翼之展向長度的至少 70%係有效的。

3. 如請求項 1 或 2 之機翼，其中，具有在該第二小翼之下游的第三小翼，

如逆著該飛行方向所見，該第三小翼與該第二小翼係以在 $5^{\circ}$ 至 $35^{\circ}$ 之區間內的相對的雙面角 $\delta_2$ 、 $\delta_3$  相互成傾斜，

其中，該相對的雙面角  $\delta_2$ 、 $\delta_3$  被定義為在其根部上具有一頂點的等腰三角形之該等小翼的根部處，亦即，在水平方向上兩個小翼之分裂點處、且在垂直方向上該等小翼之前緣的位置之中間，之開口角度，

一個頂點在該第二小翼之前緣上，而一個頂點在該第三小翼之前緣上，如在逆著該飛行方向之投影中所見，該三角形具有兩個相等的三角形邊之可變的長度，

以及，該相對的雙面角區間對於沿著該第二小翼及該第三小翼中之較短者的等邊長度之至少 70%係有效的。

4. 如請求項 2 之機翼，其中，任選地與請求項 3 組合，該第三小翼對於其小翼翼弦線，亦即，在該小翼之長度從分裂成此機翼之該等小翼起向外的 10%位置處，相對於此機翼的主機翼翼弦線，在此機翼之主機翼長度從分裂成此機翼之該等小翼起向內的 10%位置

處，係繞著與該飛行方向垂直之水平軸線而以傾角 $\gamma_3$  傾斜，而該傾角在其根部處係在 $-7^\circ$  至 $+3^\circ$  之區間內，在其尖端處則在 $-5^\circ$  至 $+5^\circ$  之區間內，其傾角區間在該第三小翼的根部與該第三小翼的尖端之間進行線性插值，其中，如從飛機之左側所見，正傾角表示該小翼之順時針旋轉，以及

該傾角區間對於沿著該第三小翼之展向長度的至少 70%係有效的。

5. 如請求項 1 至 4 中任一項之機翼，其中，對於所有的小翼，一相對於此機翼之前緣之後掠角，相對於此機翼之後掠角係在 $-5^\circ$  至 $-35^\circ$  之區間內，亦即，參照關於在各別的小翼之翼展的 20%至 80%的範圍內之每一小翼的前緣之平均線。

6. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，該第一小翼係相對於該第二小翼向上傾斜。

7. 如請求項 3 之機翼，其中，任選地與請求項 4 至 6 中任一項組合，而其中，該第二小翼係相對於該第三小翼向上傾斜。

8. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，如逆著該飛行方向所見，該第一小翼之相對於水平線傾斜的雙面角 $\delta_1$  係在 $-45^\circ$  至 $-15^\circ$  之區間內，該雙面角的負值表示向上傾斜，該第二小翼之各別的雙面角 $\delta_2$  係在 $-25^\circ$  至 $+5^\circ$  之區間內，以及，如果有的話，該第三小翼之各別的雙面角 $\delta_3$  係從 $-5^\circ$  至 $+25^\circ$ ，

其中，該雙面角被定義為在其根部具有一頂點的等腰三角形之該小翼的根部處，亦即，在水平方向上該等小翼之分裂點或在三個小翼的情況下之最內分裂點處、且在垂直方向上該各別的小翼之前緣的位置上，之開口角度，一個頂點在該各別的小翼之前緣上，而一

個頂點在包含該根部上之頂點的水平線上，如在逆著該飛行方向之投影中所見，該三角形具有兩個相等的三角形邊之可變的長度，

以及，該等雙面角區間對於沿著該各別的小翼之等邊長度的至少 70%係有效的。

9. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，該第一小翼具有在此機翼之主機翼展向長度的 2%至 10%之區間內的展向長度  $b_1$ ，該第二小翼具有在此機翼之主機翼展向長度的 4%至 14%之區間內的展向長度  $b_2$ ，以及，如果有的話，該第三小翼具有在該機翼之主機翼展向長度的 3%至 11%之區間內的展向長度  $b_3$ 。

10. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，該第二小翼具有在該第一小翼的展向長度  $b_1$  之 105%至 180%的區間內之展向長度  $b_2$ ，以及，如果有的話，該第三小翼具有在該第二小翼的展向長度  $b_2$  之 60%至 120%的區間內之展向長度  $b_3$ 。

11. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，在兩個小翼的情況下，該第一小翼及該第二小翼具有在 3 至 7 的區間內之各別的展弦比，且其中，在三個小翼的情況下，該第一小翼、該第二小翼及該第三小翼具有在 4 至 9 的區間內之各別的展弦比。

12. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，對於只有兩個小翼之情況，該第一小翼之根部翼弦長度  $cr_1$  係在分裂成此機翼的該等小翼之處的主機翼翼弦長度之 25%至 45%的區間內，以及，該第二小翼之根部翼弦長度  $cr_2$  係在分裂成此機翼的該等小翼之處的主機翼翼弦長度之 40%至 60%的區間內，

對於三個小翼之情況，該第一小翼之根部翼弦長度  $cr_1$  係在分裂成此機翼的該等小翼之處的主機翼翼弦長度之 15%至 35%的區間

內，

該第二小翼之根部翼弦長度  $cr_2$  係在分裂成此機翼的該等小翼之處的主機翼翼弦長度之 25%至 45%的區間內，

以及，該第三小翼之根部翼弦長度  $cr_3$  係在分裂成此機翼的該等小翼之處的主機翼翼弦長度之 15%至 35%的區間內，

該等小翼的根部翼弦長度  $cr_1$ 、 $cr_2$ 、 $cr_3$  係與該小翼的展向長度  $b_1$ 、 $b_2$ 、 $b_3$  從該分裂處起向外的 10%位置有關，以及，該主機翼翼弦長度係與該主機翼展向長度從該分裂處起向內的 10%位置有關。

13. 如前述請求項中任一項之機翼，其中，在該各別的小翼之各別的尖端處，該第一小翼之尖端翼弦長度  $ct_1$  及該第二小翼之尖端翼弦長度  $ct_2$  及如果有的話之該第三小翼之尖端翼弦長度  $ct_3$ ，係在該各別的小翼的根部翼弦長度  $cr_1$ 、 $cr_2$ 、 $cr_3$  之 40%至 100%的區間內，該等小翼之根部翼弦長度係與該各別的小翼之展向長度  $b_1$ 、 $b_2$ 、 $b_3$  從該主機翼分裂成該等小翼起向外的 10%位置有關，以及，該等小翼之尖端翼弦長度係與該各別的小翼之展向長度  $b_1$ 、 $b_2$ 、 $b_3$  從該各別的小翼的尖端起向內的 10%位置有關。

14. 一種飛機，特別是一種運輸類飛機，具有兩個彼此相對立的前述請求項中任一項之機翼。

15. 一種升級部分之用途，其升級部分包括用於安裝至一機翼的至少兩個小翼，以便生產請求項1至13中任一項之機翼或請求項14之飛機。

圖式

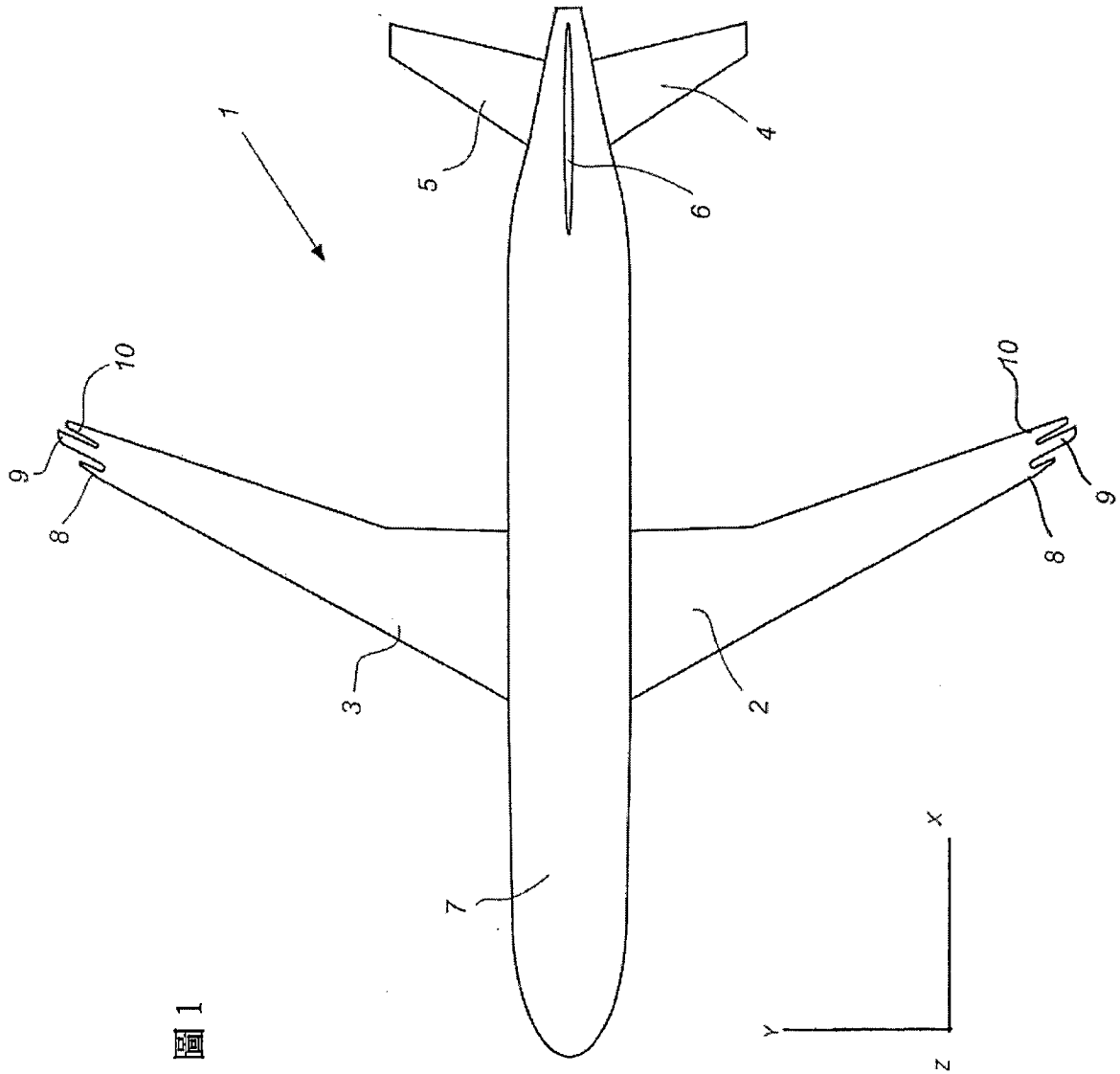


圖1

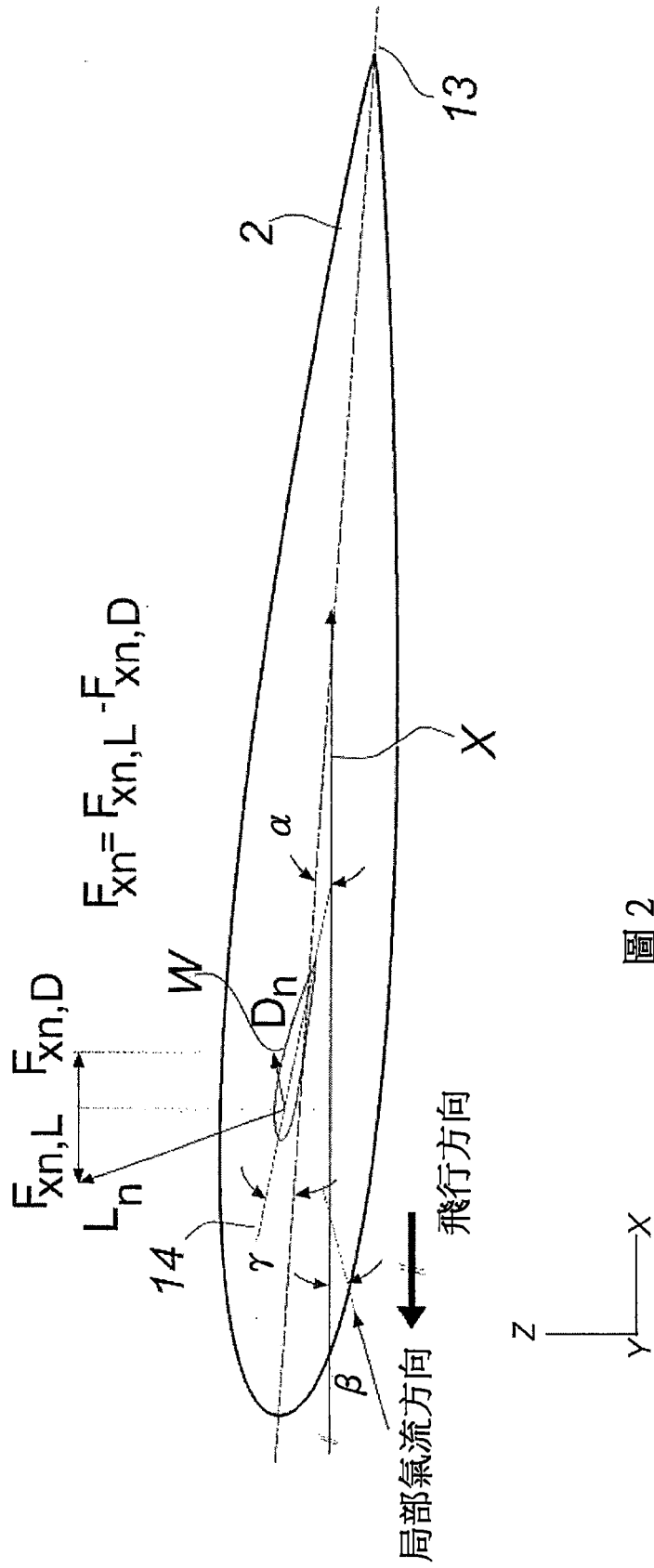
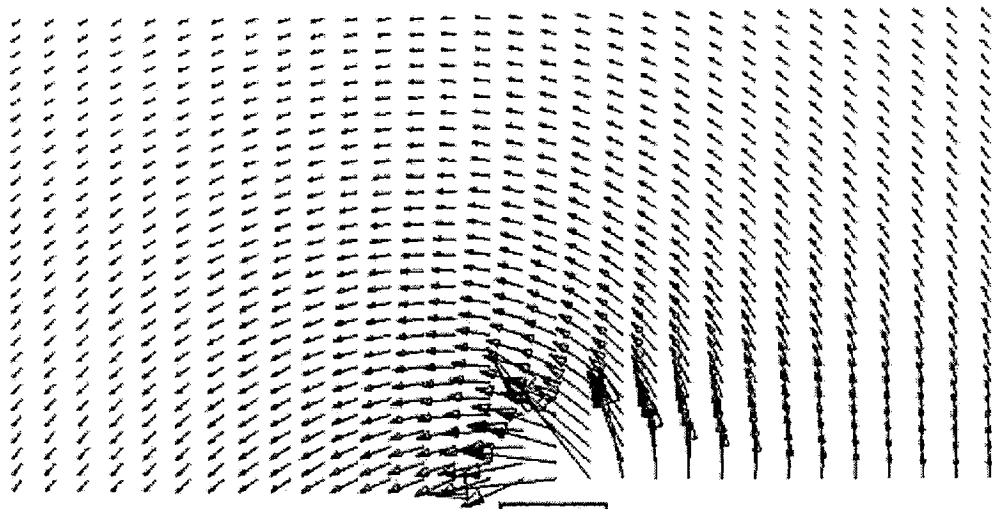
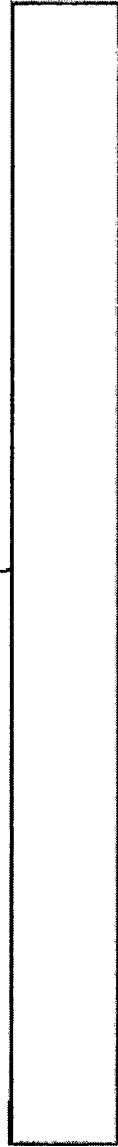


圖 2

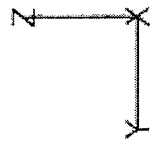


2



$X=2.5m$

圖 3a



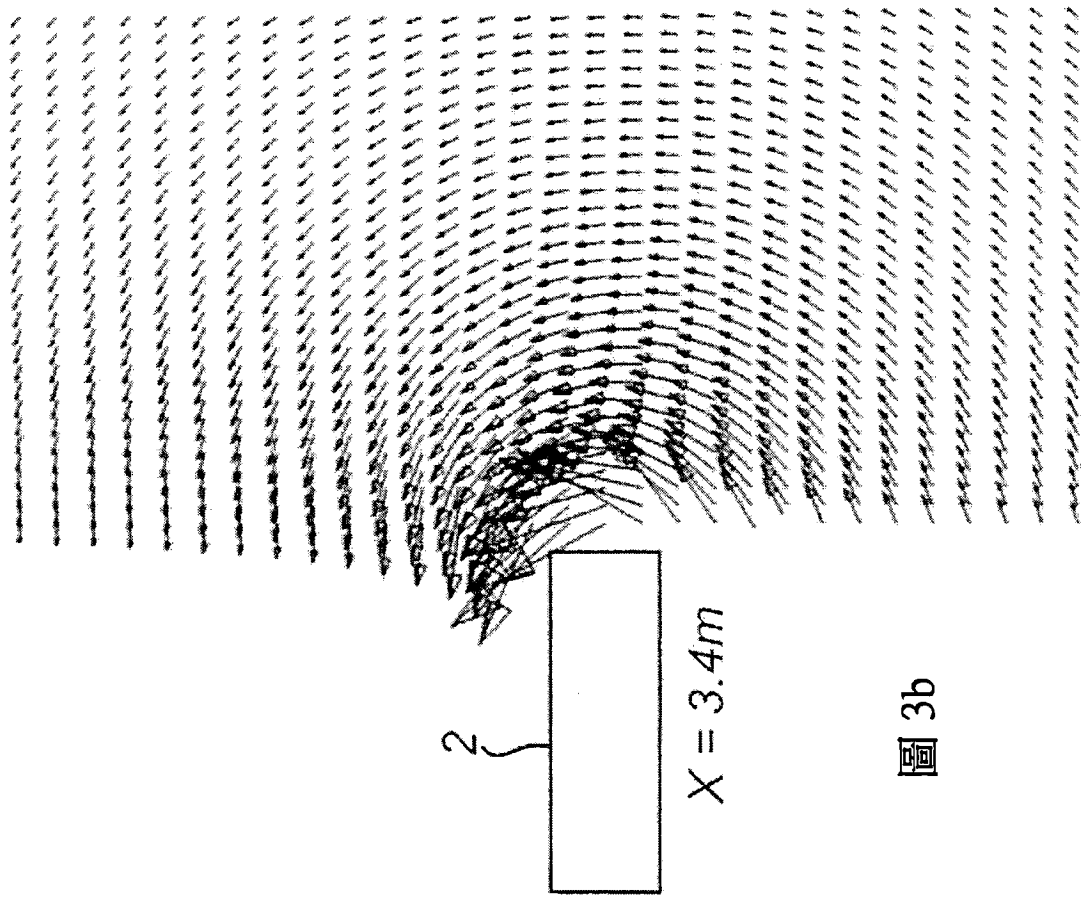


圖 3b

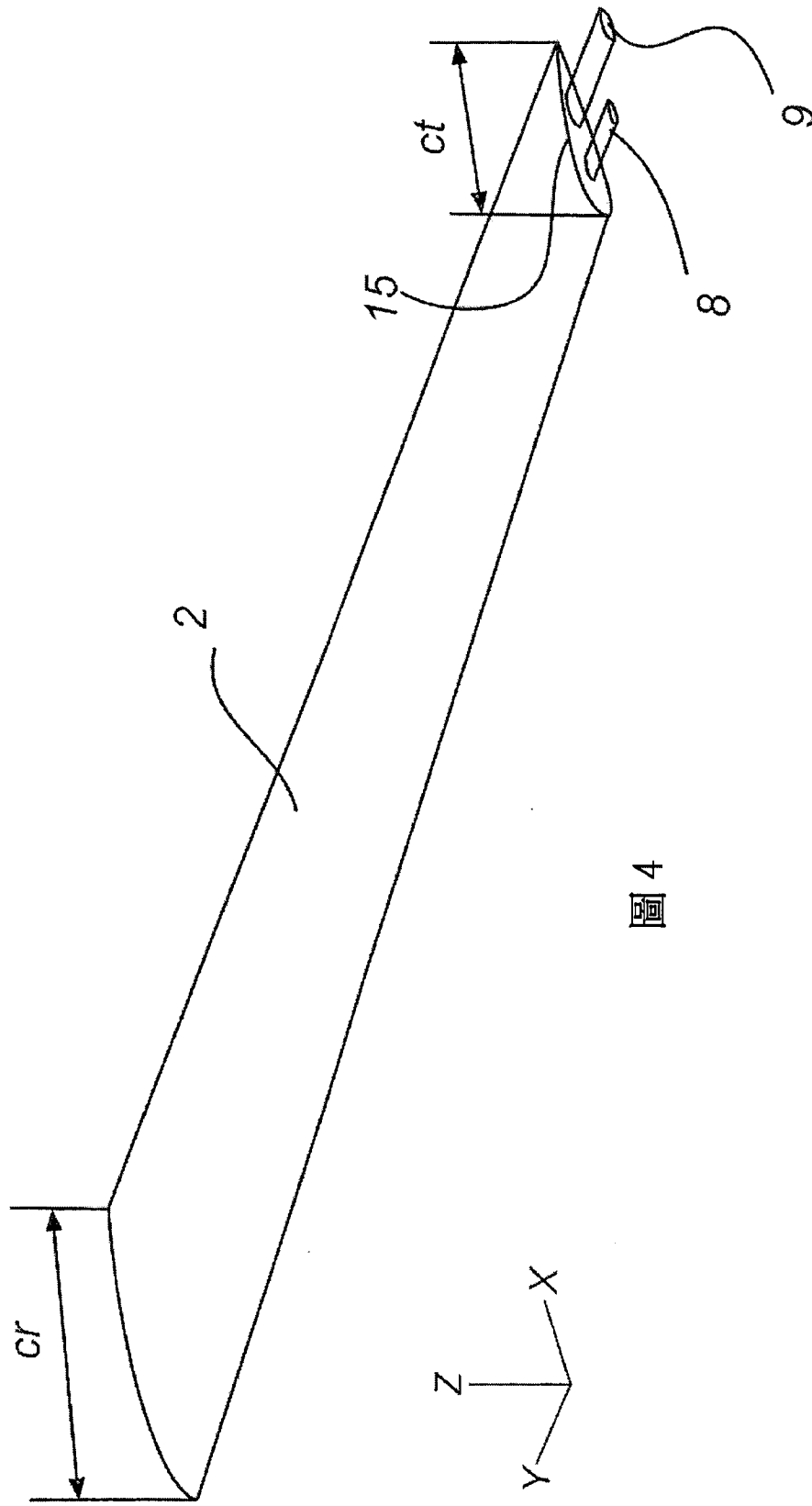


圖 4

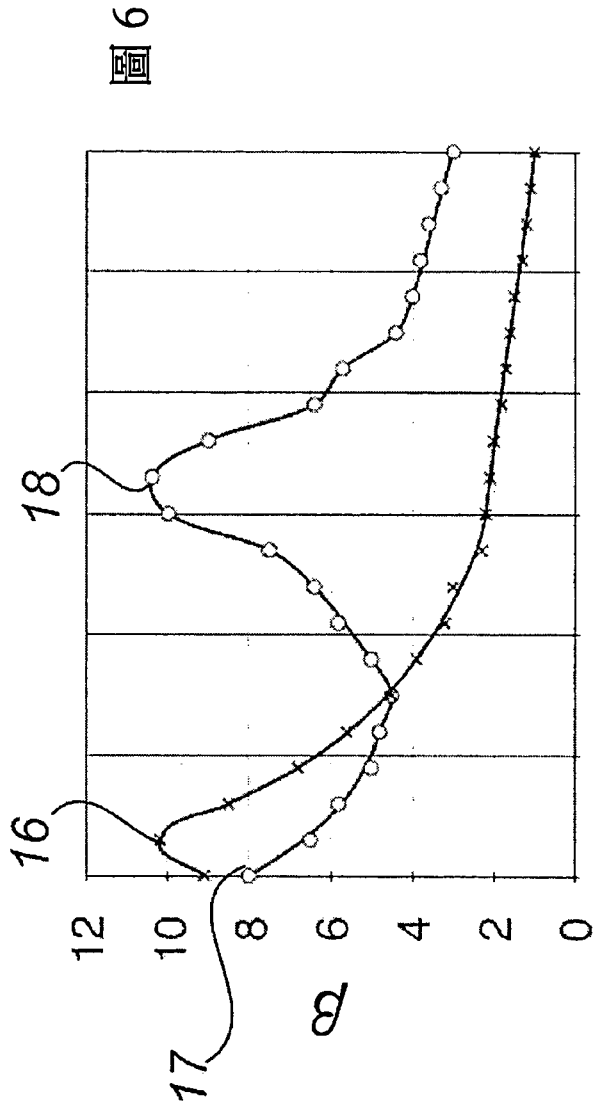


圖6

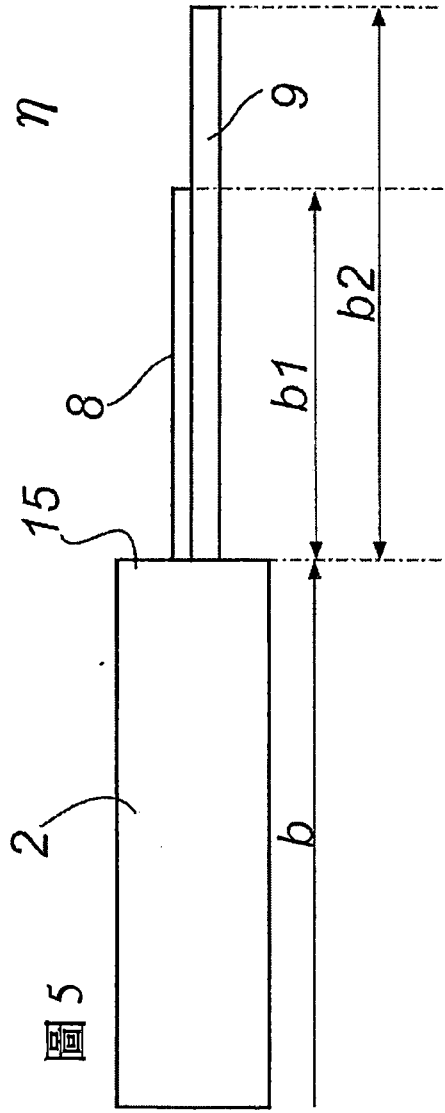


圖5

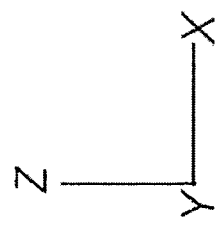
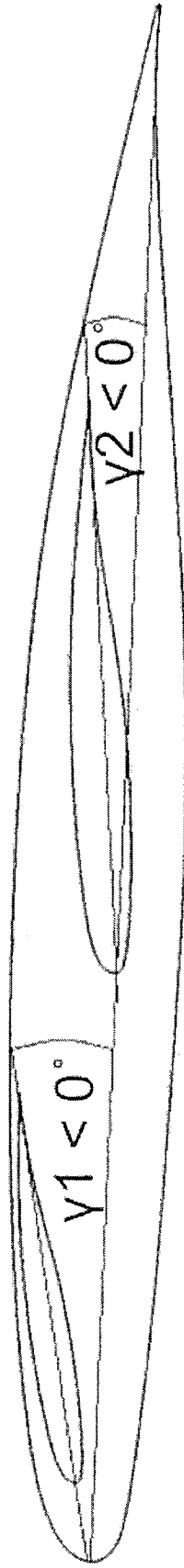


圖 7

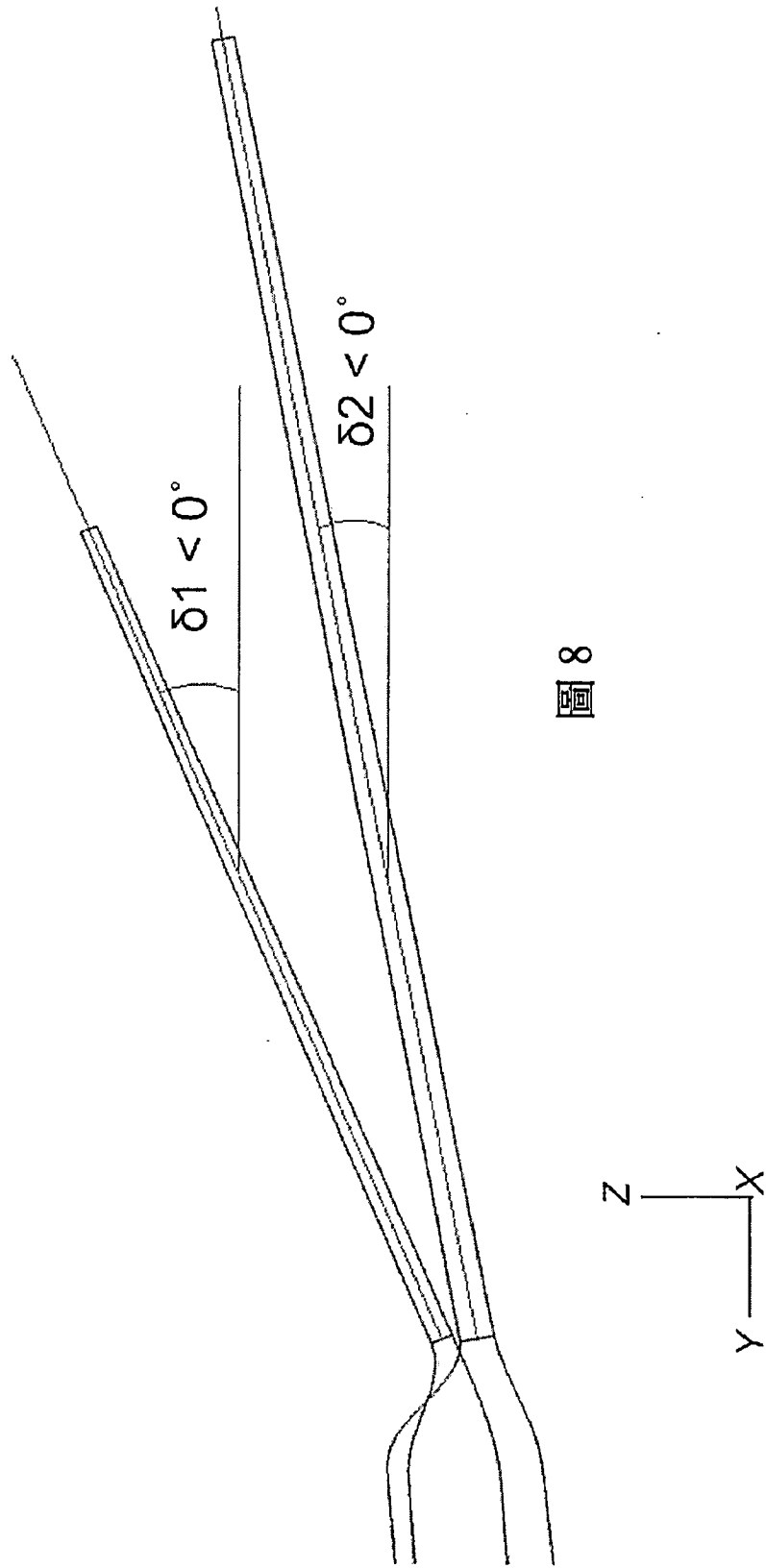


图 8

圖9

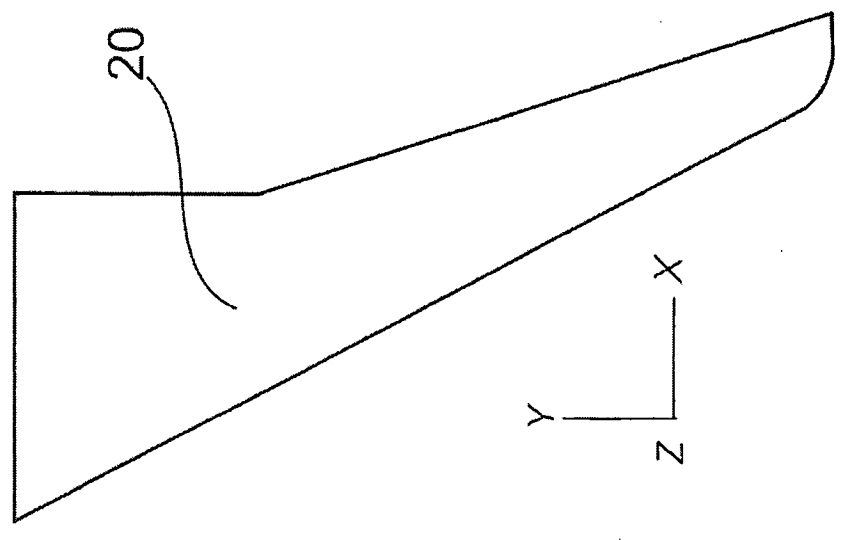


圖10

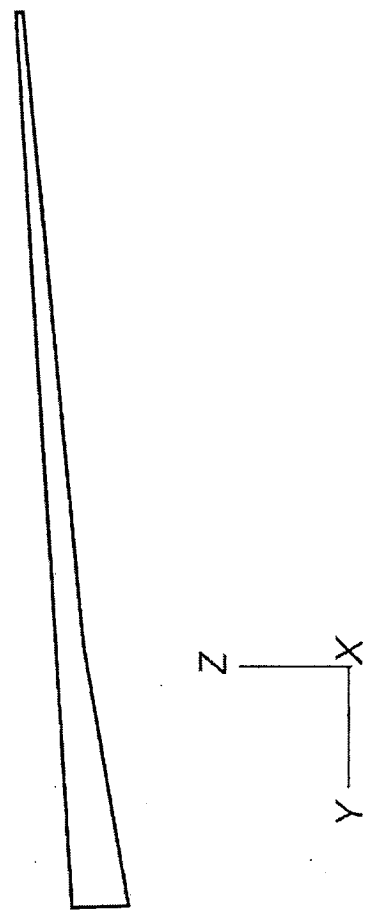
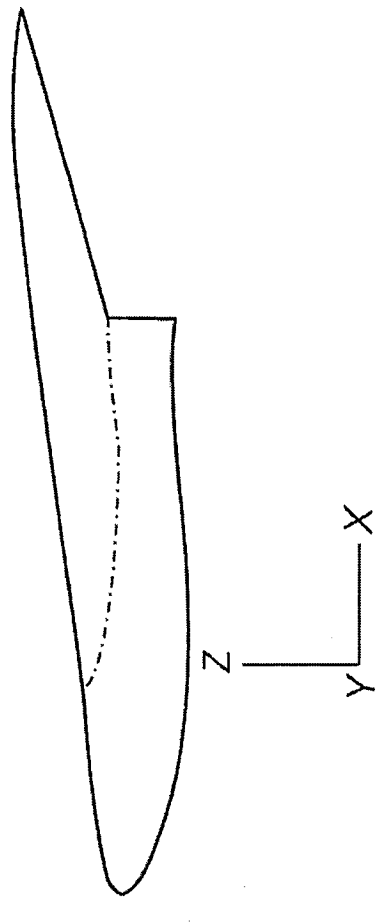


圖11



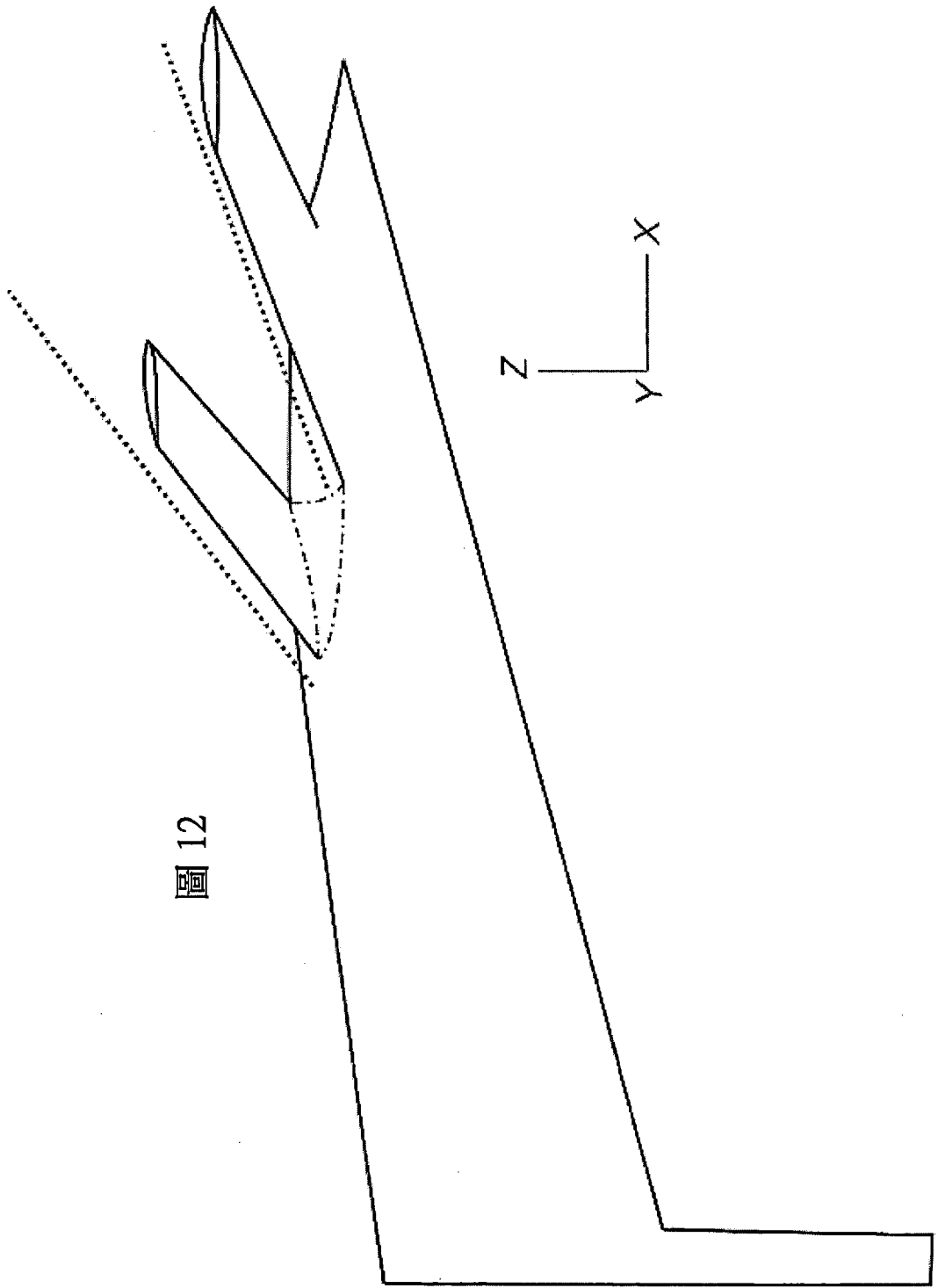


圖 12

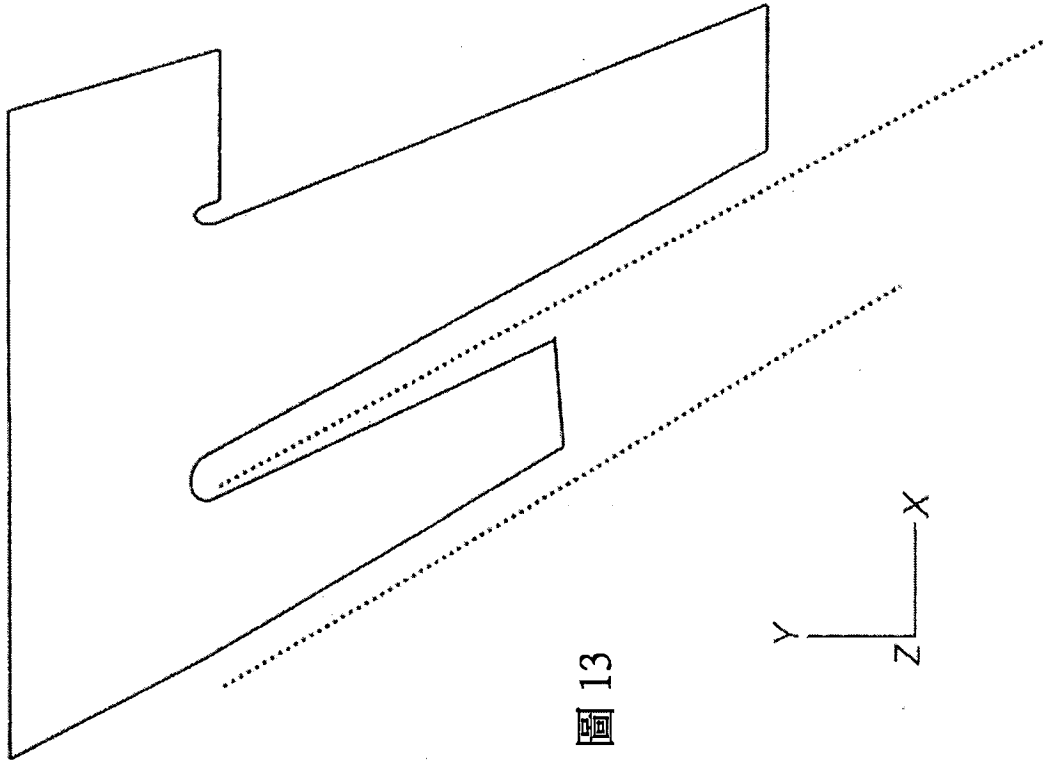


圖 13

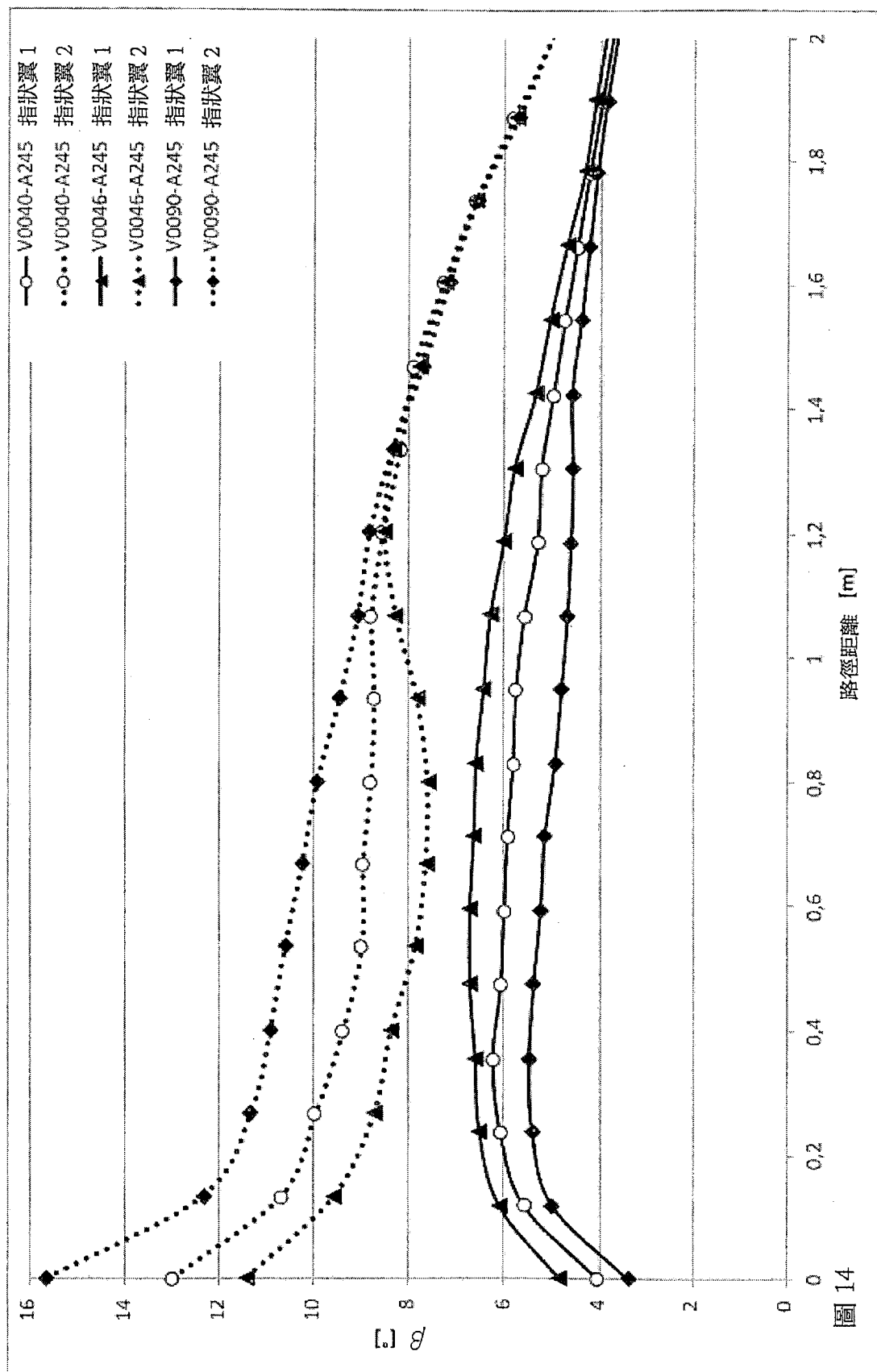


圖 14

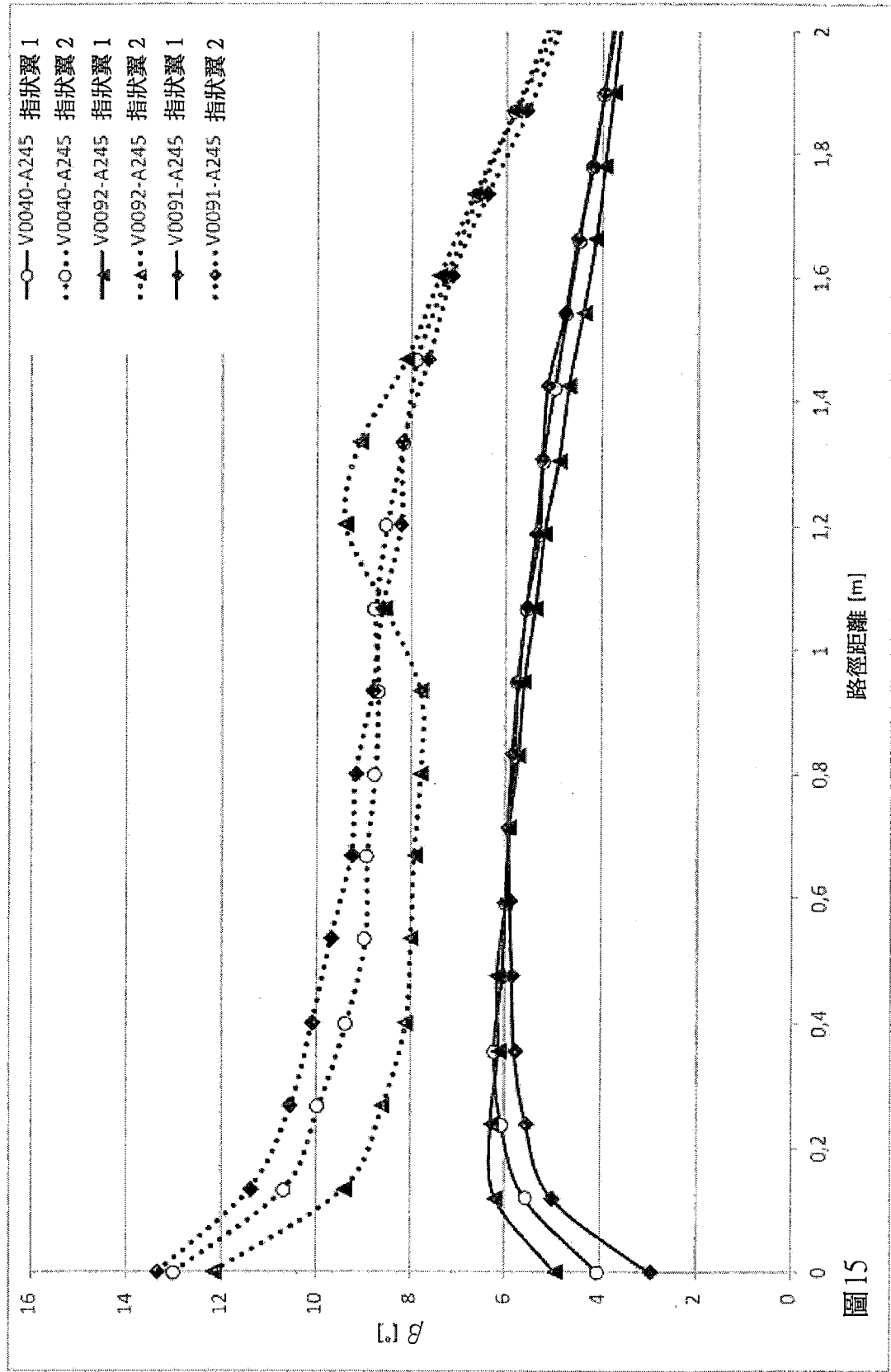


圖 15

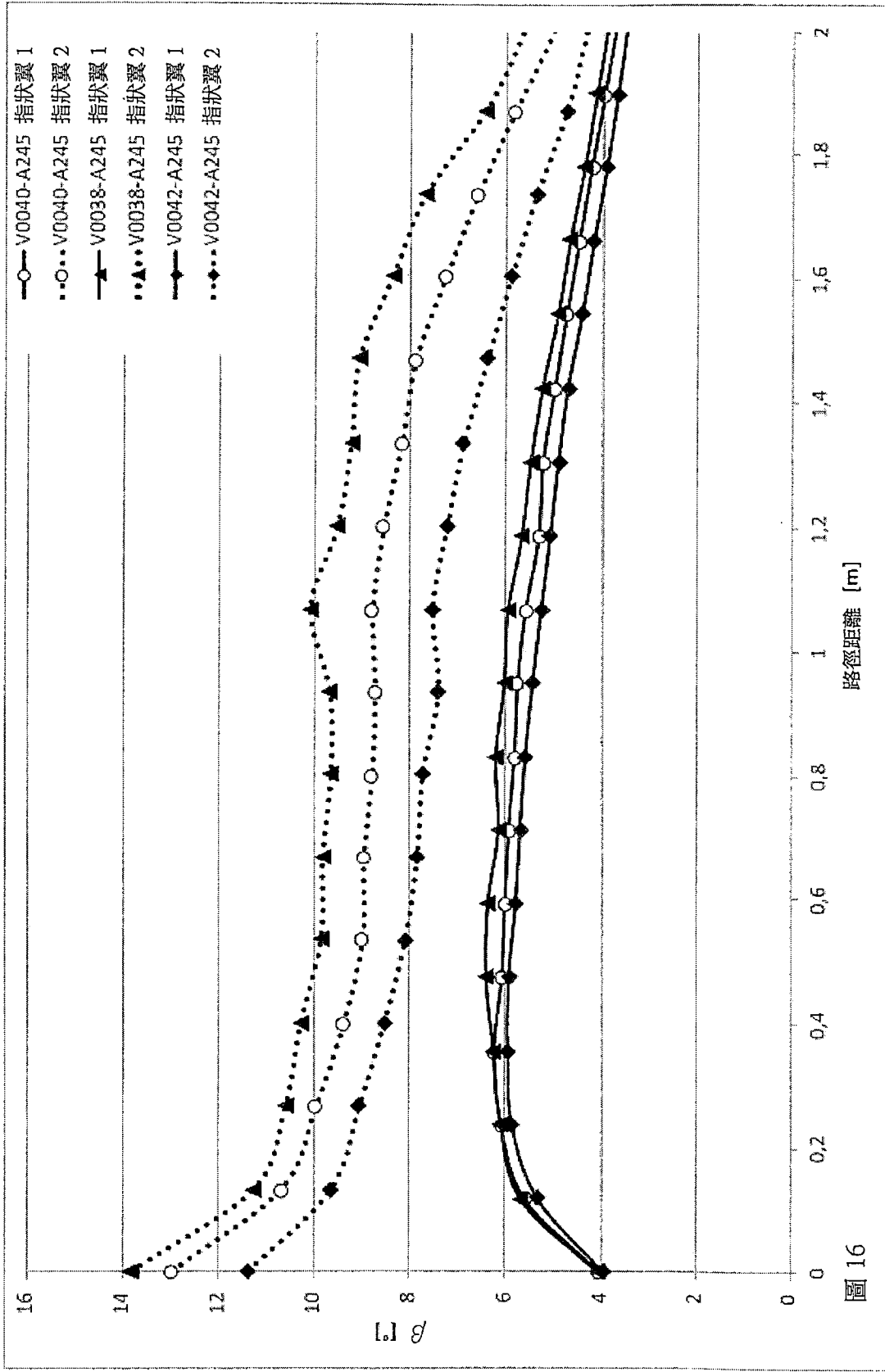


圖 16

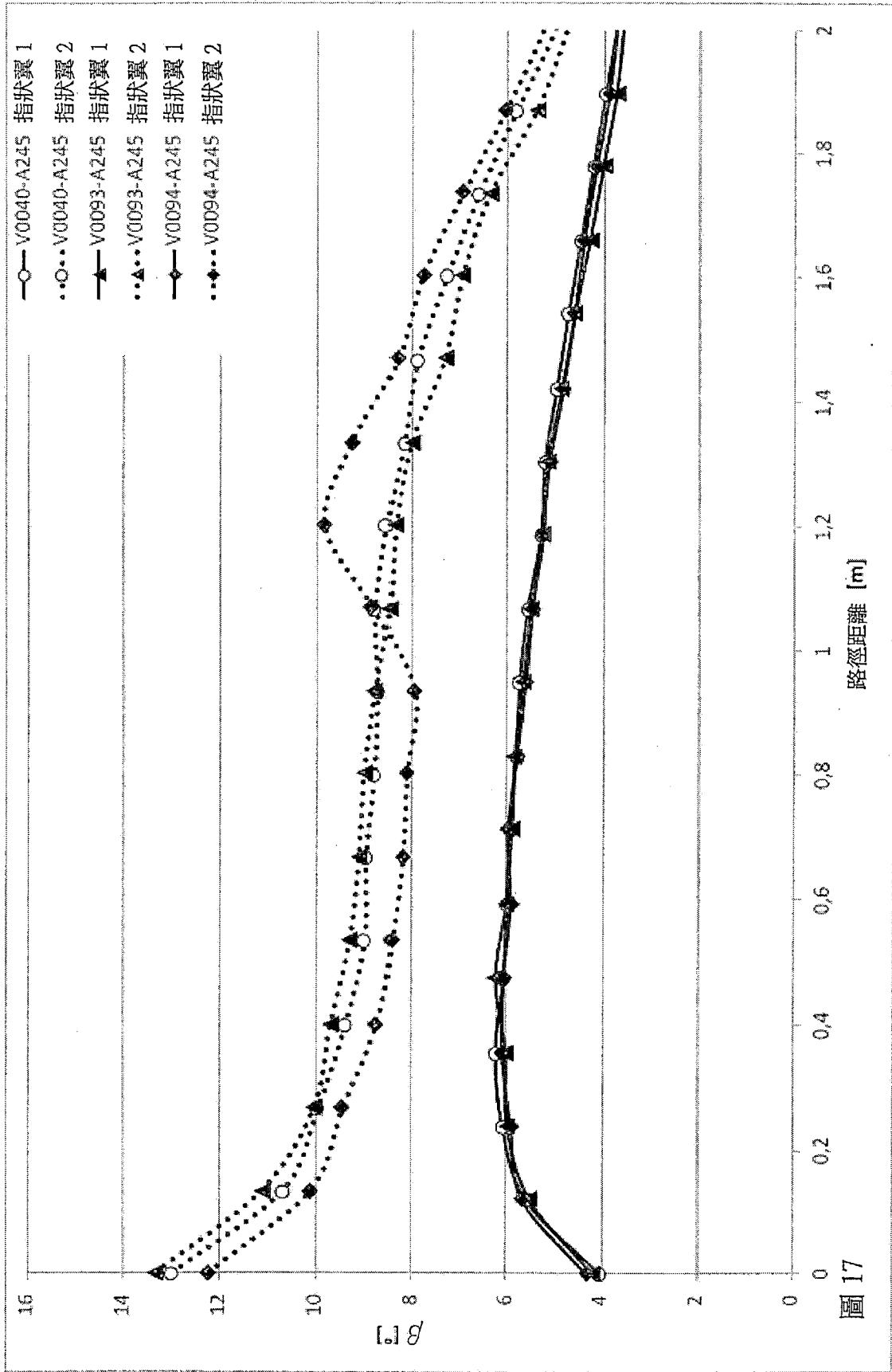
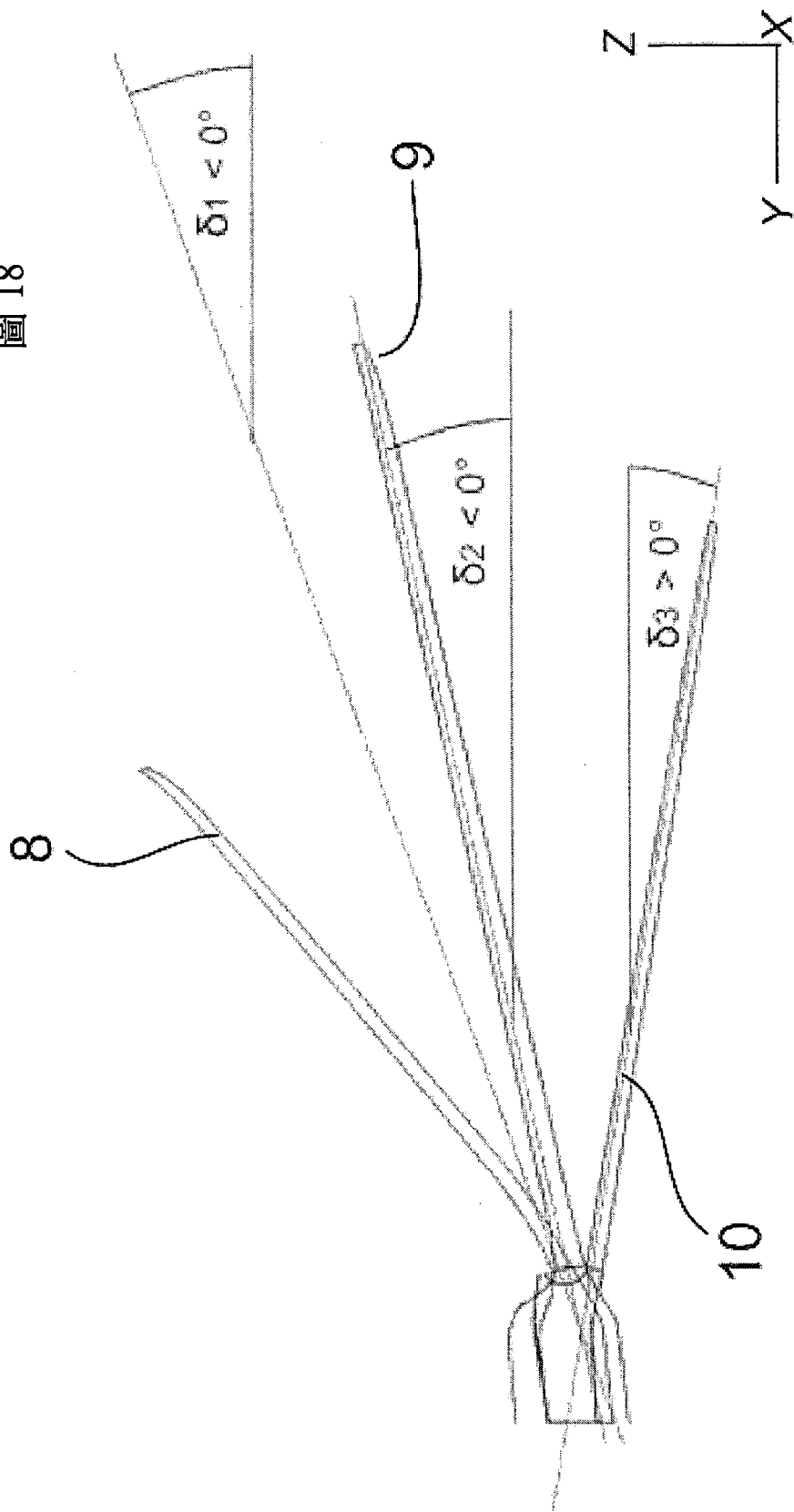


圖 17

圖 18



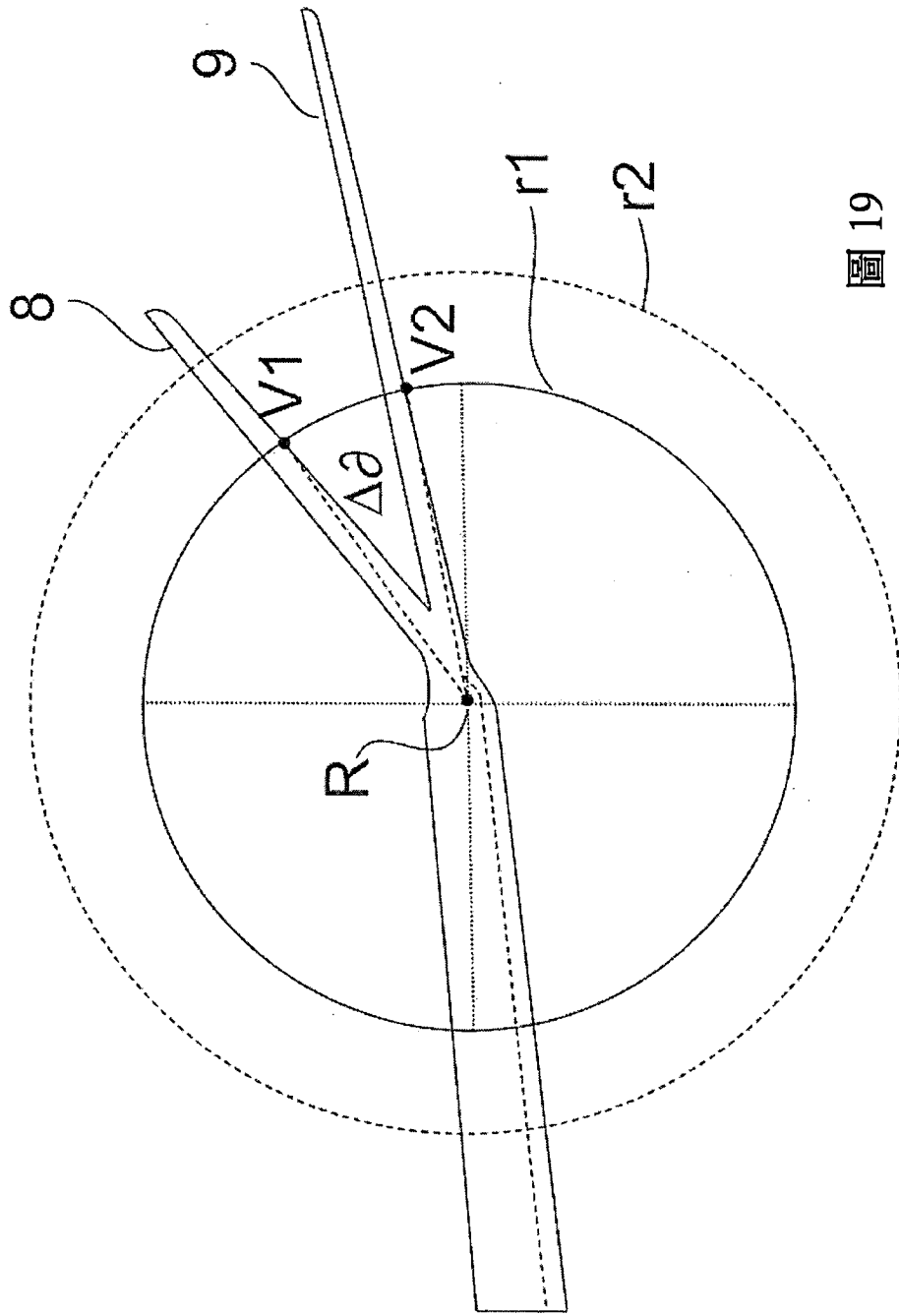


圖 19

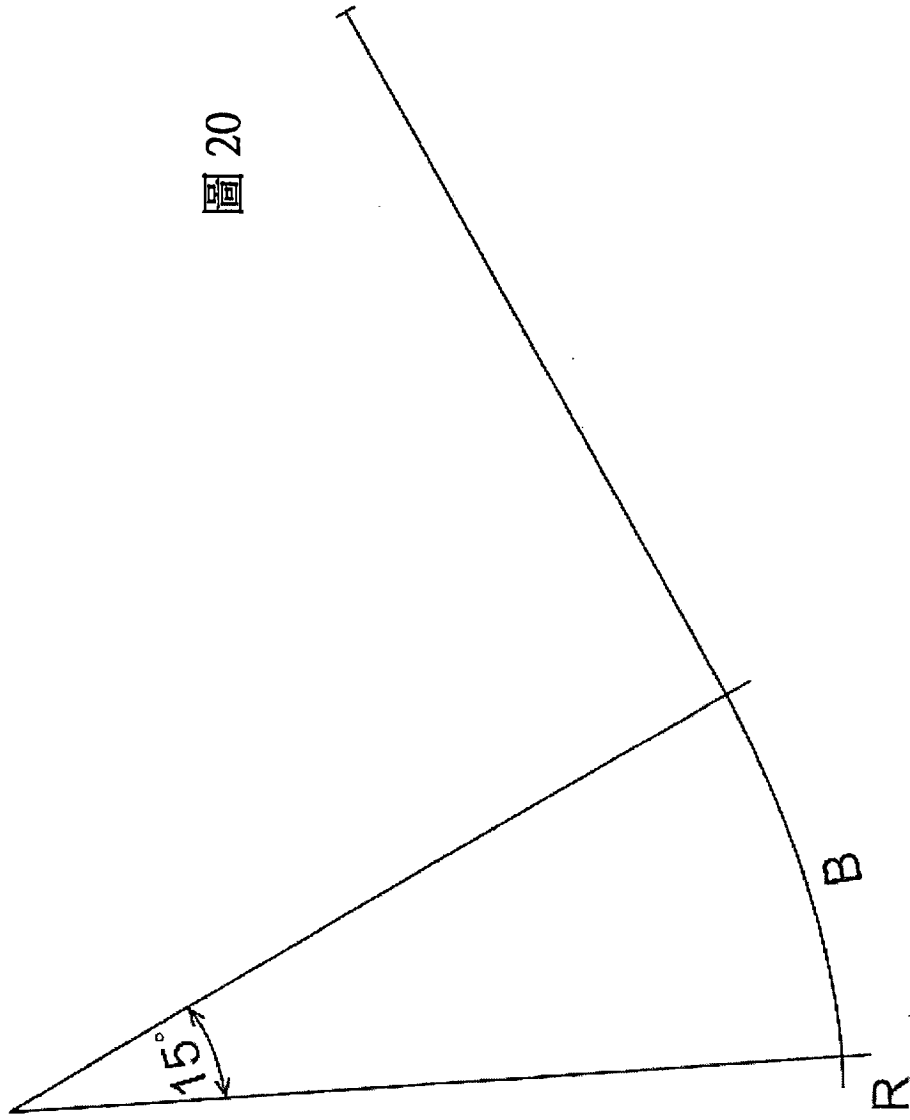


圖 20

.....

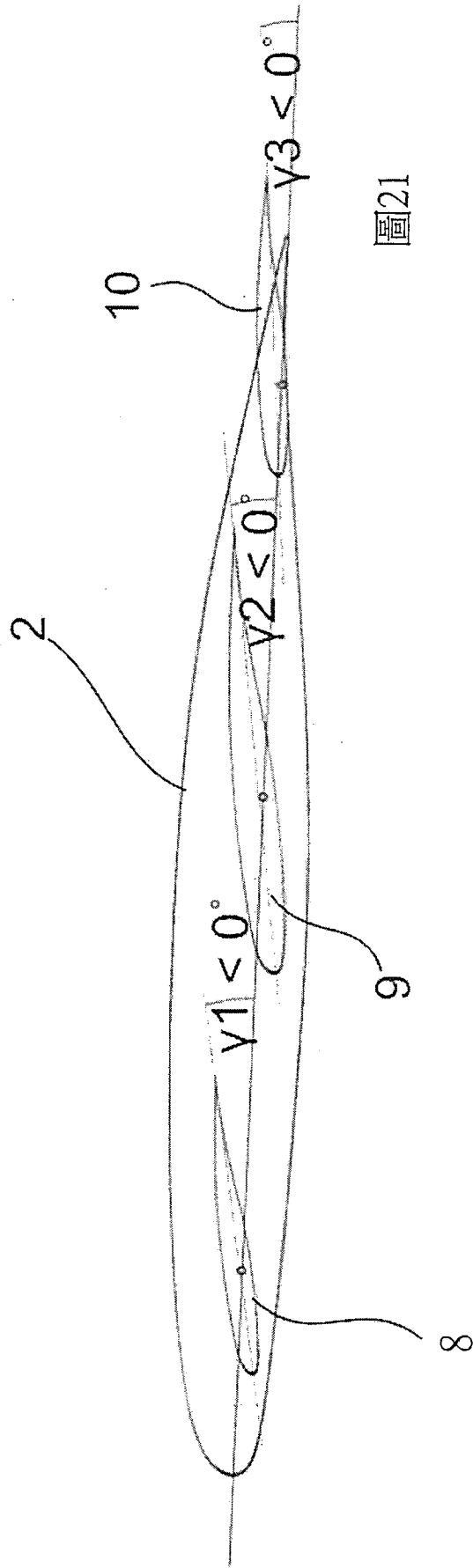


圖21

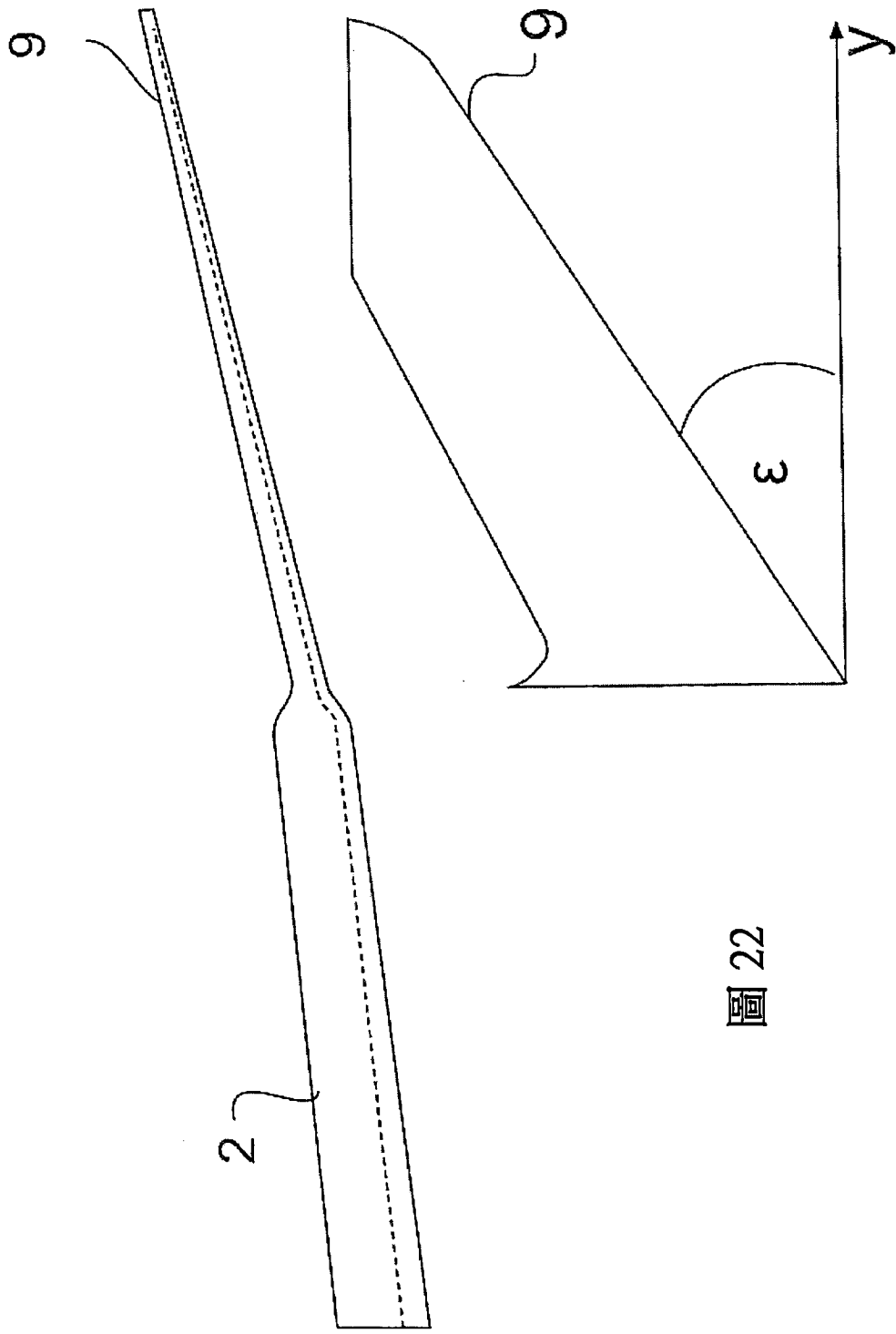


圖 22

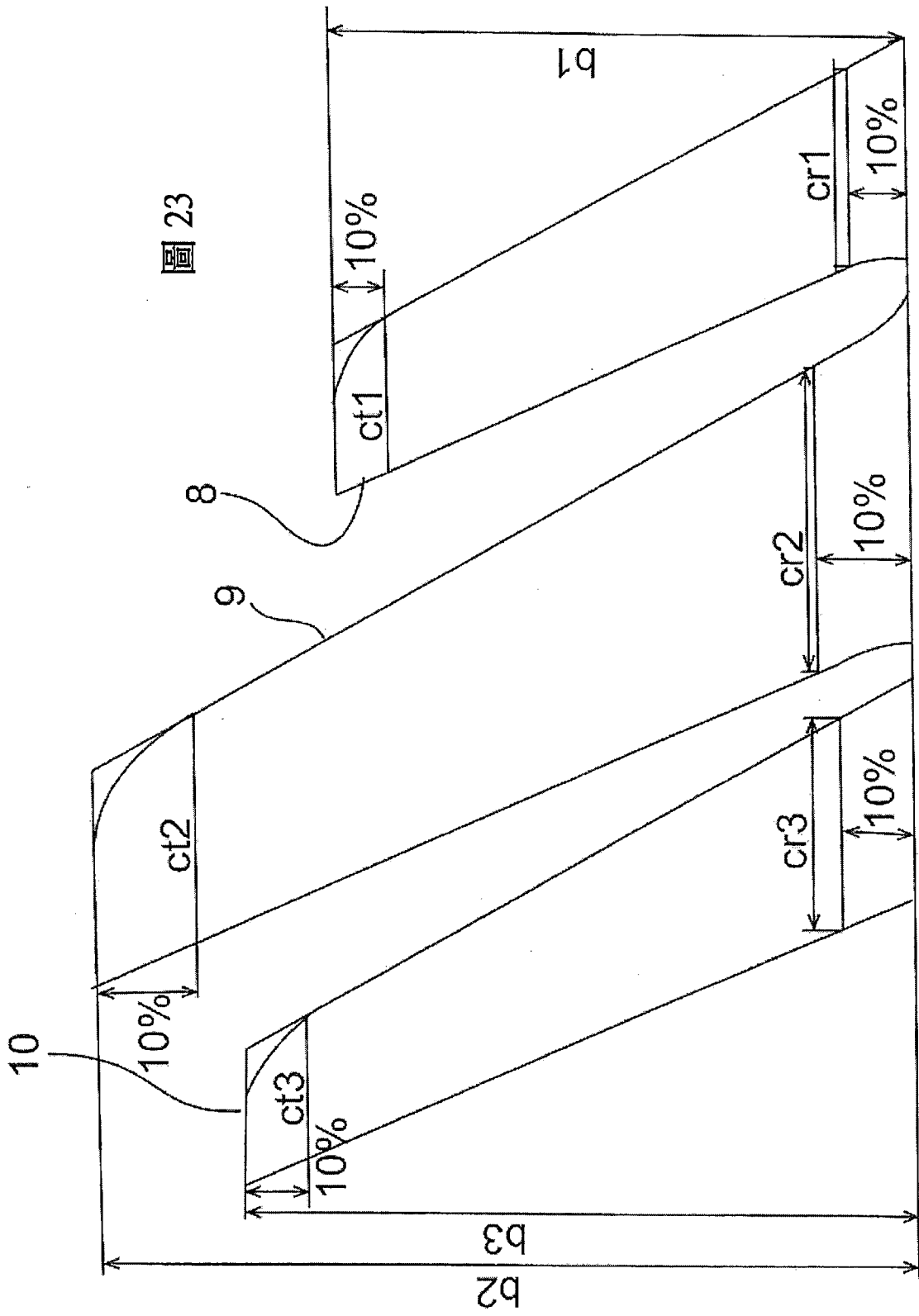


圖 23

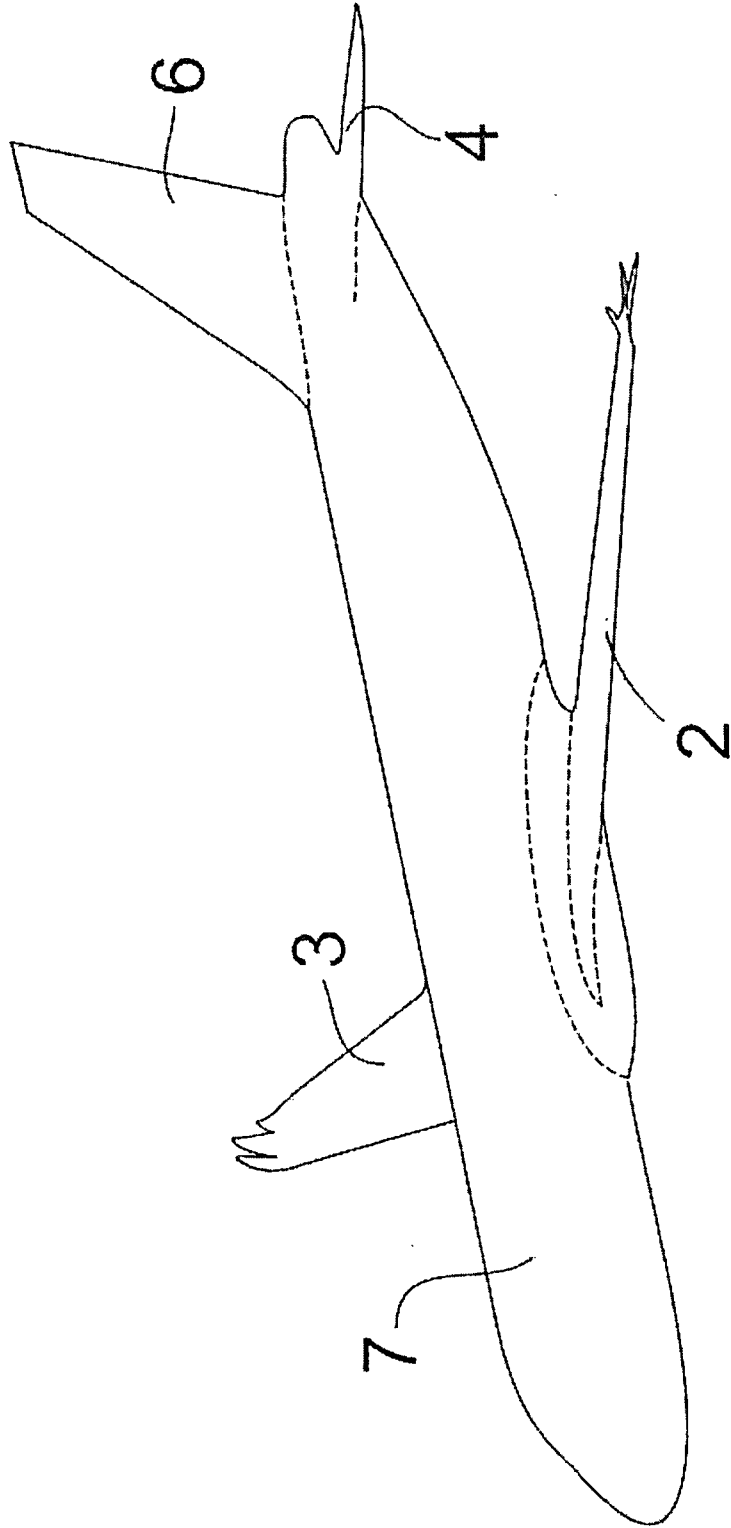


圖 24

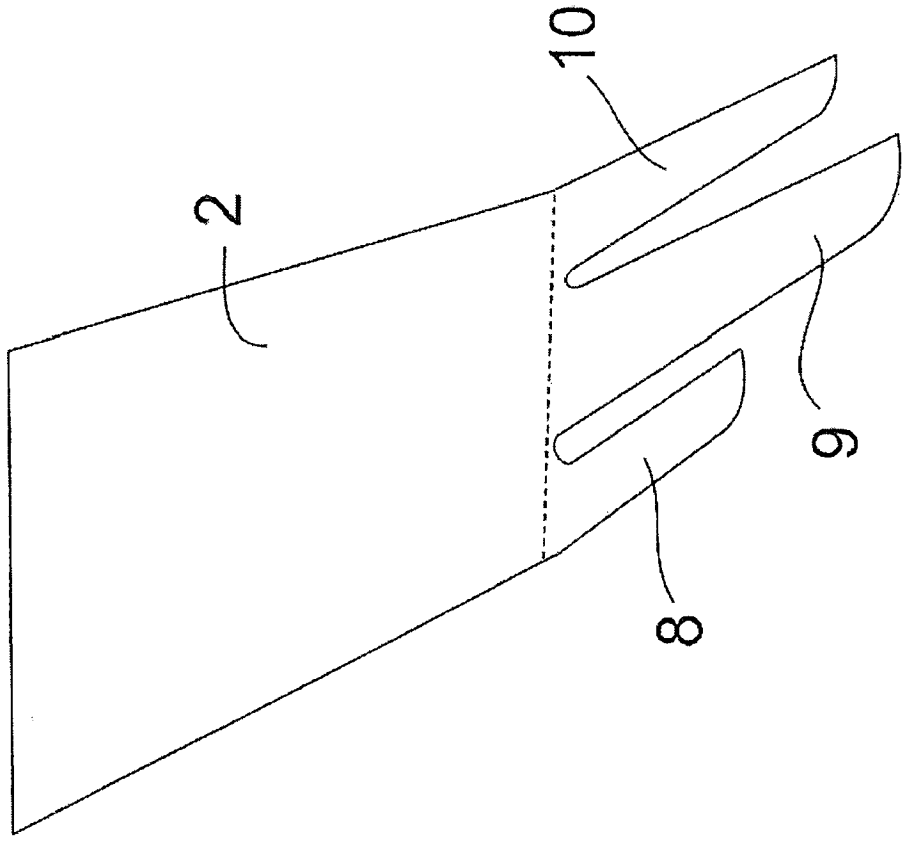


圖 25

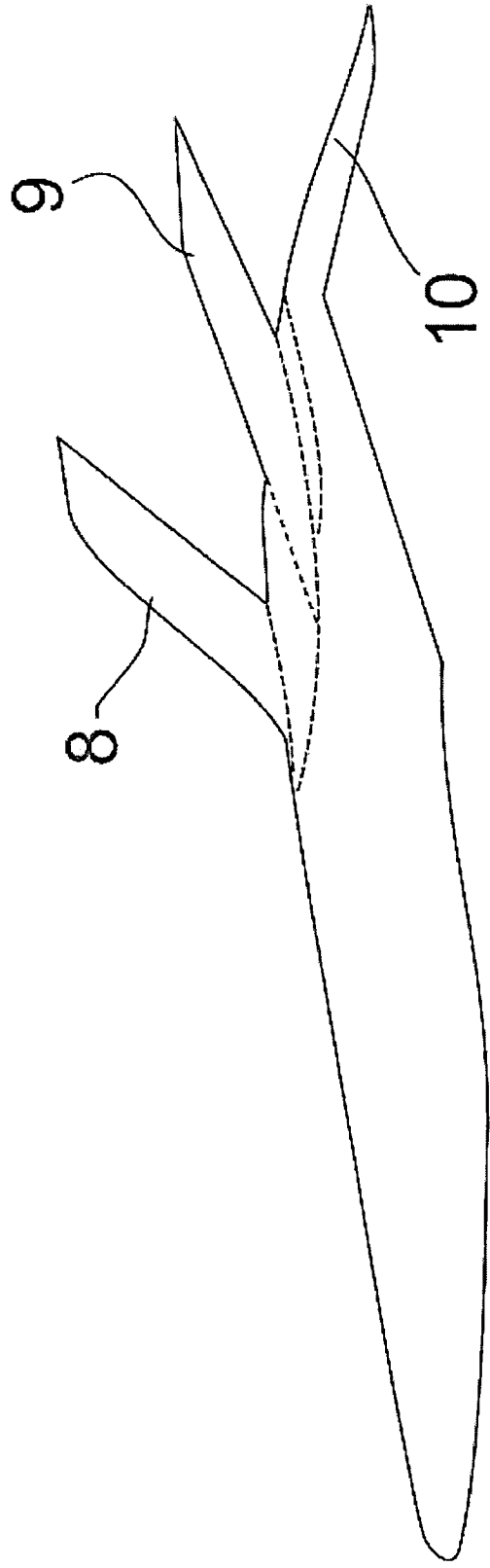


圖 26

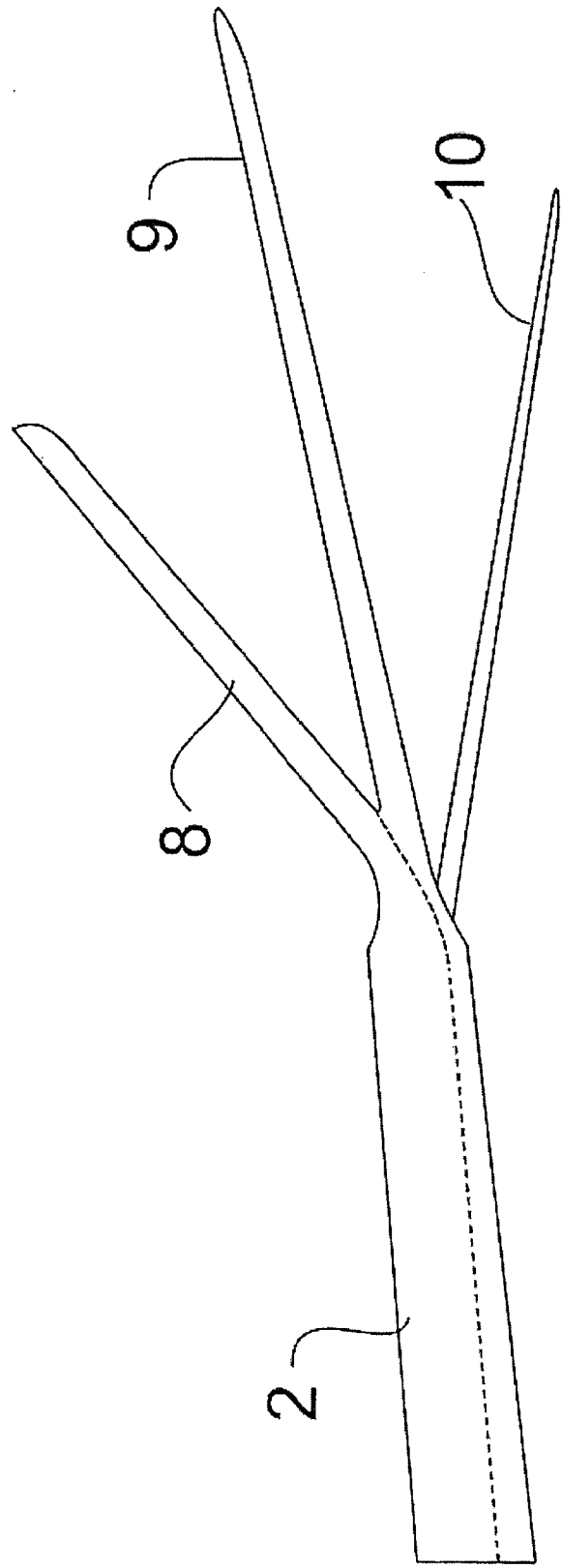


圖 27