**升力不對稱**

旋翼機空氣動力學中的升力不對稱指的是主旋翼兩側升力的不均勻。這是一種現象，其影響了單旋翼直升機向前飛行。

旋翼片和飛機朝著相同的方向移動，稱為前進旋翼；旋翼片朝著相反的方向，稱為後退旋翼。



|  |  |
| --- | --- |
| 後退旋翼側 | 前進旋翼側 |

整個主旋翼的平衡升力對直升機的穩定性是非常重要的。旋翼所產生升力和其空速的平方成正比。旋翼片在零空速滯空，不論其旋轉位置，有相等的空速，因此有相等的升力。向前飛行時，前進旋翼比後退旋翼具有較高的空速，整個旋翼盤造成不相等的升力。

**效應**

當不對稱導致後退旋翼經歷到比保持升力所需較少氣流，後退旋翼失速的情況可能發生。這將導致直升機滾轉到後退側和上仰（由於陀螺進動）。這種情況下，不立即確認可能會導致飛機嚴重失去可控性。

**分析**

想像上述的觀點，單旋翼直升機在靜止空氣中。對於一個靜止的（滯空）直升機，其長度為R公尺的旋翼片，以每秒ω 弧度旋轉，旋翼片尖端以每秒Rω公尺的速度移動。旋翼片尖端所對映出盤上的所有點，旋翼片尖端相對於空氣的速度是一樣的：一切都是平衡的。

現在想像一下，直升機向前飛行，比如說，每秒v公尺。圖中A點旋翼片尖端相對於空氣的速度是旋翼片尖端速度和直升機向前飛行速度的總和：Rω+ v。但在B點旋翼片尖端速度，相對於空氣，是其旋轉速度和向前飛行速度的差：Rω- v。

旋翼所產生的升力，隨著其相對空速增加而增加，向前移動的直升機，旋翼片尖端在A位置產生比B點多升力。所以旋翼盤在右側產生比左邊更大的升力。這種不平衡是“升力不對稱”。

**對策**

不對稱產生“旋翼片上下擺動”：旋翼片被設計成上下擺動 - 升力和扭轉，這樣一種方式，前進旋翼向上擺動產生較小的攻角，從而產生比剛性旋翼片較少升力。相反，後退旋翼向下擺動產生較高的攻角，並產生更多的升力。

為減少升力不對稱，現代直升機旋翼片的安裝以這樣一種方式，攻角隨著旋翼輪轉中的位置而變化，對應於圖中A位置的一側攻角減少，對應於圖中B位置的一側攻角增加。然而，以這種方法減少升力不對稱，存在一個極限，因為前進速度v是重要的現象，因此直升機的速度有上限。這個速度上限稱為，不可超越速度。這個速度是超出其速度，在旋翼片尖端的空氣動力條件會進入不穩定區-如果v是足夠快的，旋翼片尖端A位置快速通過空氣，氣流根本上改變，因為旋翼片尖端變成超音速，而旋翼片尖端B位置可能線性速度不夠，不足以產生有意義的升力（失速狀態-稱為後退旋翼失速。從飛行員及維持穩定向前飛行的觀點，旋翼片尖端進入上述這些空氣動力區是災難性的。

情況變得更複雜，當考慮有兩組旋翼片之直升機，由於至少在理論上， 一個旋翼盤的升力不對稱由另一旋翼盤的升力增加而抵銷：雙旋翼直升機的兩個旋翼盤旋轉方向相反，從而反向相加相關向量方向。然而，由於旋翼片尖端進入超音速空氣動力領域是不穩定的狀況，影響向前飛行，甚至有兩個旋轉方向相反旋翼盤的直升機將受制於不可超越速度。前後縱列旋翼直升機為例，如CH-47契努克，其他因素如整個設計的空氣動力阻力和發動機動力，可共同確保直升機是無法達到由升力不對稱所造成，不可超越速度。以卡莫夫Ka-50的“黑鯊” 為例，這是一個同軸的設計，直升機可能進入這個空氣動力領域，因為它有足夠的發動機動力，飛行員操作直升機時需要考慮到這一點。

**譯自維基網站**