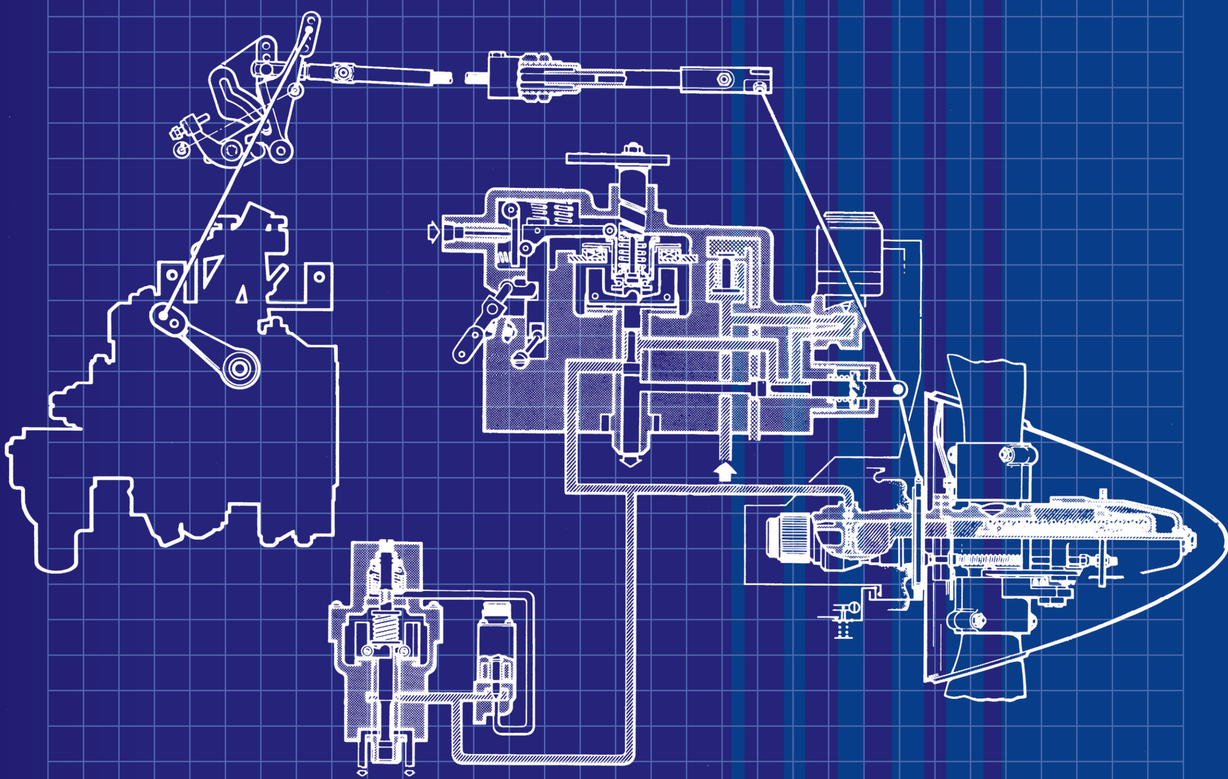
航空工学講座 6

プロペラ

Propeller



公益社団法人 日本航空技術協会

目　　次

第 1 章　プロペラの基礎

1-1　プロペラの推進原理と推力

今日、航空機の推進法としては、プロペラ推進、ジェット推進およびロケット推進をあげることができる。プロペラ推進はエンジンの出力でプロペラを回転し、空気に加速度を与えて推力を得る。ジェット推進やロケット推進では、後方に高速ガスを噴出し、その反動によって推進する。後者の推進法をプロペラ推進と区別して、反動推進と呼ぶことがある。しかし、力学の一般原理に従えば、プロペラ推進も空気の反動を利用している。

回転中のプロペラの羽根は周囲の空気に作用を与え、これを加速しつづける。作用を受けた空気はプロペラに、その反作用を返す。これがプロペラの推力である。プロペラが周囲の空気に及ぼす作用の大きさは、ニュートンの第 2 法則により、運動量から求めることができる。第 2 法則によれば「任意方向の運動量の変化の割合は、その方向の外力に等しい」。この表現をプロペラの推力に適用すれば、「**空気に与えられた運動量の推力方向の変化の割合は、与えられた推力に等しい**」と言い換えることができる。

いま、プロペラにより単位時間に作用を受けた空気の質量を m、空気が得た速度を u とすれば空気に与えられた運動量は mu となり、これが推力 T に等しい。

$$T = mu \quad \cdots\cdots(1\text{-}1)$$

プロペラ推進では、この推力を得るのに比較的多量の空気に小さな速度を与える。一方、ジェット推進やロケット推進では、少量の空気に大きな速度を与えて推力を得る。

さて、(1-1) 式で表される運動量を空気に与え、空気を加速するためには、空気にエネルギを与えなければならない。このエネルギの大きさは、空気の運動エネルギの増加 Ke から求めることができる。

$$Ke=\frac{1}{2}mu^2 \quad \cdots\cdots(1\text{-}2)$$

従って (1-1) および (1-2) 式より、同量の推力を得るのにも与えるエネルギを少なくするためには、**大きな m に小さな u を与えた方がよい**ことがわかる。この点から見れば、プロペラ推進の方が効率がよいことになる。プロペラが、できるだけ大直径のものを用い、後流の速度を落とそうとしている

ことは、この事実から説明できる。

しかし、ここに述べてきた理論は正しくない点を含んでいる。それは機速を省略したからである。飛行機が速度 V で前進しているときには、空気にさらに余分の運動量 mV を与えなければならない。このことを理解するため、機上に座標の原点をとれば、プロペラ面の流れの状態は図 1-1 のようになる。飛行機が空気に与えた運動量は $m(V+u)-mV=mu$、飛行機の行う有効仕事は $T\times V=muV$ となる。一方、飛行機が空気に運動量 mu を与えるために費やしたエネルギは、空気が得た運動エネルギの増加に等しいから

$$\frac{1}{2}m\{(V+u)^2-V^2\}=muV\left(1+\frac{u}{2V}\right)$$ である。

従って、プロペラの推進効率 η は

$$\eta=\frac{T\times V}{\frac{1}{2}m\{(V+u)^2-V^2\}}=\frac{1}{1+\frac{u}{2V}} \cdots\cdots(1\text{-}3)$$

すなわち、高い効率を得るためには、(u/V) の値が小さいほどよい。

ピストン機では通常

$V=300$mph（440ft/sec）、$u=800$ft／sec

ジェット機では

$V=600$mph（880ft/sec）、$u=2{,}000$ft/sec

ロケット機では

$V=1{,}000$mph（1,467ft/sec）、$u=7{,}000$ft/sec

くらいであるから (u/V) の値は、それぞれ 1.8、2.3 および 4.8 くらいとなり、ロケット機は、とても商業機として使用できないほど効率の悪いことがわかる。

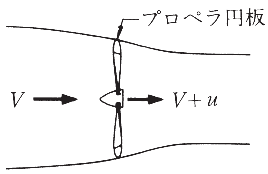


図 1-1

1-2　プロペラの羽根と作動状態

飛行機のプロペラは、普通２～６枚の**羽根**（Blade）と、中心にある１個のハブ（Hub）で構成されている。**ハブ**は羽根を保持する役目と、エンジンによって駆動されるプロペラ軸またはクランク軸へプロペラを取り付ける役目とをもつ。

プロペラの羽根は、**図 1-2** に示すように、その断面の形が飛行機の主翼と同じである。ただ、回転する点が主翼と異なり回転のため高い遠心力を受けるので羽根の付根は**シャンク**（Shank）と呼ばれる円形断面を成している。しかし、推力を発生するというプロペラ本来の役目をつかさどる羽根の中央部は飛行機の主翼と全く同様の断面をもち同様に作動する。

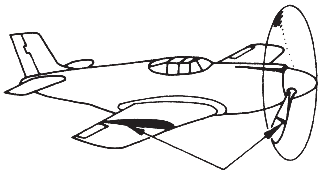


図 1-2

図 1-3 は、プロペラ各部の名称を示すが、下の図は羽根の半径 r の断面 A-A を羽根の軸方向から見たところである。プロペラが回転する面はプロペラ回転面または**プロペラ円板**（Disk）と呼ばれ、羽根断面はプロペラ回転面とある角度 β を成しており、この β を**羽根角**（Blade Angle）という。

羽根の任意の半径 r と（$r + dr$）とに囲まれた微小部分の断面は**翼素**（Blade Element）と呼ばれる。ここで dr は無限に小さな距離であり、羽根は翼素の集まりと考えられる。

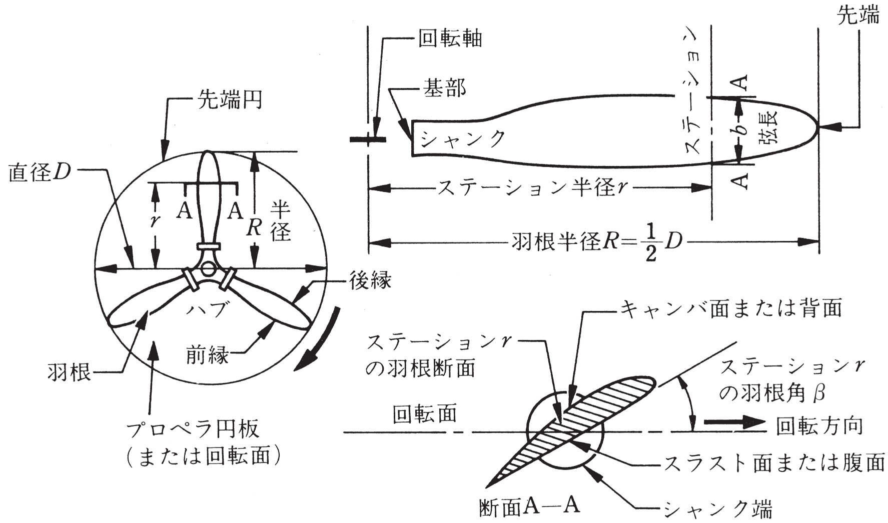


図 1-3　プロペラ各部の名称と記号

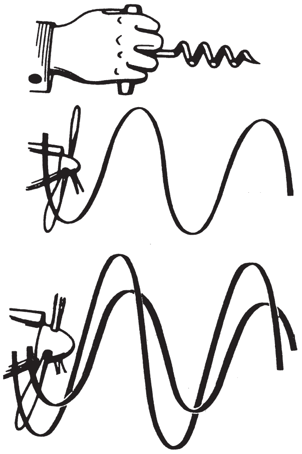


図 1–4

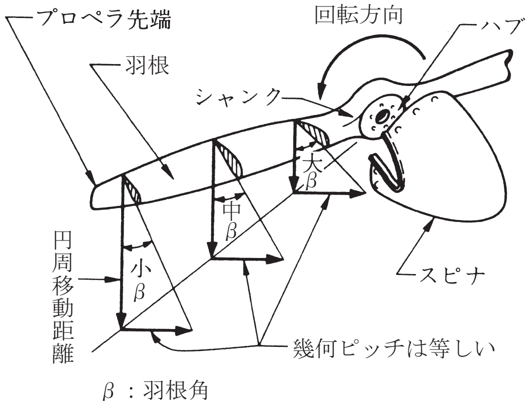


図 1–5

羽根ステーション（Blade Station：STA）とは、ハブの中心から指定された距離のところにある羽根上の参考位置である。

プロペラの羽根が推力を発生するためには、羽根断面はプロペラ回転面に対してある角度をもっていなければならない。飛行中のプロペラが回転しているときには、羽根の各断面は飛行機の前進運動と、その断面の回転運動とを合成した運動を行う。従って、各断面は**図 1–4** に示すような、ラセンを描いて進むことになる。

羽根が回転すると**図 1–5** に示すように円周移動距離は、ハブに近い断面よりも先端近くの断面の方が長い距離を動くことになる。幾何ピッチ（1-5　プロペラのピッチ参照）は、円周移動距離に直角な線と羽根角（β）の延長線との交点となることから、羽根が 1 回転したとき各断面における幾何ピッチが等しくなるように羽根角（β）は、ハブに近い断面では大きく、先端近くの断面になるほど小さくなるように**ねじり**が付けられている。このねじりのため、羽根角は半径によって異なるので、普通、これを指定するには 2 / 3 R、0.7 R または 3/4 R のところの値で代表させる。**図 1–6** は代表的なプロペラのピッチ分布の一例である。

いま、プロペラ回転数を n とすれば、前述のように半径 r のところの羽根断面はプロペラ軸のまわりに 2 πrn の速度で回転し、一方、回転面と直角な飛行方向へ飛行の前進速度に等しい速度 V で進む。**図 1–7** は、この状態におけるプロペラ羽根断面の作動状態を示す。ベクトル（V_r）は前進速度ベクトル（V）と回転速度ベクトル（2 πrn）を合成したもので、このベクトルの方向と向きは羽根断面の進むラセン路の方向と向きを表している。言い換えれば、空気流は、この方向から羽根断面へ流入する。

合成ベクトル（V_r）とプロペラ回転面のなす角（ϕ）は**前進角**（Angle of Advance）、または**ラセン角**（Helix Angle）と呼ばれる。断面の**弦**はこのラセン路方向から、さらに迎え角 α だけ傾斜しており、結局、羽根断面は空気に対し、ラセン速度（V_r）、迎え角 α で運動し、空力反力（R）を受けることになる。

これらの値の関係を数式にまとめれば

$$\beta = \alpha + \phi \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (1\text{-}4)$$

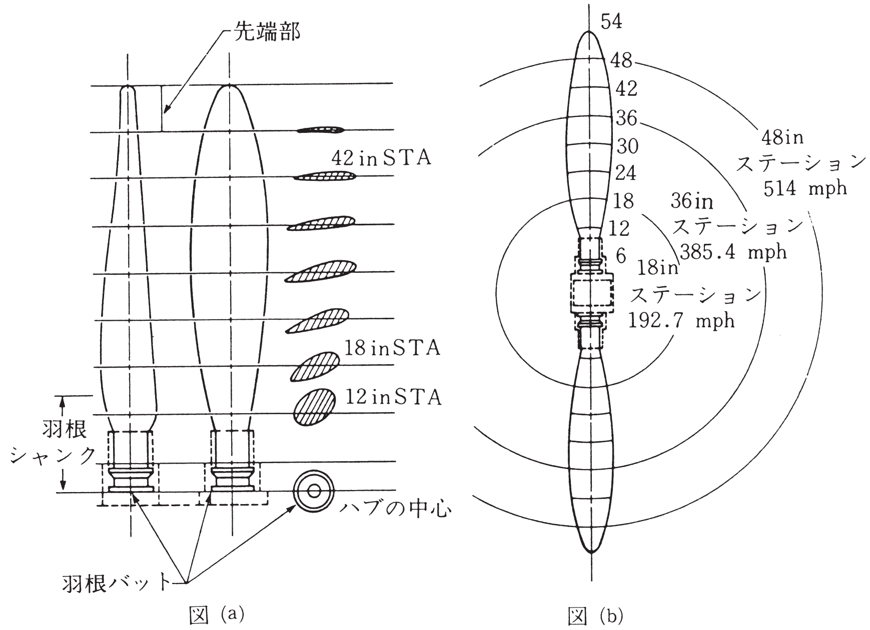


図 1-6　1,800 rpm 時のステーションの速度とピッチ分布

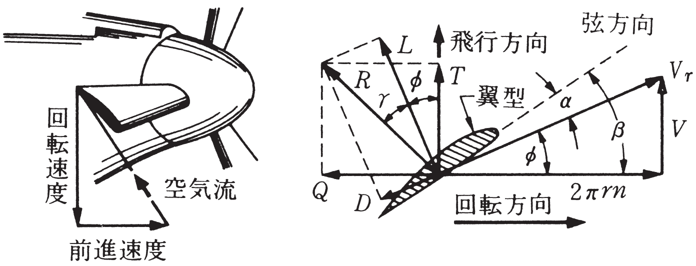


図 1-7　プロペラ断面（半径 r）のベクトル

$$V_r=\sqrt{V^2+(2\pi rn)^2} \quad \cdots\cdots (1\text{-}5)$$

$$\tan\phi=\frac{V}{2\pi rn} \quad \cdots\cdots (1\text{-}6)$$

（R）は重要な意味をもつ２組の座標系に分解することができる。１組は（V_r）に直角な成分と、平行な成分に分解したもので、これらはそれぞれ、この羽根断面の揚力（L）と抗力（D）を表す。もう１組はプロペラの性能を問題にする場合の分け方で、プロペラ軸に平行な成分と、回転面に平行な成分に分解したものである。これらの成分は、それぞれ推力（T）と、トルク（Q）である。

推力はプロペラ軸に沿って働き、飛行機を前進させようとする成分である。トルクはプロペラ回転面に平行に働き、プロペラの回転を阻止しようとする成分であり、プロペラを回転するためには、これに打ち勝つだけのトルクをエンジンからプロペラへ供給しなければならない。

羽根の形状は、普通、プロペラ径・基本設計揚力係数（Basic Design Lift Coefficient）または反り・

厚さ比・剛率によって与えられる。たとえば、最近の NACA の羽根表示 NACA10-(3)(08)-03 では、最初の数字はプロペラ径（ft）を表し、次のカッコ内の数字は 0.7 R（半径）のところの基本設計揚力係数の 10 倍、第 2 カッコ内の数字は 0.7 R のところの厚さ比の 100 倍、最後の数字群は 0.7 R のところの弦長を、その半径における円周で割った比、すなわち剛率（2 字は 100 倍、3 字は 1,000 倍）を表している。

1–3　いろいろな飛行状態における前進角

地上滑走時には、**図 1–8** (a)に示すように、プロペラ回転速度 n_1 に対し前進速度 V_1 が特に小さいので、これらの成分からでき上がる前進角 ϕ_1 は小さく、普通、0 ～ 10°くらいである。

離陸に入ると、最大回転数を用いるので n_2 は最大となるが、前進速度はまだ比較的小さくて、**図 1–8** (b)のようになる。普通 ϕ_2 は 10 ～ 25°くらいである。上昇に入ると、まず離陸回転数を少し絞って上昇回転数にセットするので、回転数は少し減るが、前進速度はさらに増し、**図 1–8** (c)のような作動状態となる。

巡航時には、前進速度がさらに増して**図 1–8** (d)のようになり、普通 ϕ_4 は 25 ～ 45°くらいとなる。降下時には、回転数・前進速度とも減り**図 1–8** (e)の状態となる。

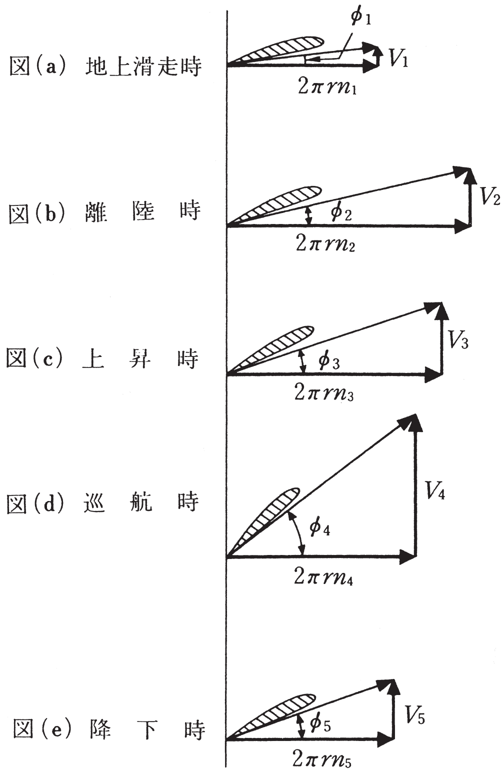


図 1–8　いろいろな飛行状態における前進角

以上のように、**前進角 ϕ は飛行状態によって大きく変わる**。ところで、プロペラの羽根の迎え角 α は、主翼の場合と同様に、ある特定の値にあるときに推力が最大となり、常にこの値を保つのが望ましい。しかし、固定ピッチ・プロペラのように飛行中に羽根角を変えることができないプロペラでは、飛行状態に応じて ϕ が大きく変わると、β（一定）$= \phi + \alpha$ の関係から、迎え角が大きく変わることになり、α が適当でない状態では非常に効率が悪くなる。

そこで、飛行状態が変わり、ϕ が変わっても、常に迎え角を最良の一定値（普通 1 ～ 2°くらい）に保つのが好ましい。そのためには、ϕ の変化に応じて羽根角 β を変えればよい。これが可変ピッチ・プロペラの用いられる理由である。

1-4　プロペラの迎え角とエンジン出力

いま、機速 V、プロペラ回転数およびエンジン出力一定の定常飛行状態を考えよう。この場合のベクトル図は、**図 1-9** (a)のようになる。この状態でプロペラの羽根角を減らせば、迎え角が減って**図 1-9** (b)の状態となり、羽根に働く空気反力（エンジン側から見れば、エンジン負荷）が小さくなるため、エンジン出力に余裕ができ、速い回転数でプロペラが回転するようになるか、または、エンジン出力を減らすことができる。

反対に、**図 1-9** (c)のように迎え角を増せば、 空気反力が大きくなり、プロペラ回転数が減少するか、または、一定回転を保つためにはエンジン出力を増加してやらなければならない。

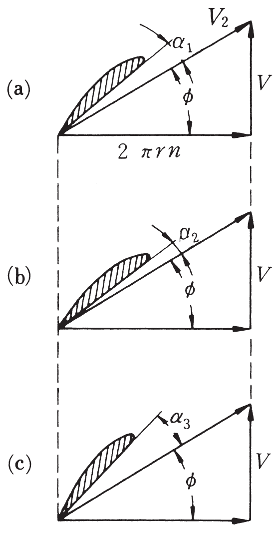


図 1-9

1–5　プロペラのピッチ（Pitch）

プロペラのピッチとは、ねじのピッチと同じように、**プロペラが１回転する間に進む前進距離**（m または ft）である。

飛行中のプロペラは、前述のように、プロペラ回転面と角 ϕ を成すラセン路に沿って進む。半径 r のところの羽根断面が、このラセン路に沿って 1 回転すると、**図 1–10** (a)に示すように羽根断面は回転方向には $2\pi r$ だけ回り、前進方向には $2\pi r \tan\phi$ の距離だけ進む。この「進み」を**有効ピッチ**（Effective Pitch）といい、p で表す。

$$p = 2\pi r \tan\phi \quad \cdots\cdots (1\text{-}7)$$

この式に（1-6）式を代入すれば

$$p = \frac{V}{n} \quad \cdots\cdots (1\text{-}8)$$

上式から、有効ピッチは機速とプロペラ回転数の関数であり、飛行状態で瞬時に変化し、何らプロペラ固有の性質を表すものでないことが分かる。

次に、半径 r の断面の羽根角が β であり、断面がその弦に平行に動くとすれば、プロペラが 1 回転する間に羽根断面は、**図 1–10** (b)に示すように、機の前進方向に $p' = 2\pi r \tan\beta$ だけ進む。この p' は**幾何ピッチ**（Geometric Pitch）と呼ばれ、羽根の形状のみによって決まる量であり、飛行状態には関係しない。通常、羽根の幾何ピッチは半径によってあまり変わらない。その理由は、半径が小さくなるほど β を大きくして、ピッチを一定にするように羽根が設計されているからである。各翼素のすべてのピッチが等しい羽根は、**等ピッチ分布羽根**と呼ばれる。

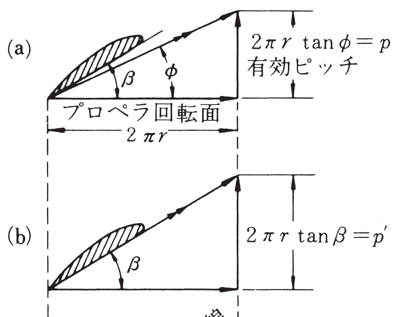


図 1–10

しかし、ときには幾何ピッチが全羽根にわたり一定でないことがある。その場合には、$r=\frac{2}{3}R$、$0.7R$ または $\frac{3}{4}R$ のところの値で代表させ、**幾何平均ピッチ**（Geometric Mean Pitch）という。固定ピッチ・プロペラの幾何ピッチの値は、低速機で２～３ft くらい、中速機で５～９f t くらいである。

以上、述べたピッチとは全く異なった考え方から出発したピッチがある。**図 1-10**(c)のように、プロペラ１回転当たりの進みが、ある値に達すると羽根の各部の迎え角が非常に小さくなり、羽根の断面がもはや推力を発生しないようになる。このときのピッチを**実験平均ピッチ**（Experimental Mean Pitch）または、**ゼロ推力ピッチ**（Zero-thrust Pitch）という。これはプロペラの実験から決定される値である。

なお、ピッチの直径に対する比をピッチ直径比または**ピッチ比**（Pitch Ratio）という。

$$\text{ピッチ比}=\frac{p'}{D}=\pi\frac{r}{R}\tan\beta \quad \cdots\cdots(1\text{-}9)$$

注：ピッチという用語は羽根角とよく似た意味に使われる。両者は実際には全く別のものであるが、密接な関係がある。羽根角が小さいときには回転中に進む距離も小さく、**低ピッチ**であるという。反対に羽根角が大きいときには**高ピッチ**であるという。ただし、ピッチ角（Pitch Angle）は羽根角と全く同意語である。

1-6　風車ブレーキと動力ブレーキ

通常の水平飛行時の羽根断面と気流の関係は**図 1-7** のとおりである。しかし、通常の羽根角であっても飛行速度が極端に大きくなると前進角 ϕ が羽根角 β を超えるようになり、気流は**図 1-11** のように羽根の背面から当たるようになる。この状態では合成空気反力の進行方向の分力として負の推力（すなわち抗力）と回転方向の分力として負のトルク（プロペラの回転を助長するトルク）を発生する。この状態を**風車ブレーキ状態**（Wind-milling Brake）と呼ぶ。急降下時には機速が極端に大きくなってこのような状態となり、負のトルクによりプロペラは著しく高い危険な回転速度に達すると同時に、著しく高い抗力（負の推力）を発生する。

また、羽根角 β を減らしてさらに負の迎角を増加するようプロペラの羽根角を操作すると、気流は**図 1-12** のように羽根断面の背面を打つようになる。この状態では風車ブレーキの場合と同様、合成空気反力の進行方向の分力は負の推力となるが、回転方向の分力であるトルクは**図 1-7** の通常水平飛行の場合と同様、正のトルク（プロペラ回転方向に抵抗するトルク）を発生し、この状態のプロペラ羽

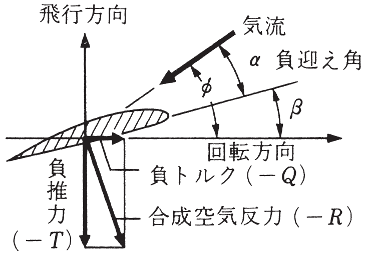


図 1-11　風車ブレーキ状態

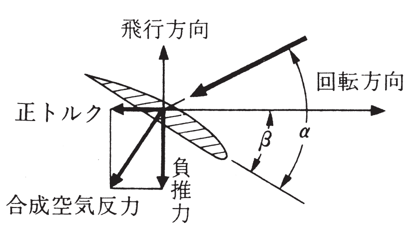


図 1-12　動力ブレーキ状態

根を回転させるためには動力を要する。この状態を**動力ブレーキ状態**（Power-on Brake）または**リバース**（Reverse）と呼び、着陸後に飛行機の速度を減少するための有効なブレーキとして利用される。

1-7　プロペラの効率

1-1 節では（1-3）式で加速された空気の方からプロペラの効率を求めた。ここではエンジンの出力の方から考えてみよう。

エンジンが発生する出力の大部分は、プロペラを回転するトルクに変換され、有効仕事に使われる。しかし、一部のプロペラ入力はプロペラの後流へ逃げ去ったり、騒音を発生するためにむだに消費される。プロペラの効率は他の効率と同様に、プロペラが行った有効仕事と、プロペラがエンジンから受け取った全入力との比である。

ところで、プロペラ軸上で測定したエンジンの発生馬力を**ブレーキ馬力**（P）と呼ぶ。この馬力は、プロペラがエンジンから受け取る全入力であり、プロペラを回転するトルク（Q）と、プロペラの角速度（Ω）との積で表すことができる。このトルクと角速度の積を、**トルク馬力**（Torque Horsepower）と呼ぶことがある。一方、この入力を得たプロペラが推力 T を発生し、飛行機を速度 V で前進させたとすれば、飛行機の行う有効仕事*は（$T \times V$）となる。この有効仕事を馬力単位で表したものを**推力馬力**（Thrust Horsepower）と呼ぶ。

結局、プロペラの効率は

$$\eta = \frac{（推力馬力）}{（トルク馬力）} = \frac{T \times V}{P} = \frac{T \times V}{Q \times \Omega} = \cdots\cdots \quad (1\text{-}10)$$

で与えられる。

効率にはいろいろなものがある。しかし、飛行機の性能を決定する最も重要なものは（1-10）式の**最終正味推進効率**、すなわち「プロペラへ入ったブレーキ馬力と比較したとき、全体として飛行機によって経験された正味の推力を示す効率」である。

いま、この点を特に取り上げたのは、一般にプロペラ軸上の推力は全機体の推力と等しくないからである。実際には、プロペラ軸上の推力は全機体推力よりも大きい。軸推力と正味機体推力との差の主なる原因は、次の 2 点である。

⑴　プロペラが丸いナセルの前で回転したとき、プロペラとエンジンの先端との間には、ある圧力がある。この全圧力はプロペラに推力を与えるが、同時にエンジン先端に等量の反作用をし、結局プロペラ推力の一部が失われる。

⑵　後流の速度増加によって主翼および尾翼に余分の抗力を生じ、プロペラ推力の損失となる。

＊ある物体に F の力が加えられ、その力の方向に S の距離だけ物体が動いたとすれば〔$F \times S$〕を、その力の成した**仕事**という。従って、力または距離のいずれかが 0 の場合には、仕事は 0 となる。たとえば、プロペラが 1 回転中に実験平均ピッチだけ前進する場合には、推力 T は 0 であるから、効率も 0 となる。また、地上運転時にはプロペラは前進しないので、動く距離 S が 0 であり、効率は 0 である。普通の飛行状態はこれらの中間にある。