

VTOL 機の変遷と安全に向けた将来の姿

運航技術委員会

はじめに

重さ 2 トンのヘリコプタが 100kg の荷物しか運べなかった初期のヘリコプタは、わずか 50 年で 20 トンの自重より重い有償荷重を 300 ノットの高速で 2000km の彼方に運べる近代 VTOL 機 (Vertical Takeoff and Landing) へと進歩した。VTOL 機にはヘリコプタとは異なる揚力・推進方式を持つ新たな概念、Powered Lift 機 (FAA の航空類別、日本では未設定) としての新しいカテゴリーが含まれる。この進化を促進したのは、技術の開発と相まって軍備という側面的な政府先導の要求があった。

ヘリコプタはエンジンなどの故障時に、オートローテーションという機能で滑空し、旅客などを安全に地上に降ろす能力が備わっている。

Powered Lift 機については、ヘリコプタが持っているオートローテーション能力が不十分で、なお改良の余地が必要であると思われるが、軍の運用ではすでに実施されているように、エンジンやローター回りの信頼性の向上と相まって、法制度の緩和が行われるようになるだろう。

また近年は小型の姿勢制御ジャイロが開発され、マルチローター式ドローンの革新が著しい。一部の国では人が乗れるドローンに認可が与えられるようであるが、実勢で航空機としての市民権は得られていない。理由として推察できるのは、ドローンがオートローテーション機能を持たないからだ。

陸上では自動運転車のレベル 5 化 (完全自動) が 2025 年には実現するのに合わせ、VTOL の分野でも航空機としての一層の開発が進むと思われる。航空機も安全への概念に新たな人知が注がれることが要求される。

近代ヘリコプタ (代表例)



RAH-66 コマンチ 軍用ヘリコプタ



CH47 チヌーク 軍用ヘリコプタ

様式と目的を異にする 2 つの主流をなす近代ヘリコプタの代表例を示す。(上図)

RAH-66 コマンチはシングルローターで機動性を重視した偵察ヘリコプタ、CH47 チヌークは大型輸送ヘリコプタで揚力ローターを2つ縦に配置したタンデムローター式、互いに反対に回転させることでトルクを打ち消し、テイルローターを排している。

	RAH66 コマンチ	CH47 チヌーク
最大離陸重量	7790kg	22680 kg
最大速度	324km/h	310km/h
乗員・乗客数	2名	5名・48名
最大航続距離	485km	2060km

VTOL Powered Lift 機（実用機と開発途上機）

現時点で知られている VTOL 機は大きく2つの方式、すなわちティルト・ロータ方式とロータ+プロペラ構造方式に分けられる。

ティルト・ロータ機は軍用で実用機として既に運用されている V22 オスプレイの例に見られるように、飛行機モードでは揚力を主翼に頼り、ローターは推進力のプロペラとして作用する。



BA609 民間試作機



V22 オスプレイ 軍用実用機



V-280 Valor 軍用試作機



S97 Raider 軍/民間 試作機

ロータ+推進プロペラ方式は、揚力をローターが受け持つ意味ではヘリコプタの派生型

と考えてよい。写真の S97 Raider は開発途上のものであるが、2重反転ローターによりトルクの影響を排している、

	BA609	V22 Osprey	V-280 Valor と S97 Raider
MTOW	7.620kg	20.500kg	未公表
Max speed	275kt	300kt	
Max Alt	7.625m	8.000m	
Max Hov Alt (OGE)	1.828m	2.000m	
Max Range	700NM	1.000NM	

ドローン

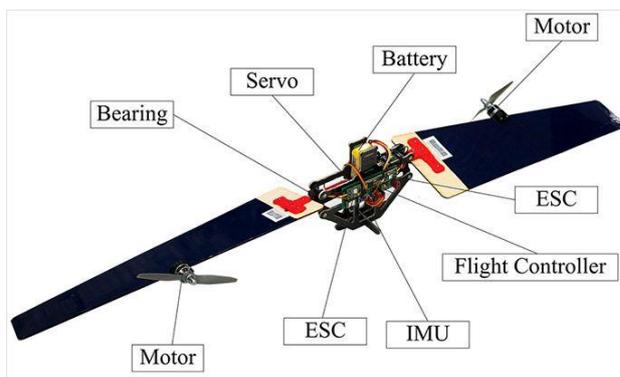
自律航法 (Autonomous) ドローン



従来型のドローンは地上からの操縦に頼るが、飛行・航法能力を機内に備えており、自律型として分類している。

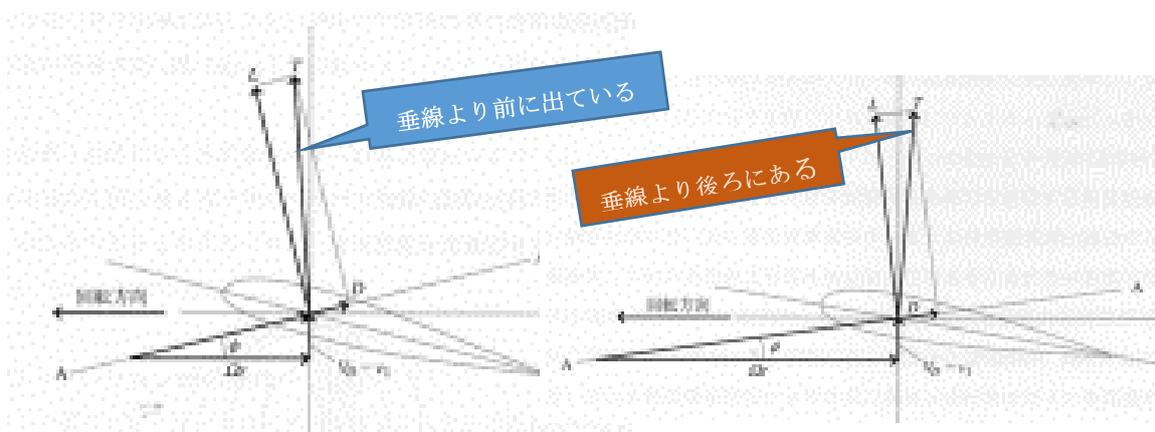
まだ実験段階であるが、大手航空機メーカーの開発する電動ドローン、搭載コンピュータにより自律航法する、将来は有償旅客を運ぶエアタクシーを目指すと言っている。

THOR (Transformable Hovering Rotorcraft)



マルチロータータイプ（3つ以上のプロペラを搭載して飛行するタイプ）のドローンは、安定して長距離や重い荷物を運ぶのに向いているものの俊敏性に欠け、一方、グライダーのような固定翼タイプは、俊敏性はあるものの、クルージングやホバリングするのには向かない。前頁の図・写真は THOR の一例である。それぞれのタイプのドローンが抱える課題を解決するドローン、つまり全翼ドローンで理論上の機械効率は最も高い。

ヘリコプタのオートローテーション（VTOL 機を理解するための基礎知識 1）



A/R 中のブレードに働く加速力(左)と減衰力(右)

ローターがエンジン故障などで出力トルクを失った時、操縦士はすかさずコレクティブピッチを下げ、ブレードのピッチ角を浅くして、降下に入れ、ブレードへの空気流の方向を下から上に変えることで、そのまま回転力を維持することができる。もう水平飛行や上昇はできないが、一定の降下角で滑空することができる。つまり位置のエネルギーや速度のエネルギーを消費して、ローターの回転エネルギーを得ることをオートローテーション（以下 A/R）という。必要な回転数が維持できればパイロットは普通の操縦が可能だ。

接地の直前に、ローターの回転エネルギーを一気に使い切ることで降下を止め、衝撃を弱めてソフトランディングする。その3つの手法は、

- ① コレクティブピッチを引き上げ、その回転エネルギーを瞬時に使い切ることで沈下を止める（コレクティブフleaー）
ヘリポートなど制限地に着陸するのに適している
- ② 持っている速度を機首上げ操作によって急減速し沈下を止める（サイクリックフleaー）
重量が重いときなど、滑走路に着陸するときは、ある程度の前進速度を残しておくのが有利で安全だ。
- ③ ①、②の両方を行いソフトランディングする

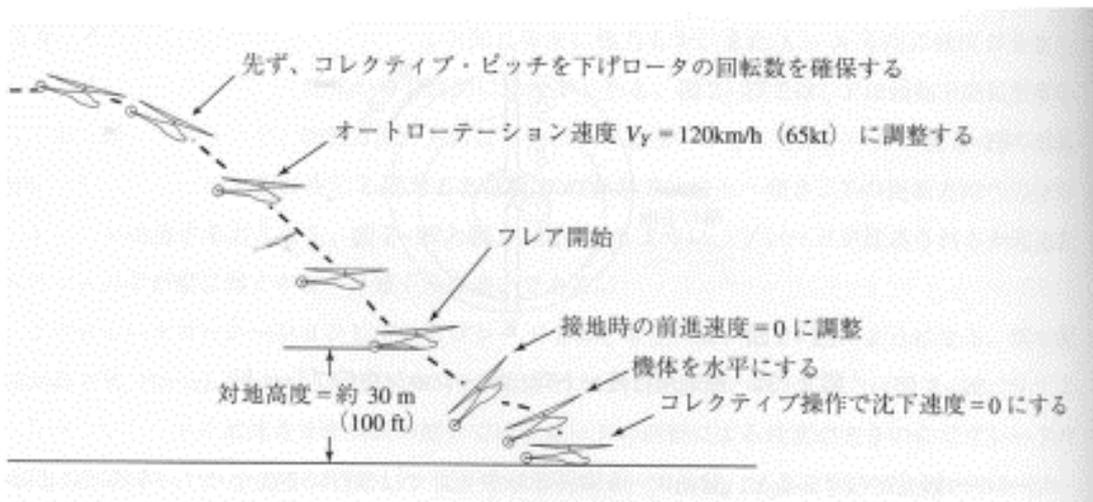
これらを A/R 着陸と言う。つまり A/R は、ヘリコプタが出力を完全に失った時に実行する操作である。

多発ヘリコプタではエンジンの一部を失っても残りのエンジンで飛行が継続できるので、A/R を実行する必要はない。

今日、飛行中にすべてのエンジンを同時に失う機会は大変まれで、その確率は1億飛行回数に1回という統計が出ている。

通常 A/R は降下率が最少になる速度を選ぶのが得策だ。降下により得られるローターの回転力は降下速度と全備重量の積で決まる、飛行に必要な動力が最小となる飛行速度（必要馬力曲線の最下点）つまり揚力が最大で抗力が最少（Best L/D \approx V_{toss}とも呼ぶ）で降下する時に、最少の降下速度で A/R が可能となる。

一般のヘリコプタでは、この速度は通常 60~80kts で得られる。また現有するヘリコプタの A/R 降下率は 2500ft/min 以内である。



定期運送を行うヘリコプタは「類別 T」の基準に縛られる。多発機であること、一つのエンジンが故障しても残りのエンジンで飛び続け、ヘリポートまたは滑走路に着陸する能力が求められる。

では、エンジンのすべてを失った場合はどうか？滅多にないことだが、起き得ること。この時必要になる手段が A/R、もう目的地まで飛び続けることはできないが、滑空し、旅客を傷つけることなく平坦な地面に軟着陸する。航空法で認可されている全てのヘリコプタに A/R ができないものはない。

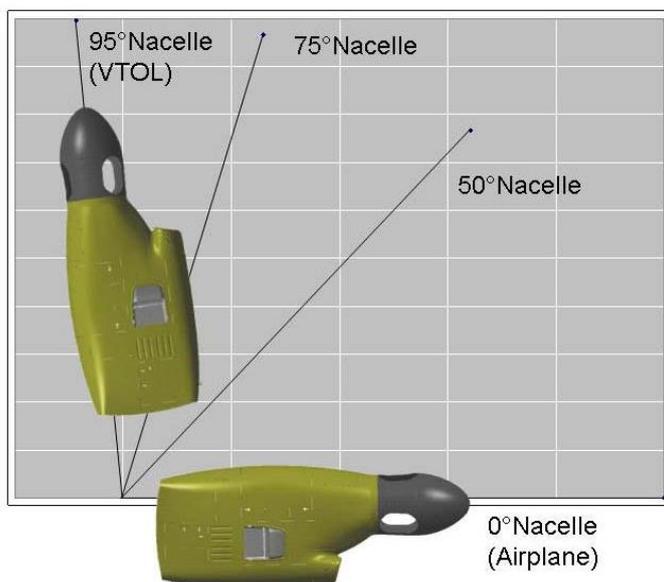
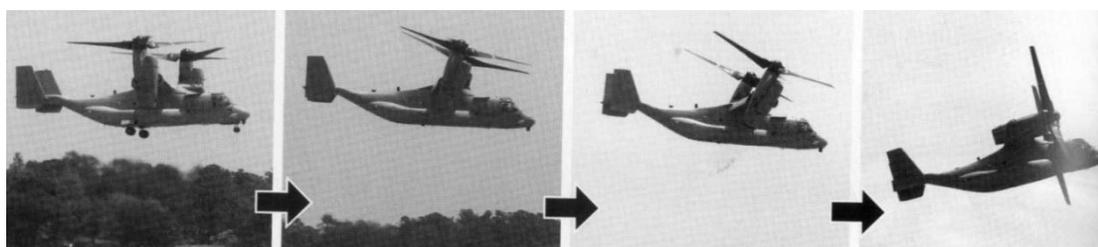
しかし、すべてのヘリコプタ操縦士が安全にオートローテーションで軟着陸できるという保証はない。軟着陸は一発勝負の大変リスクの高いテクニック、パイロットは A/R へエントリーし、安定した降下を続け、着陸目標に到達できる経路を正しく選ぶことができれば良いとされ、一部の技術認定試験や、教育証明技量検定を受けるパイロットのみに、実証が義務付けられている。しかし、この対処手順を知っていないと操縦士として認められない。

ティルトローター機のナセル角度と速度の相関

(VTOL 機の A/R を理解するための基礎知識 2)

ティルトローター機ではヘリコプタモードから飛行機モードへ移行するには、写真のようにローターを、ナセル（エンジン取り付けユニット）ごと傾けて (Tilt) 行う。この操作はティルトローター機独特の「パワーレバー」または TLC と呼ばれるツールで行う。

ヘリコプタモード	Conversion モード	飛行機モード
ナセル 角度 90~75	75~60 あいまい	60~0



ナセルのティルト角

本編では V22 の資料がないので、図表 3 枚は AW609 のものを載せる。数値は異なるが、定性的には同じだ。

ナセル角度のスイッチは 95°（ヘリコプタモード）から 0°（飛行機モード）の間に 75°、50° 位置にディテントがあり、パイロットはナセルスイッチをクリックするごとに次のディテントまでナセル角度が進む。（あるいは戻る）（次ページ図）

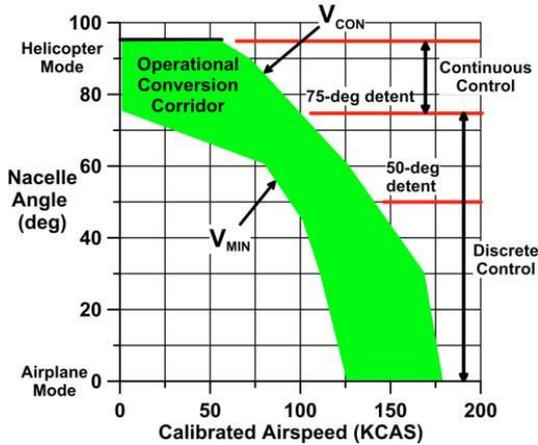
全エンジンおよび 1 エンジン不作動の状態では、各ナセル角度に対応する最小速度

つまりローターの吹き降ろす空気力で機体の目方を支える「ヘリコプタモード」から、速度を得て主翼の作る揚力で目方を支える「飛行機モード」に変身する。そしてローターは推進力を作るプロペラの役目になる。

この変遷過程 (Conversion) は操縦安定上、大変不安定な領域で、操縦の難しい部分である。パイロットの操作だけでは不十分なので、必ずコンピュータの支援を得て行う。

(V_{min})、最大速度(V_{con})が決まっており、コンピュータでスケジュールされた最良の速度に維持される。

ナセル角が 0° になるとローターの回転数(N_r)は100%から84%に下がり静粛性と推進効率を改善される。Conversionモード領域内ではコンピュータスケジュールによりナセル角と速度が指定される。



Conversionモードのティルト角とVconの相関

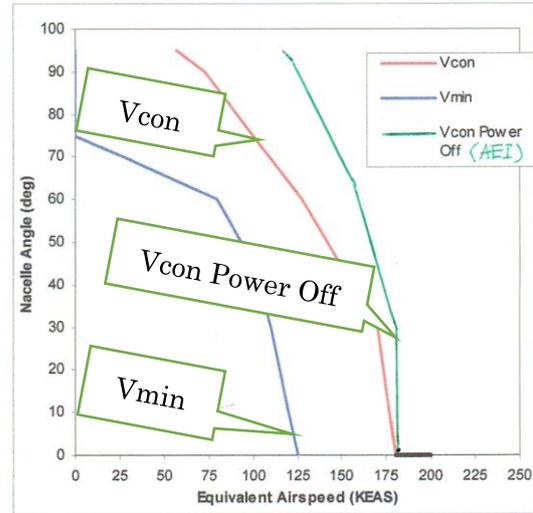


Fig. 3. Power on/off conversion corridor.

ティルトローター機のA/R (ティルトローター機の滑空機能を理解するための本論)

さて、話題はTilt Rotor機だが、ここでは比較のため、形状がV22によく似たヘリコプタCH46を示す。



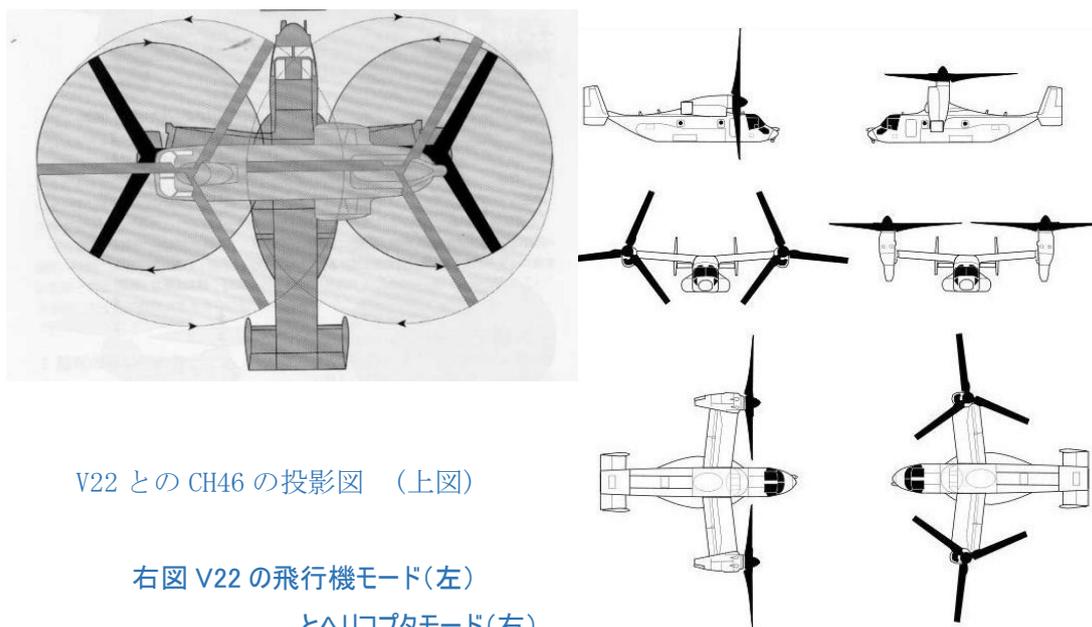
CH46E Sea Knight ヘリコプタ

次表はTilt Rotor機V22とCH46ヘリコプタの性能の概略を示した。

大きさを比較するため、図に同じ縮尺でV22とCH46を重ねてみた。

縦と横の方向の違いがあるが、飛行する理屈上の差異は問題ではない。ここではローターの面積と最大重量の違いに留意してほしい。円板荷重(飛行機の翼面荷重)の違いがよく分かり、滑空比の違いが推測されるはずだ。

	Tilt Rotor		ヘリコプタ
	AW609	V22	CH46E
最大重量	7.620kg	20.500kg	8,618kg
最大速度	525kmh	575kmh	267kmh
最高高度	7.625m	8.000m	4.200m
航続距離	1.330km	1.900km	1.110km



V22 との CH46 の投影図 (上図)

右図 V22 の飛行機モード(左)
とヘリコプタモード(右)

そして Tilt Rotor 機に話を戻す。

上の図右は V22 のヘリコプタモードと飛行機モードの形態の違いである。どちらも 2 つのエンジンで駆動している。

ヘリコプタ CH46 と同じく V22 も 1 つのエンジンで 2 つのローターを駆動できるから、性能は落ちるがシングルエンジンで飛び続けることが可能で、A/R で着陸する頻度は極めて低い (extremely unlikely) とされている。しかし、飛行機モードではプロペラ機のように滑空して滑走着陸することを想定しているので、両エンジンが同時に停止する可能性は否定していないものの、飛行機モード (ティルト角 0 度) から A/R に入ることは不可能ではないが、かなり難しく、ソフトランディングをすることは困難と推察される。

飛行機モードとヘリコプタモードの間にローターをある程度傾斜させて固定 (Detent) する「転換位置モード」があり、両発エンジンを失った場合には速度 V_{con} (前節) を維持し、飛行機モードで滑空し、着陸時にはローターをやや上に向けた「転換位置モード」に固定して滑走着陸するといわれている。もうヘリポートへの着陸は望むべくもない。800m~1500m

ほどの滑走が必要だと聞いている。飛行規程が入手できないので、どのように示されているのか確認はできない。また V22 にはプロペラ固定翼機が持つフェザリング機能はない。

飛行機モードから A/R に入ろうとすればブレードピッチ角をマイナス、つまり 0 度に近く (Windmill=風車制動状態) にしなければならず、回転面の前から後ろ (上から下へ) に向かう空気流は、ティルト角が増えると、次第に下から上へ向くので、ブレードは一時、空気流ゼロの状態 (Edgewise flow と呼んでいる) になる。

Edgewise Flow ではエネルギーを与える空気流がない (4 ページの図) ので、ローターの慣性はあるものの、ロータ加速エネルギーは減衰し回転数は急激に低下する。従い Edgewise Flow にさらされる時間をできるだけ短くし、回転が下がることを防ぐ必要がある。

ローター回転が 70% 以下になると、もう空気流から A/R のための回転エネルギーは得られない、と報告されている (Agusta Westland 社の飛行試験レポート)。

ティルトローター機では、ローターの構造上フェザリングとウィンドミルの両機能を成立させるには無理がある。

ローターの特性に言及すれば、ヘリコプタモード (ティルト角 75 度、 $V_{con} < 125 \text{kt}$ 以下と考えられる) から A/R を行うのは、過大な円板荷重の問題は残るが、A/R へのエントリーで前項にある Edgewise Flow を経由しないので問題はない。

V22 のローターは最も推進効率が良くなる速度を 250kt 付近 (飛行機モードのプロペラ) に置いて設計されているようだ。そのためヘリコプタモードでの飛行中や、ホバリング時に必要な大流量の吹き降ろしを得ることが犠牲にされる。それはブレードの捩じり下げと直径の違いで分かる。

円板荷重 (飛行機の翼面荷重 = 重量を円板面積で除する) の計算によれば、V22 の A/R による降下率 (最大重量で $V_{con} = 155 \text{kt}$) は 5,300ft/min とされている。これは主翼で発生する揚力に打ち勝って、なお降下率を大きくする必要のあるからといわれている。前節のヘリコプタの A/R 降下率が 2500ft/min であったことと比べれば異常に大きな値だ。小さな円板 (翼面積) と大きな重量の差を考えれば、感覚的にも理解できる。

比喩的だが、スカイダイバーが自由落下する時 (落下傘を開かない状態) の降下率は、概ね、6000ft/min とされ、よく似た数値に驚く。

ヘリコプタでは A/R によるクッションランディングで、前進速度と降下速度の組み合わせのスケジュールに 2 つの方法があることは前節で触れた。

- ① 最小沈下速度 (V_{toss}) または最大滑空距離 (V_y) が得られる速度で降下し、サイクリックフレアにより前進速度と降下速度を同時に減少して最終的にコレクティブフレアにより着陸する方法と、
- ② 最小沈下速度または最大滑空距離が得られる速度で降下し、降下速度をあまり変えずに前進速度だけを減少し、最終的にコレクティブフレアを行って着陸する方法だ。

V22 がヘリコプタモードで A/R 着陸をすとした場合、②の方法では降下率が 5300ft/min にもなるので、最終的なコレクティブフレアで降下速度を止めることができないのではないかとと思われる。

また、①の方法の場合でも、サイクリックフレアにより前進速度を減らすことに回転エネルギーを消費するので、接地時に回転力を使い切ってしまうと落ちに至ると思われる。

従い、ティルトローター機が全エンジンを失った時の緊急着陸手段は、

- * 飛行機モードから AR を設定することはかなり困難なので、ティルト角を指定された設定位置に固定し、Vcon を維持したまま滑空により滑走路に着陸する。
- * ヘリコプタモードの時は、ただちにパワーレバーまたは TLC で、A/R により降下する（ローター回転はコンピュータにより一定に維持されるはず）、接地直前（対地 500 から 1000ft ほど？）になったらサイクリックフレアを行い、減速して接地に至る。ヘリコプタのようなコレクティブフレアによって、ローターの回転エネルギーを使い、沈下を止める効果はさほど得られないと思われる。

Tiltrotor 機 AW609 のテストパイロットによるオートローテーションに関する記述

以下は Aviation International 誌の記事「**Autorotating the Tiltrotor :**

AW609 test pilot weighs in」を要約したものである。（文責 柳井委員）

AW609（現在の型式名は BA609）は TC 取得前の試作機で航空機カテゴリは「Powered Lift 機」という新しいカテゴリに属し、米連邦航空局 FAR Part-29 Rotorcraft と Part-25 Airplane の基準および特別基準が適用されます。AW609 では A/R が可能なのか、FAR の要請に応じて実証試験を行っています。

レポートの要旨は、FAA が Powered lift カテゴリの性能・安全基準をこれから決めるにあたり、A/R の要求を入れるかどうかメーカーとも相談を進める、という姿勢の元に Agusta Westland 社が試験をした結果であり、その結果は良性 (Benign) と言っています。

以下はレポートの主旨部分を訳しました。（論理の立たない記述もありますがそのままとしました）

ヘリコプタモードまたは 75° ナセル角で 1 エンジンが不動作（以下 SE）になったら、ヘリモードに留まり SE で着陸する。

飛行機モードで SE になったら、飛行機モードで飛行を継続し、着陸点付近でヘリモードに移行し SE で着陸する。

もし 2（全）エンジンがロストしたら、windmill で滑空する。着陸点に来たら、95° ナセルにして A/R で着陸する。

パワーレバーのサムホイールで操作するエマージェンシー・ディセントを選ぶと、75°

～95° ナセルの移行レートは3° /sec から8° /sec に変わり、フラップも格納される。このプロセスはすべてコンピュータにより制御され、ローターが最も A/R に適した airflow を得るように設定される。

Windmill から A/R への移行する時に、airflow が 0 になる領域があり、Nr (ローター回転数) が 75% 付近まで低下 (droop) する。もし Nr が 70% を切ると、もう A/R によるリカバリは不能である。

しかし、60-75° ナセルで僅かなピッチ角変化 (機体姿勢かコレクティブピッチの意味か不明、訳者は機体のフレア操作で機首姿勢角を上げ、ローターの慣性で、回転を一時的に増やすことと理解する) で、この (Nr) droop を 80% 台に維持することができる技術を開発した。CG (重心) 位置と重量にもよるが、Nr の低下を 100% まで素早く回復させることができた。試験では 16800-14000lbs の全ての許容 CG 位置で行った。

A/R 中はコンピュータプログラムにより Nr は 100% を維持する。一般のヘリコプタのように、コレクティブピッチを操作して Nr を調整する必要はない。また接地前のフレアにより Nr が 100% 以上に増加することも防いでいる。

飛行テストは 7000ft (対地高度) で開始した。windmill から完全な A/R が安定するのに 3000ft 降下した。この時の降下率は 3500ft/min であった。接地時の速度は 45-55kts を想定している。

実機では接地までの A/R (着陸) は行っていないが、対地高度 3000ft で降下速度 0 を 5 秒間維持することができた。フレアは高度 200ft から開始すべきである。

実機での飛行試験の特性 (behavior) を考慮すれば、simulator で予測したより良性 (benignly) な結果が得られている。

Agusta Westland 社テストパイロット Venanze 氏 談

VTOL 機の安全概念についての所感

ここまで述べたように、ティルトローター機でヘリコプタのような A/R を実行することは困難であることが想像できる。毎秒 20-30m の降下率を、ただ一度の機会に、接地前に人命や機体に損傷を与えない程度までタイミングよく減少させ、成功させる技量はパイロット (人間) では無理がある。

Agusta Westland 社による AW609 の実証試験は、安全の見地から、十分高い高度で行ったものようだ。危険な領域とされる Edgewise Flow も Nr75% までの低下でクリアしている。「Nr が 70% を切ると AR ができない」というのはシミュレータによる試験結果なのか、細部は不明だ。

「結果は良性 (Benign)」としているのは、定性的な物性を述べているのであって、A/R の

可否については、明言を避けている。

従い、ティルトローター機はARができるか？との問いには、「A/Rによる降下は可能だが、ヘリコプタのようなヘリポートへのクッションランディングはできない」とするのが正しいと思う。

全エンジンが同時に停止する確率は非常にまれ（100億時間に1回、筆者は1億回に1回と聞いている）で乗り物としての安全性は軍用機、民間機を問わず十分確立されている。2基のエンジンの一つが故障する確率（10万回に1回）は1000～10000倍に増えるが、性能は劣るものの飛行を継続するのに何ら支障はない。

2018年にはAW609ティルトローター機が最初の航空機「類別 Powered Lift」機として、米連邦航空局から型式承認が下りているはずだが実証試験は長引いており、安全規定の中にA/Rがどのように扱われるか、興味と期待を持っている。

今はA/Rという手法と意味が正しく理解されないまま、市中に独り歩きしているように思う。航空事故は、以上に書いた確率ではなく、もっと頻繁に起きている。統計上ではエンジンの故障よりも、機材の不良、ヒューマンエラー、気象や空港など外部の要因によるものが多くを占めている。

この原稿を書いているときに、ヨーロッパの監督当局では、単発タービン機にも「運送事業機として認可する見込み」というニュースが届いた。それほどエンジンやローターシステムの信頼性は向上しているのである。

近年テクノロジーの急進に、法整備が追い付かない状況にあるドローンについては、冒頭に述べたように、人間が乗るVTOL航空機としては認められておらず、貨物、テレビカメラのような産業用に地上から操縦する飛翔体として扱われている。

しかし一部の国では治安活動に要員が操縦する特殊な運用も開始されており、エンジンなどハードウェアの故障を考慮する要素も減り、近々には有人のドローンも認可されるのであろうと思われる。冒頭で述べた米国大手航空機製造会社の自律型ドローン (Autonomous) は、有償旅客を運ぶ目的に開発されるという。ここで要求される事柄はVTOL機の安全概念がオートローテーション機能一辺倒ではなく、ハードウェアの信頼性や自律操縦機能重視にも着眼し、監督官庁の法制緩和や理解で新たな道が開けることである。

注： Agusta Westland社は現在Leonardo Helicopter社と名称を変更していますが、本稿では資料の記述通りとしました

おことわり：

記事・写真の一部は大西正芳氏と菅野侑次氏論文、日本航空技術協会、アビエーション・ウィーク誌、Seattle Times紙、Aviation International News誌、ウィキペディアなどから引用させていただきました。