

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

## JAXA Special Publication

---

将来型回転翼機研究会 平成25年度報告書  
2015 Report of future Retorcraft Study Group

2015年12月

December 2015

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



# 将来型回転翼機研究会 H25年度報告書

田辺安忠、青山剛史、小曳昇、杉浦正彦 (JAXA)  
河内啓二 (東京大学名誉教授)



## はじめに

本報告書は平成25年度に行われた「将来型回転翼機研究会」での議論をまとめたものである。

### 「将来型回転翼機研究会」の趣旨:

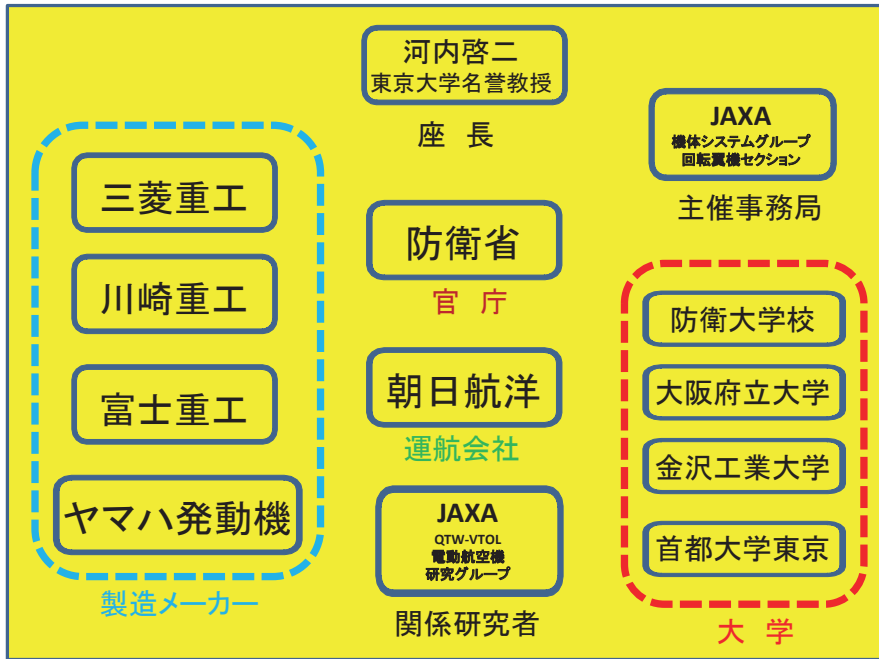
災害時におけるヘリコプタの活躍は目を見張るものがあり、益々の有効活用が期待されています。また、昨年度来の米軍のオスプレイの日本配備が社会的に大きな関心を呼んでおり、高速、遠距離輸送におけるVTOL機の必要性が国内でも検討されるきっかけとなりました。

一方、通常のヘリコプタの開発は国内でも行われて来ているものの、残念ながら、実際に運用されている機体の大部分は欧米からの輸入やライセンス生産に頼っており、回転翼機分野における日本の技術レベルは世界の最先端とは言い難いのが現状です。さらに、次世代回転翼機の主役とみられるチルト・ロータやコンパウンド・ヘリコプタに関する研究開発はほとんど空白状態にあります。

このような現状を考え、回転翼機分野における世界の研究開発状況を把握し、日本の産官学がどのように取り組んでいくべきかを議論する場を設けるべく、東京大学名誉教授の河内啓二先生を座長として、「将来型回転翼機研究会」をJAXA内に立ち上げることに致しました。皆様多数のご参加をお願いいたしたく、ここにご案内申し上げます。



# 将来型回転翼機研究会概要



### H25年度論点:

- 論点1: 従来ヘリコプタの解決すべき技術課題は何か?
- 論点2: 我が国が布石を打っておくべき将来回転翼機技術は何か?
- 論点3: 新たに開拓すべき回転翼機のミッションは何か?
- 論点4: 開拓すべきミッションに適した機体形態は何か?
- 論点5: 将来型回転翼機の設計手法は何か?
- 論点6: 国際市場での競争力を高める先進技術は何か?
- 論点7: 将来型回転翼機概念設計案は何か?



# 全体計画

1. 世界における回転翼航空機の研究開発状況
2. 日本における回転翼航空機の研究開発の検討
3. 将来型回転翼機の提案
  - 1) ミッション要求
  - 2) 各種機体形態のmerit/demerit精査と採用すべき形態の検討
  - 3) 将来型回転翼機の設計手法の検討
  - 4) 取り入れるべき先進技術とその技術的可能性、コストの検討
  - 5) 機体概念設計



## 全体の論点

- 論点1: 従来ヘリコプタの解決すべき技術課題は何か？
- 論点2: 我が国が布石を打っておくべき将来回転翼機技術は何か？
- 論点3: 新たに開拓すべき回転翼機のミッションは何か？
- 論点4: 開拓すべきミッションに適した機体形態は何か？
- 論点5: 将来型回転翼機の設計手法は何か？
- 論点6: 国際市場での競争力を高める先進技術は何か？
- 論点7: 将来型回転翼機の概念設計案は何か？

5

## 論点1: 従来ヘリコプタの解決すべき技術課題は何か？(まとめ)

- 従来ヘリの設計技術はそれなりに持っている。設計に必要な要素技術は足りないわけではない。
- 日本のメーカーにとって、新規開発の機会が少ない。
- ユーザーからのフィードバックが少なく、先進技術への動機づけが足りない。
- 性能向上技術の面で、特に飛行速度向上は頭打ちの感が強い。
- 無人ヘリコプタの世界ではまだ開発歴史が浅く、機体の技術が成熟する過程にある。騒音と振動の解決が課題。通信・電波のインフラ整備。世界的な基準がない。
- 日本の国として、型式証明の体制整備を望みたい。防衛省機のDual Use促進の上でも重要。
- 将来型ヘリコプタの先端的な技術課題
  - ロータ可変回転数、可変形状技術(これらは将来型でも重要な技術)
  - IFRに伴う全天候運航の実現、油圧系、Icing対策
  - ライフサイクルコストの低減(整備性の向上など)で、スマート・ストラクチャー、先進操舵技術の採用など。
  - 安全性能向上と事故防止で、後流予測技術。
  - 環境性能向上で、ヘリコプタの騒音低減と性能向上。
  - HUMS技術。コストアップに結び付く面も。個々の機体のデータの蓄積が重要で、JAXAの研究テーマとしては難しいかも。

6

## 論点2: 我が国が布石を打っておくべき将来回転翼機技術は何か? (まとめ)

- 海外ではチルト・ロータやコンパウンド・ヘリコプタの開発が盛んに行われており、これらの登場によって、Game Changer的に市場を大きく変えてしまう可能性がある。
- 米国でのV22対JMRは米海軍対米陸軍的な構図にも見える。それぞれのミッションに適した高速型VTOL機を求めている。
- 国内では、製造メーカーでは、ラジコンレベルでの検討試験や、風洞試験、主翼を付けた飛行試験も行った経験がある。
- この種の新規形態航空機の開発と共に、型式証明を認定する側の人材の育成も不可欠である。
- 時間＝人命など、少しでも迅速に現場に到着するニーズが存在しており、ヘリコプタの高速化は確実に市場がある。コストも機体自体のコストが若干上がっても、周辺インフラ、体制整備を考えると、高速化によるメリットが上回るケースが結構多い。チルトロータのAW609のように、在来ヘリの3倍のコストになる機体でもニーズがある。
- 電動化技術の応用。

7

## 論点3: 新たに開拓すべき回転翼機のミッションは何か? (まとめ)

- 1) ドクターヘリ、同じ時間で約2倍の距離に到達(ドクターヘリのカバー面積が4倍、ユニットコストが4分の1になる。AI: 日本地図に記載してみる。R50km=>R100km)(15分で到着可能な範囲)=>15分の根拠(カーラー曲線: 大出血事故の救命率)。取材用としても。light/intermediate;
  - PL: pilot2+ストレッチャー+3名(医者、看護婦、付添)。+医療機器50kg. 8 paxの機体。
- 2) 東京から全国(沖縄除く)どこへでも2時間以内で到達可能(災害時の緊急救援活動が迅速になる)
- 3) 防災用ヘリ、大災害時の要員輸送・要救助者の安全な地域への移送、航続距離1000km(全国へ直接到着可能)、PL: 2+2+10名。(2)と同じ?), medium
- 4) 海難事故時の救助用ヘリ航続距離1500km(前進基地(巡視艇)からEEZをカバー)、PL: 2+4+2。(vs: AW139, 160kt, 4 hr, 1100km)。Intermediate
- 5) 高高度での巡航(vs: AW609)、与圧キャビン、防氷によるIFR運航、ミッション達成率の向上。原子力事故への対応でも与圧(内圧を上げる程度)が必要。=> medium, 全天候仕様、
  - (eg. AW609: GW7.6ton/PL2.5ton(67% EW/GW))

8



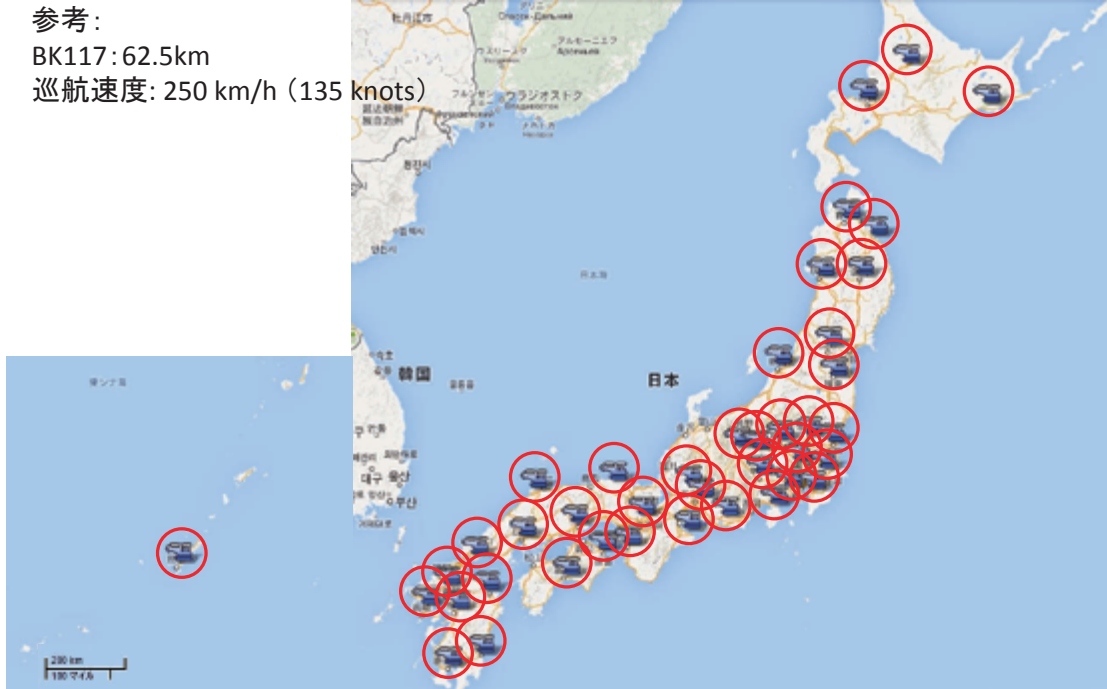


# 現行機種での15分の到達範囲

参考:

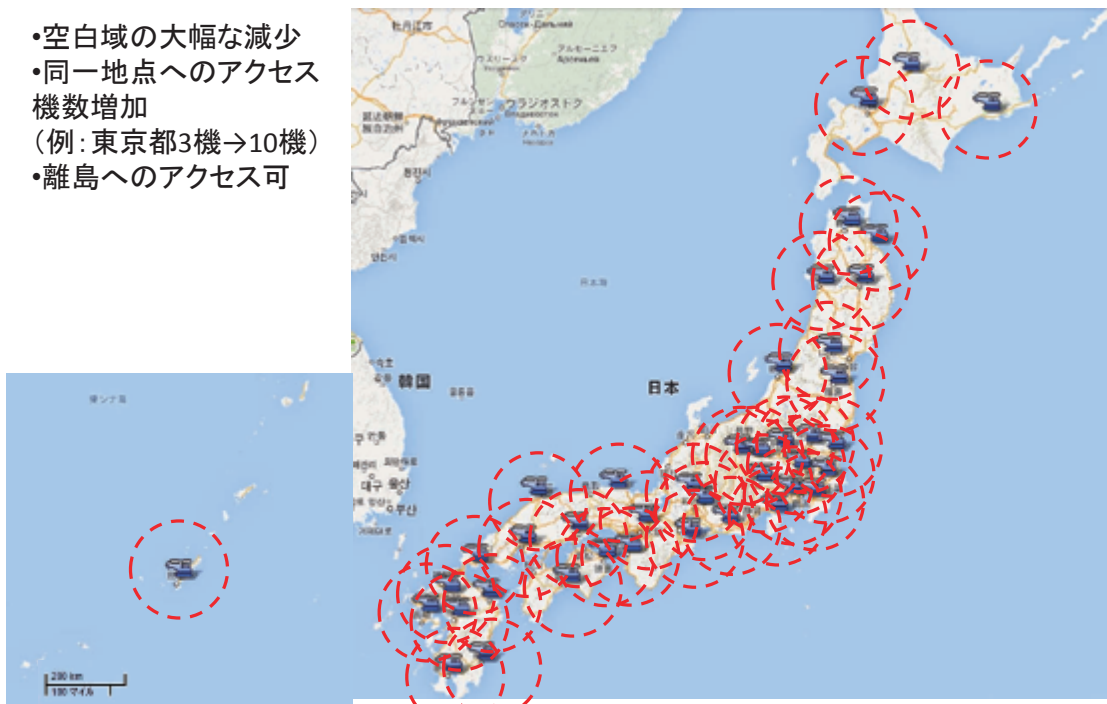
BK117: 62.5km

巡航速度: 250 km/h (135 knots)



# 巡航速度が2倍になった場合の到達範囲

- 空白域の大幅な減少
- 同一地点へのアクセス機数増加  
(例: 東京都3機→10機)
- 離島へのアクセス可



## 論点4: 開拓すべきミッションに適した機体形態は何か？

- 各航空機形態の比較
  - 在来形態のヘリコプタ
  - コンパウンド・ヘリコプタ
  - チルト・ロータ
  - チルト・ウィング
  - 固定翼機
- 開拓すべきミッションに適した機体形態の検討

13

## Why Conventional Helicopter ?

- メリット
  - 構成が簡単
    - Main Rotor + Tail Rotor
  - コストが安い
  - ホバリング効率が良く、空中停止作業ができる。
  - 低速、低高度作業ができる。
  - そこそこの速度はある。(地上交通と比べれば)
- デメリット
  - 最大速度は275km/hr(150kt)程度で、新幹線より遅い
  - 固定翼機と比較したら運航コストが高い
  - 騒音がなかなか劇的に小さくできない

14



## Why Compound Helicopter (X3型)?

- メリット
  - ホバリング効率は在来のヘリコプタと同等
    - ホバリング性能は高性能エンジンの搭載で向上。
    - ホバリング時の制御も在来ヘリと同等。左右プロペラの差動アンチ・トルクで二重系になる。(X3?)
  - 前進飛行時の効率が良くなる。
    - 抵抗の低い機体姿勢を維持可能
    - 面積の小さいプロペラによる推進はロータの傾きによる推進よりは効率的
    - 揚力の一部を主翼に分担させることにより、誘導抵抗が小さくなる。ロータのAR比が小さい。
  - 最大速度の限界を部分的に突破できる。
    - メインロータの回転数を減らす必要がある。
  - ヘリコプタの低騒音化が可能?
    - 着陸時のBVIを起こさないような機体姿勢での飛行が可能
    - プロペラのDucted化で地上への騒音が小さい
    - メインロータの回転数低下と揚力減でロータ騒音が小さい。
  - 運動性はどうか?なぜ歴史的にできなかったのか?材料と制御技術の進歩。
- デメリット
  - 構造的に複雑になる、自重が重くなる。
    - テール・ロータ相当分を一個追加
    - 主翼の追加
  - 飛行制御上の問題があるか?
    - 実用された前例がない!!姿勢の変化がないから、案外操縦は簡単かも?2重操縦系の扱い。
    - 姿勢の維持、ロータ回転数の可変、左右プロペラの調整など、自動制御システムを前提としている?
  - コストが上がる
    - より大きいエンジンの搭載。
    - 低速時の燃費が若干悪くなる?(大きいエンジンのときに、低出力時の燃費が悪くなる。)

15

## Why Tilt Rotor?

- メリット
  - ヘリコプタと固定翼機の良いところ取りを狙っている。
  - 遠いところへ効率よく行ける+VTOLの実現+そこそこのホバリング性能
- デメリット
  - 機構が複雑(特にMV-22)
  - 在来ヘリとの共通性がほとんどなく、別機体
    - 在来ヘリの重要パーツの流用が難。
    - 新規開発に膨大な時間と費用が掛かる。(Ospreyと609の実例)
  - 制御が難
    - 特にHelicopter mode ⇔ Fixed Wing modeのコンバージョン中
  - ホバリング性能が在来ヘリと比べて悪い
    - ロータの面積が小さいダウンウォッシュが大きい。
  - 巡航性能は純粋な固定翼機よりは悪い

16

# 日本でのミッション範囲(行動半径)



V22の作戦行動半径  
1000kmは一回の空中給油を含む

## 仕様

- 全長: 17.47 m (ピトー管含まず)
- 全幅: 25.54 m (ローター含む)
- 全高: 6.63 m (VTOL時)
- ローター直径: 11.58 m
- 航続距離:
  - (強襲揚陸時): 515nm (953km)
  - (ペイロード4,536kg、垂直離陸): 350nm (648km) 以上
  - (ペイロード2,721kg、垂直離陸): 700nm (1,295km) 以上
  - (ペイロード4,536kg、短距離離陸): 950nm (1,758km) 以上
- フェリー距離: 補助燃料タンク使用時 1,940nm (3,593km)
- 短距離離陸滑走距離: 152m以下<sup>44)</sup>
- 実用上昇限度: 26,000ft (7925m)
- 上昇率: 2,320ft/min (11.8m/s)
- ホバリング限界高度
  - 地面効果内: 3,139m
  - 地面効果外: 610m以上 (22,680kg時)、1,8290m (20,866kg時)、4,267m (15,422kg時、95%出力)
- 空虚重量: 15,032 <sup>44)</sup>kg
- 円盤荷重: 20.9lb/ft<sup>2</sup> (102.23kg/m<sup>2</sup>) (自重247,500lb時)
- 飛行荷重制限: +4G/-1G<sup>44)</sup>
- 最大離陸重量
  - 垂直離陸時: 23,981 t
  - 短距離離陸時: 27,442 t
- エンジン: ロールス・ロイスアリソン社製T406(ロールス・ロイス社内名称 AE 1107C-リパティーン) × 2基 (最大定格出力: 4,586kW (6,150 shp)、緊急時最大出力: 5,093kW)
- 最高速度
  - 通常時: 305 kt (565 km/h)
  - ヘリモード時: 100 kt (185 km/h)<sup>44)</sup>
- 失速速度: 110 kt (204 km/h)(固定翼モード)<sup>44)</sup>
- 離着陸距離<sup>44)</sup>
  - 貨物を載せず24人が乗り組んだ場合はヘリコプターのように垂直離着陸が可能
  - 最大積載量を積んだ場合は垂直離着陸できない。離着陸には約487m(1,600フィート)が必要
  - 上空でエンジンを停止させて着陸する『オートローテーション』飛行訓練や単発エンジン着陸訓練、編隊離着陸などの習熟訓練には、最短で約792m(2,600フィート)、最大で約1,575m(5,170フィート)が必要<sup>44)</sup>。

# Why Tilt Wing?



- メリット
  - VTOL+Fixed Wingの飛行効率を狙ったもの。
  - Tilt rotorよりも機構が簡単?
  - Tilt rotorよりも前進飛行時の効率が向上できる?
  - 狭いところからの運用が可能。
- デメリット
  - ホバリング時の制御性に不安?
  - ホバリング性能が悪い
    - ローター面積が小さい
  - VTOL性のために固定翼機の機構を複雑にした
  - 固定翼機とほぼ同じ用途になる。
    - ホバリング飛行状態での用途があまり期待できない。つまり在来ヘリコプターの得意とするミッションの代替は期待できない。
  - VTOLの必要から、ターボプロップの設計は巡航時に合わせて最適できず、純粋な固定翼機よりは飛行効率が劣化する?

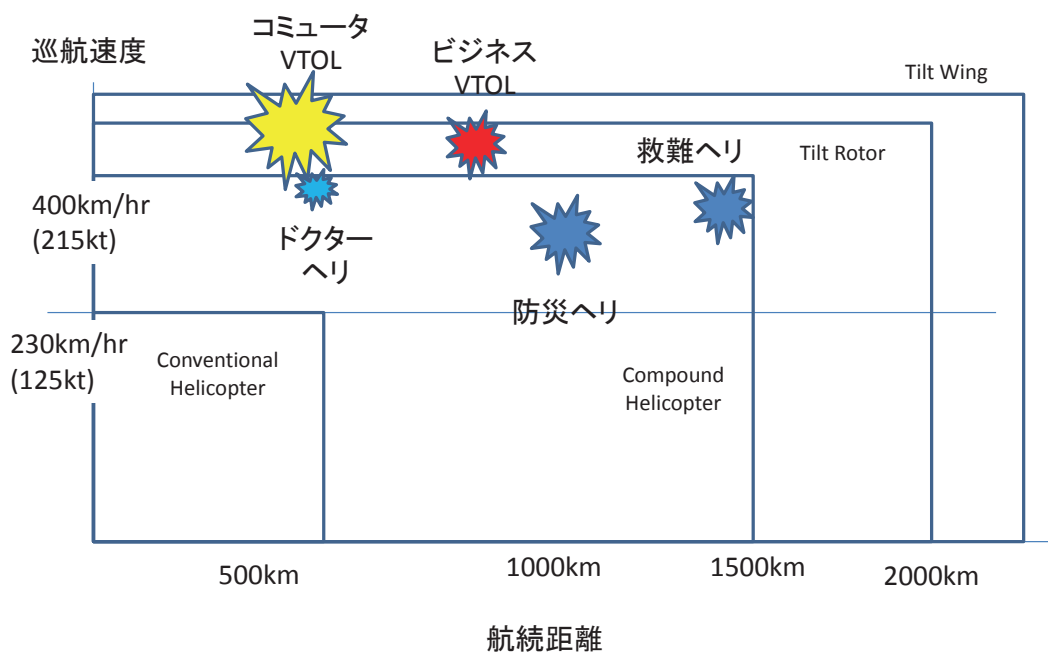


## Why Fixed Wing?

- メリット
  - 早く、遠くへ効率よく行ける。
  - すでに各速度領域で設計が確立されてきている。
  - 普通の交通手段として確立・認知されている。
  - コストが安い。
  - SVTOLが実現できている。Power Lift？
- デメリット
  - 滑走路が必要
  - ホバリング飛行ができない

19

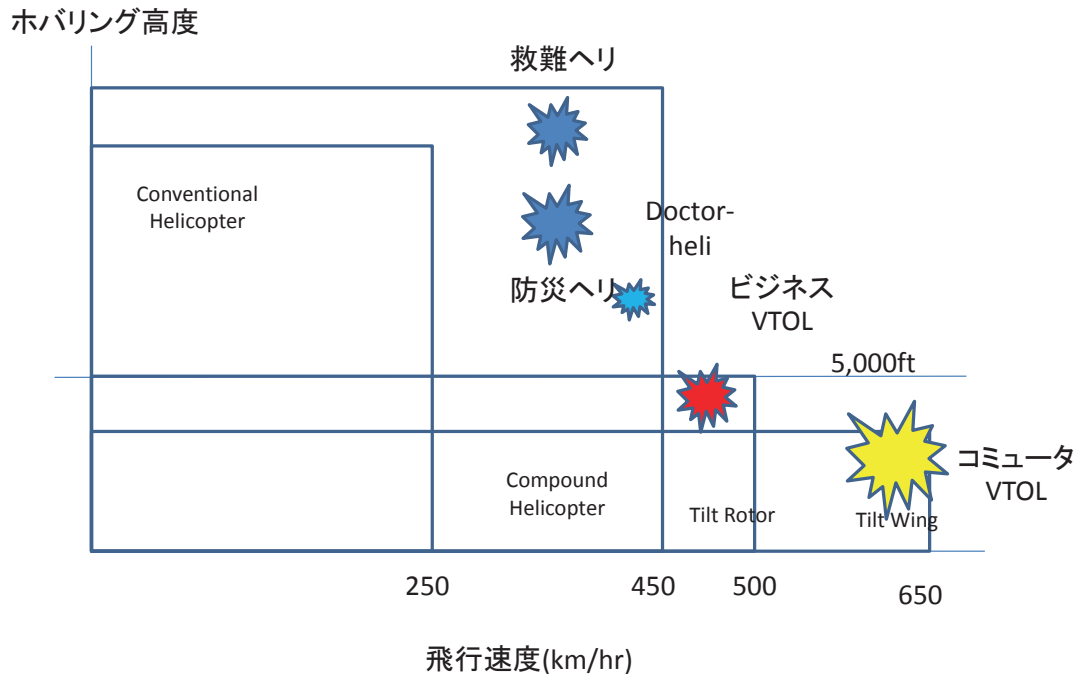
## ミッションに適した機種形態



20



# 機種別ミッション範囲



21



# 安全性比較

Configuration	Soft landing when engine out (based on DL) Hover (T/L); Cruise	Mechanical Complexity	Stability/Control
Conventional Helicopter	5; 5 baseline	3	4
Compound Helicopter	5; 5- (Cruise speed high)	2	3
Tilt Rotor	3; 4 (Cruise speed higher)	1	2
Tilt Wing	1; 3 (Cruise speed higher)	1+	2
Fixed Wing	2; 2 Back to airport	5	5

22

## 1) 機種別安全性についての(再)検討

(それぞれの安全基準を満たすための難易度比較; 5は一番達成容易)

Configuration	Soft landing when engine out (based on DL) Hover (T/L); Cruise	Mechanical Complexity (accident ratio)	Stability/Control
Conventional Helicopter	5; 5 baseline	3	4
Compound Helicopter	5; 5- (Cruise speed high)	2	3
Tilt Rotor	3; 4 (Cruise speed higher)	1	2
Tilt Wing	1; 3 (Cruise speed higher)	1+	2
Fixed Wing	5; 5 Back to airport	5	5

23

## 論点5: 将来型回転翼機の設計手法 は何か？

- 在来ヘリコプタの設計手法について整理(田辺)
- Compound Helicopterの場合、追加するプロペラ、主翼の設計手法について(田辺)

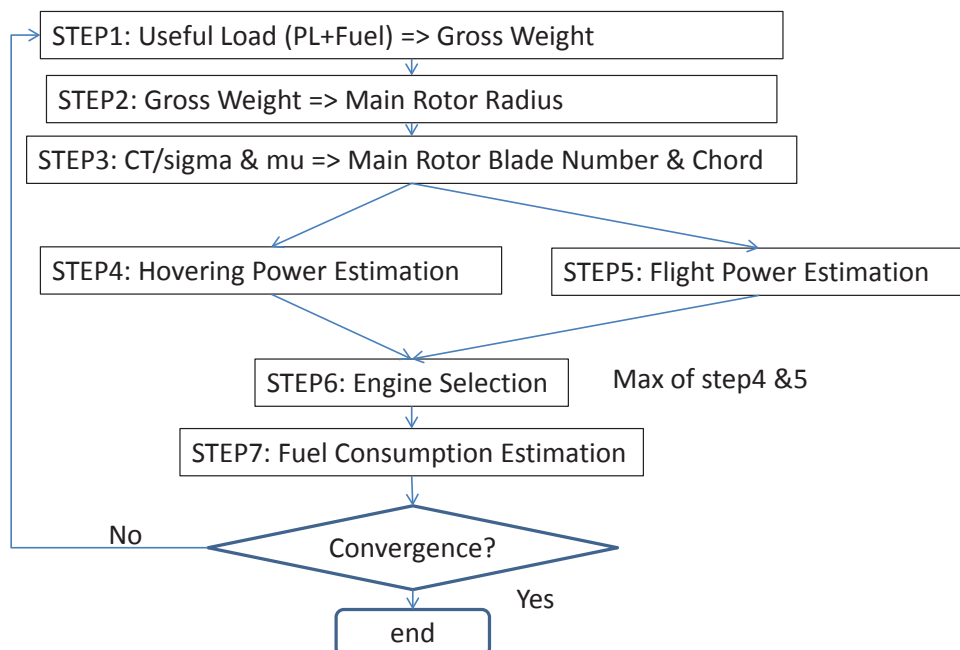
24

## 在来ヘリコプタの概念設計手法(簡易)

- STEP1:ミッション要求からPLを計算し、Empty Weight vs Gross Weightの既存機体のデータベースからGross Weightを概算する。
- STEP2:Disk Loading vs Gross Weightの既存機体のデータベースからメインロータの半径を推算する。
- STEP3:Blade Loading (CT/sigma) vs Max Advance Ratioの既存機体のデータベースからメインロータブレードの枚数とコード長を計算する。
- STEP4:ホバリングに必要なパワーを概算する。(Figure of Merit = 0.5~0.7と仮定)
- STEP5:機体の形状を概念設計し、等価前面平板面積を概算し、設定した最大飛行速度における必要パワーを概算する。
- STEP6:STEP4&5での大きいほうの必要パワーに基づいて、トランスミッション、エンジンを選択する。
- STEP7:航続距離などのミッションプロファイルから必要な燃料を概算する。
- 繰り返し: STEP7で概算した必要燃料をSTEP1でのPLに加え、再度GWを概算し、STEP2=>STEP7を繰り返し、GWなどが収束するまで。
  - 実際の設計では、GWとエンジンパワーに基づき、主要構成コンポーネントの重量をデータベースにしたがって概算し、より正確な空虚重量を計算する。

25

## 在来ヘリの簡易概念設計フロー



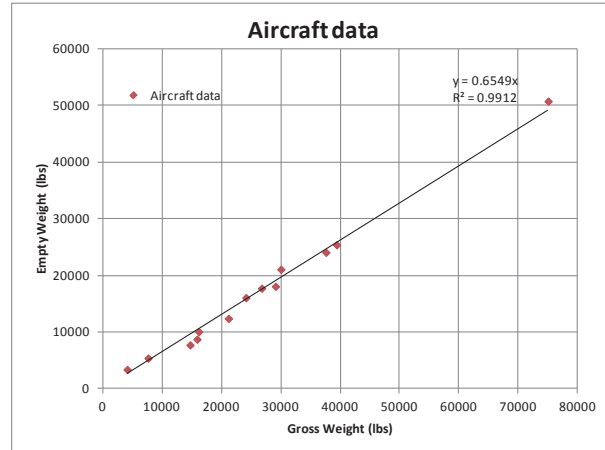
26



# STEP1: Gross Weightの概算

- PLの概算 = ミッション要求から
  - 250lbs/crew; 300-350lbs/pax
  - 特殊搭載機材重量
  - 燃料重量

Aircraft	Wg(lbs)	We (lbs)
H-3	4117.647	3333.333
H-1B	7647.059	5333.333
S-76	14705.88	7666.667
AH-64	15882.35	8666.667
UH-1	16176.47	10000
UH-60A	21176.47	12333.33
SH-3H	24117.65	16000
CH-46A	26764.71	17666.67
CH-47A	29090.91	18000
H-67A	30000	21000
CH-54	37575.76	24000
CH-69D	39393.94	25333.33
CH-55E	75000	50666.67



もっと多くの機体のデータがあれば、より正確な推算が可能になる。  
 \* 重量クラス別で経験曲線を変えていく手法もある。

27

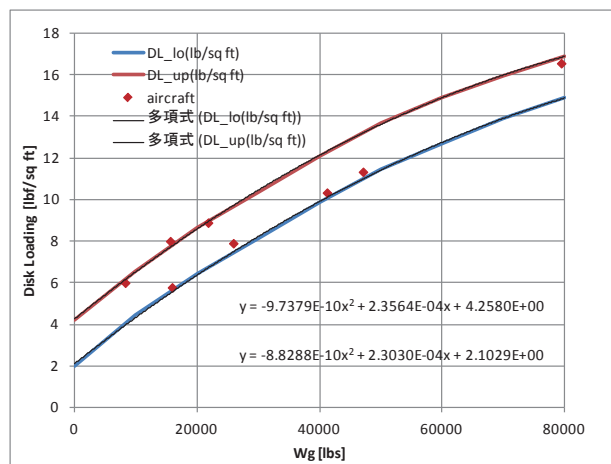


# STEP2: Radius of Main Rotor

aircraft	Wg	DL
S-76	8235.294	6
UH-1	15882.35	5.777778
AH-64	15588.24	8
UH-60	21764.71	8.888889
SH-3H	25882.35	7.9
CH-34	41176.47	10.33333
CH-53D	47058.82	11.33333
CH-53E	79411.76	16.55556

$$DL = \frac{GW}{\pi R^2}$$

$$R = \sqrt{\frac{GW}{\pi \cdot DL}}$$



GWからDLを推算し、Rを決定する。  
 K\_DLを導入して、調整できるようにする。> 1は大きめのDLを設計する。

28



## STEP3: Blade Number and Chord Length of Main Rotor

Aircraft	mu	CT/sigma
CH-54B	0.2	0.091
UH-1	0.257895	0.092
CH-63E	0.339474	0.09
SH-3H	0.3	0.083077
UH-60A	0.394737	0.09
S-76	0.444737	0.08
AH-64	0.394737	0.0625
CH-53D	0.428947	0.056667

$$\sigma = \frac{bRc}{\pi R^2} = \frac{bc}{\pi R}$$

$$\mu = \frac{V}{V_{tip}} = \frac{V}{\Omega R}$$

$$C_T = \frac{m_{gw}g}{\rho\pi R^2 V_{tip}^2} = \frac{m_{gw}g}{\rho\pi R^2 (\Omega R)^2}$$

Blade number of main rotor:

Light: 2~3

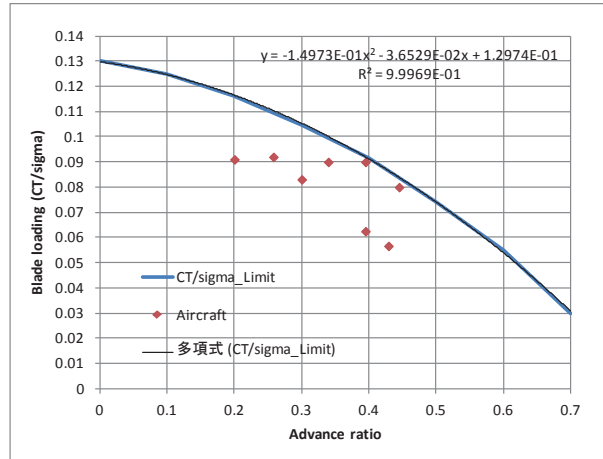
Intermediate: 3~4

Medium: 4~5

Heavy: 5~

K<sub>BL</sub>で、CT/sigma\_limitを調整

K<sub>BL</sub>>1: chord減



μ vs C<sub>T</sub>/σの限界経験曲線



## STEP4: Power Requirement for Hover

$$FM = \frac{T v_i}{P_{hover}} = \frac{T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}}{P_{hover}}$$

$$FM \approx 0.5 \sim 0.7$$

$$P_{hover} = \frac{T \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}}{FM}$$





# STEP5:前進飛行時の必要パワー

- Fuselage Sizing and Shape Design
  - EFPA(H)
  - CD
- \* 機体姿勢が速度によって前傾していくが、追加の機体抵抗考えるべき？

Profile Power

$$P_{0,Flight} = P_{0,Hover} (1 + K_{\mu} \mu^2); K_{\mu} = 4.3$$

$$P_{0,Hover} = \frac{1}{8} C_{D0} \sigma \rho A V_{tip}^3$$

Induced Power

$$P_{i,Flight} = W^2 / (2\rho A V_f)$$

( $V_f > 40kt$ , high speed approximation)

Parasite Drag of Fuselage

$$D_p = 0.5 \rho C_{dp} A_f V_f^2$$

$$EFPA(H) = C_{dp} A_f$$

$$P_p = 0.5 \rho \cdot EFPA(H) \cdot V_f^3$$

CD0一定時の概算。  
 $\mu$ が高い時、逆流の影響を考慮する必要がある。  
 迎え角によるロータの抵抗など、もう少し厳密な式を利用しないと、Compound Helicopterの利点が出て来ない？

## 参考: Forward Flight Performance



(ref: Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics)

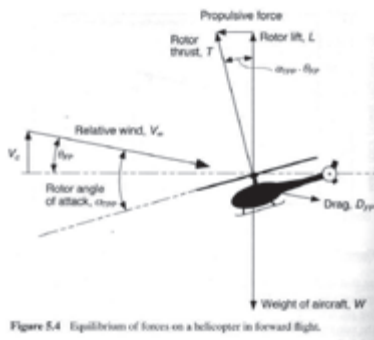


Figure 5.4 Equilibrium of forces on a helicopter in forward flight.

$$P = P_i + P_0 + P_p + P_c$$

induced, profile, parasite and climb

$$T \cos(\alpha_{TPP} - \theta_{FP}) = W \approx T$$

$$T \sin(\alpha_{TPP} - \theta_{FP}) = D_{FP} \cos \theta_{FP}$$

$$T \sin(\alpha_{TPP} - \theta_{FP}) = D$$

$$\alpha_{TPP} = \theta_{FP} + D/W$$

$$TV_{\infty} \sin \alpha_{TPP} \approx TV_{\infty} \alpha_{TPP} = WV_{\infty} (\theta_{FP} + D/W)$$

$$= WV_{\infty} \theta_{FP} + DV_{\infty} = WV_c + DV_{\infty} = P_c + P_p$$

$$P_i = \kappa T v_i \approx \kappa \frac{T^2}{2\rho A V_{\infty}}$$

$$C_{T0} = \frac{\sigma C_{D0}}{8} (1 + K\mu^2); K = 4.5 \sim 5$$

$$\frac{\Delta C_{T0}}{\sigma} = \begin{cases} 0.007(\Delta M_{dd}) + 0.052(\Delta M_{dd})^2; & \text{for } M_{1,90} \geq M_{dd} \\ 0; & \text{for } M_{1,90} < M_{dd} \end{cases}$$

compressibility effect at advancing side. Gessow & Crim (1956) with radial and reverse flow

$$C_{T0} = \frac{\sigma C_{D0}}{8} (1 + 4\mu + \frac{5}{8}\mu^4)$$

$$T_{TR} = \frac{P_i + P_0 + P_p}{\Omega I_{TR}}$$

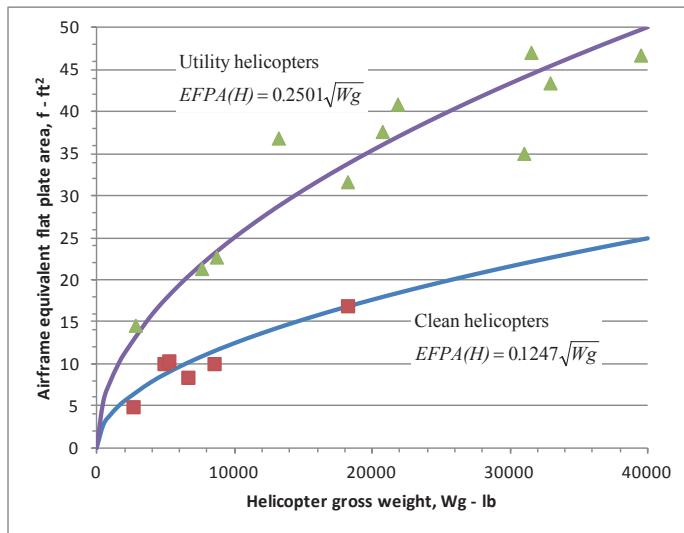
$$\frac{v_i}{v_{hover}} = \left[ \sqrt{\frac{1}{4} \left( \frac{\mu}{v_{hover}} \right)^4} + 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{\mu}{v_{hover}} \right)^2 \right]^{1/2}$$

valid for disk AoA is zero ( $\alpha = 0$ )



## 胴体全面平板面積と重量との相関関係

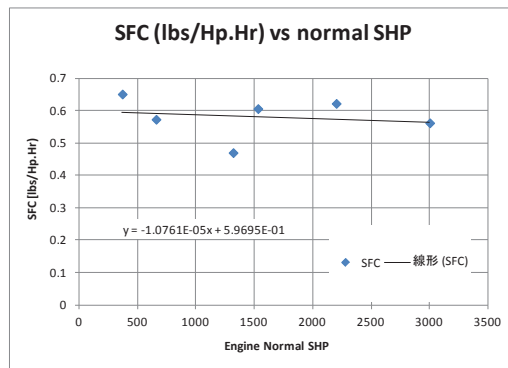
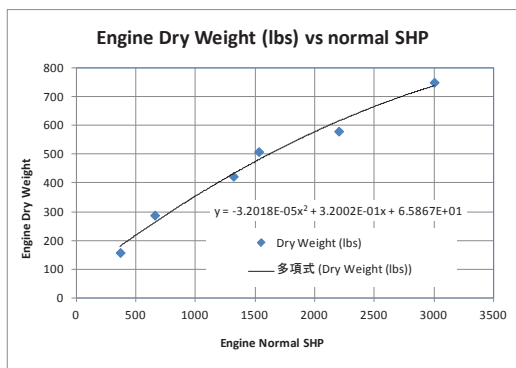
- ref. Leishman, J.G., Principles of Helicopter Aerodynamics, 2<sup>nd</sup> ed., pp. 307, Figure 6.25



33



## STEP6: Engine Selection



基本的には既存のエンジンから選択。  
必要に応じて2個か3個のエンジンを組み合わせる。

SFC ~ 0.6 lbs/Hp.hr

34



## STEP7: Fuel Consumption

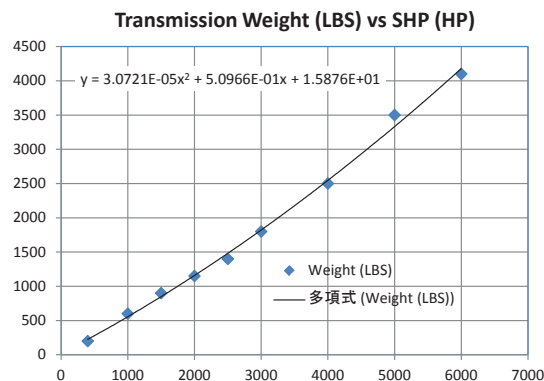
- Mission Profile (ミッション完成までの各種飛行モード時間、必要パワー)
  - Ground check
  - Hovering
  - Cruising
  - Loitering
- Mission Profileに従って、必要な燃料を計算する。
- SFC~0.6 lbs/Hp.hr
- 可能であれば、コンポーネントごとの重量を経験式から推算して、より正確な空虚重量を計算する。

35



## Transmission Weight

Transmissi	Rating (SH	Weight (LB
AA	400	200
BB	1000	600
CC	1500	900
DD	2000	1150
EE	2500	1400
FF	3000	1800
GG	4000	2500
HH	5000	3500
II	6000	4100



36

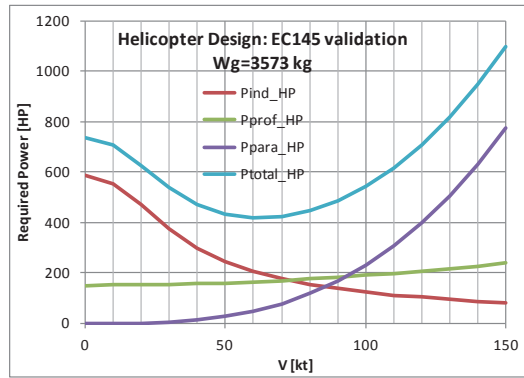
# 在来型ヘリ設計検証例(EC145参照)



- 仕様 (EC 145)
- 出典: Eurocopter EC 145 technical data, EC 145 specs
- 諸元
- 乗員: 1名または2名 (操縦士)
- 積載量: 乗客9人
- 全長: 13.03 m (42 ft 9 in)
- 回転翼径: **11.0 m** (36 ft)
- 全高: 3.45 m (11 ft 4 in)
- 回転翼面積: 95 m<sup>2</sup> (1018 ft<sup>2</sup>)
- 自重: 1,792 kg (3,951 lb)
- 全備重量: **3,585 kg** (7,903 lb)
- 通常負荷: 1,793 kg (3,953 lb)
- 最大離陸重量: 3,585 kg (7,903 lb)
- エンジン: [チュルボメカ アリエル 1E2](#) ターボシャフト × 2 各550 kW (738 shp)
- 性能諸元
- 限界速度: 268 km/h (145 kt, 167 mph)
- 巡航速度: 246 km/h (133 kt, 153 mph)
- 航続距離: 680 km (370 nm, 426 mi)
- 渡航距離: 855 km (461 nmi, 530 mi)
- 限界高度: 5,240 m (17,200 ft)
- 上昇率: 8.1 m/s (1,600 ft/min)

```
&PAYLOAD / WSCREW = 100.0, WSPAX = 100.0, NPAX = 9, NCREW = 2, WEQUIP = 0.0 /
&MISSION / TM_GROUNDOP = 5.0, TM_HOVER = 0.0, TM_LOITER = 0.0, TM_CRUISE = 180.0, V_LOITER_KT = 70.0, V_CRUISE_KT = 133.0 /
&DESIGN / NBLD = 4, V_TIP = 210.0, FM = 0.60, KAPPA = 1.15, CDO = 1.25E-02, C_EFPA_H = 0.250, RATIO_WE_WG = 0.50 /
```

- 設計結果 (JAXA\_HeliDesign)
- 諸元
- 乗員: 2名 (操縦士)
- 積載量: 乗客9人 !! 乗員と乗客の単位重量を100kgに設定
- 回転翼径: **12.4 m** (40.7 ft) !! 実機の方がDLが大きい
- 自重: 1,786 kg
- 全備重量: **3,573 kg**
- 通常負荷: 1,786 kg
- 必要最大馬力: 856 HP

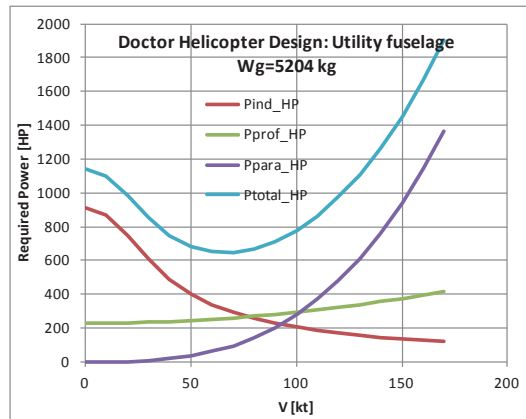
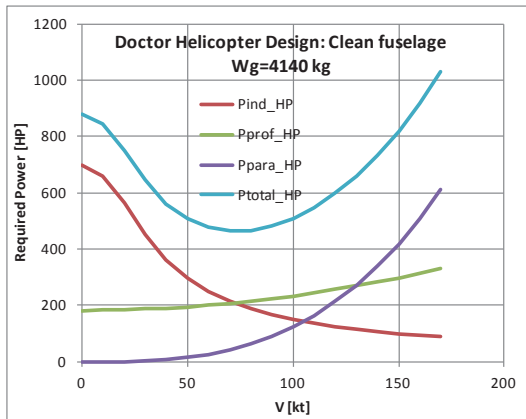


37

# 在来型ヘリ設計例



- 設計条件
- &PAYLOAD / WSCREW = 113.4, WSPAX = 136.1, NPAX = 4, NCREW = 2, WEQUIP = 100.0 /
- &MISSION / TM\_GROUNDOP = 5.0, TM\_HOVER = 20.0, TM\_LOITER = 10.0, TM\_CRUISE = 120.0, V\_LOITER\_KT = 70.0, V\_CRUISE\_KT = 150.0 /
- &DESIGN / NBLD = 4 V\_TIP = 200.0, FM = 0.60, KAPPA = 1.15, CDO = 1.25E-02, C\_EFPA\_H = 0.125 (Clean); 0.250 (Utility) /



38

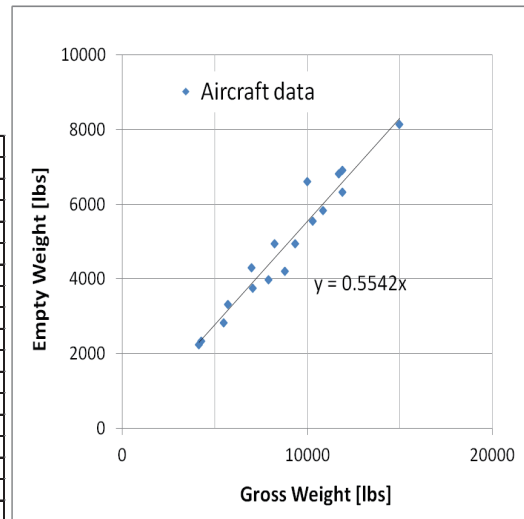
# 在来ヘリコプタの概念設計の既存機 による検証結果



現行民間ヘリコプター17機種について調査

Table 1: Empty weight vs Gross weight

	空虚重量 $W_e$ (kg)	最大離陸重量 $W_g$ (kg)
SA 365N	1900	4000
AS 350B	1051	1950
AGUSTA A109	1497	2599
BELL 206L-3	1008	1882
BELL 412	2869	5398
BELL AH-1S	2993	4536
BELL 222B	2236	3742
MBB BO 105 CB	1276	2500
MBB / KAWASAKI BK117	1700	3200
SIKORSKY S-76A	2516	4672
BHT429	1950	3175
BK117-C2	1800	3585
AS365N3+	2241	4250
EC155B1	2638	4920
S-76C+	3089	5307
412EP	3131	5398
AW139	3685	6800

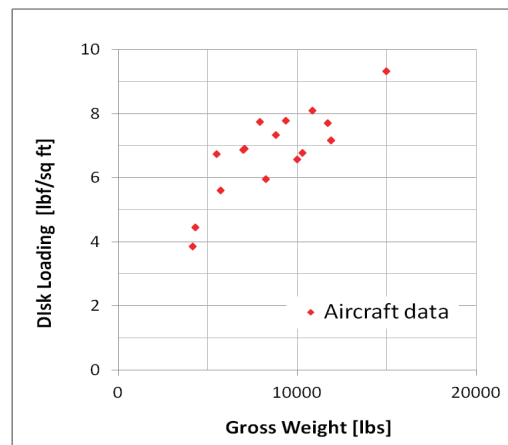


# Gross Weight vs Disk Loading



Table 2: Gross weight vs disk loading

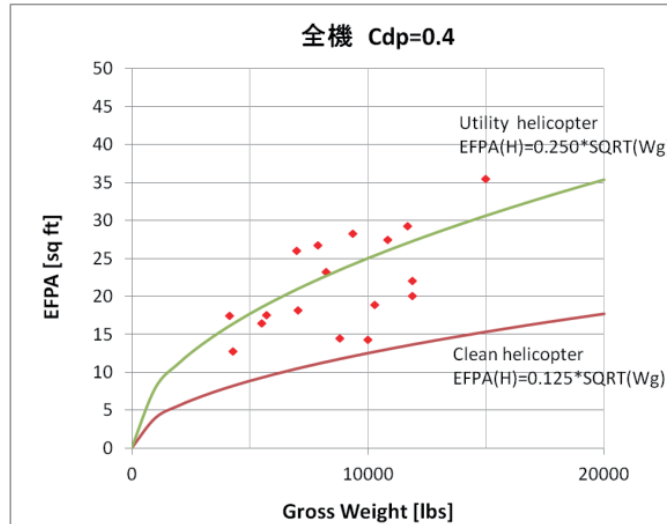
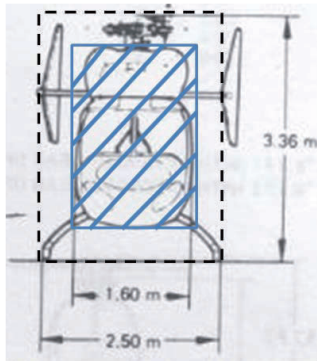
	最大離陸重量 $W_g$ (kg)	Disk Loading (kg/sq m)
SA 365N	4000	35.7840278
AS 350B	1950	21.72647747
AGUSTA A109	2599	27.34834361
BELL 206L-3	1882	18.83265448
BELL 412	5398	34.96608199
BELL AH-1S	4536	32.06846208
BELL 222B	3742	29.07997056
MBB BO 105 CB	2500	32.87455861
MBB / KAWASAKI BK117	3200	33.67245077
SIKORSKY S-76A	4672	33.02995037
BHT429	3175	33.53120556
BK117-C2	3585	37.7236675
AS365N3+	4250	37.95687023
EC155B1	4920	39.45791484
S-76C+	5307	37.57523026
412EP	5398	34.96608199
AW139	6800	45.46328977



これまでに使ってきた経験式よりは10~20%上がっている。K\_DLを設計パラメータに導入し、調整できるようにした。



# 実際の前面平板面積の概算



機体の前面投影面積に一律抵抗係数0.4として、EFPA(H)を概算してみた。ほぼ、CleanとUtilityの間に入っていた、実際の $C_{dp}$ は機種ごとに異なるため、このデータはあくまでも参考用。

41

# ヘリコプタの概念設計手法の検証に用いた機体の設計データ(推定値)



	BHT429	BK117-C2	AS365N3+	EC155B1	S-76C+	AW139
有効搭載重量 $W_p$ (kg)	1225	1785	2009	2282	2218	3115
空虚重量 $W_e$ (kg)	1950	1800	2241	2638	3089	3685
最大離陸重量 $W_g$ (kg)	3175	3585	4250	4920	5307	6800
$W_e / W_g$	0.614173228	0.50209205	0.527294118	0.536178862	0.582061428	0.541911765
巡航速度 $V$ (kt)	142.0086393	132.8293737	150.6479482	150.1079914	154.9676026	165.2267819
半径 $R$ (m)	5.49	5.5	5.97	6.3	6.705	6.9
胴幅 (m)	2.97	3.12	3.21	3.48	3.05	3.17
全高 (m)	4.04	3.96	4.07	3.64	4.42	5.17
全面投影面積 $A_f$ (sq m)	11.9988	12.3552	13.0647	12.6672	13.481	16.3889
ロータ枚数 $b$	4	4	4	5	4	5
最大搭載者数(乗員2名含む)	8	10	13	14	14	17
一人当りの最大搭載重量 (kg)	73.125	109.1	85.53846154	93	97.28571429	111.2941176
燃料搭載料 (kg)	640	694	897	980	856	1223
航続距離 $L$ (km)	669	680	790	791	781	798
航続時間 $TM$ (min)	152.6235741	165.8536585	169.8924731	170.7194245	163.2752613	156.4705882

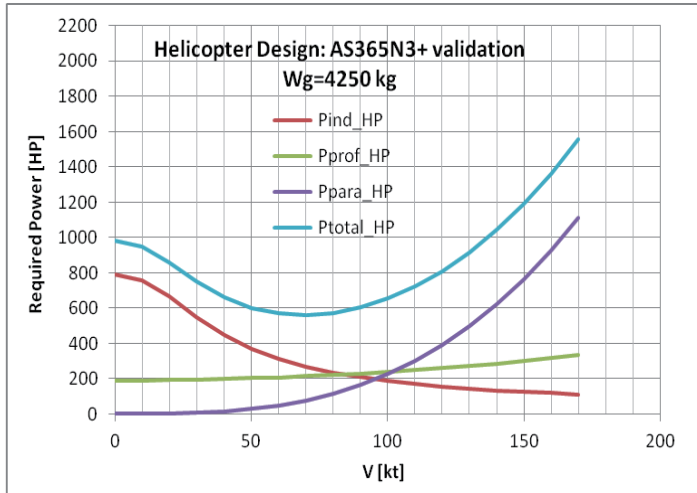
検証手順:

- 1) 機体仕様に基づいた設計条件を入力
- 2) 最大離陸重量 $W_g$ が在来機のそれと一致するように $C_{EFPA\_H}$ を調整( $K_{BL}=1$ )
- 3) ローター径 $R_m$ が在来機のそれと一致するように $K_{DL}$ を調整
- 4)  $W_g$ および $R_m$ が在来機のそれと一致するように $C_{EFPA\_H}$ を再調整し、在来機の $DL, BL$ および $EFPA$ の係数を決定  
 $\Rightarrow > C_{EFPA}$ の機種ごとの関係が合理的かで判断。(各機種については、搭載エンジンパワーとの比較)

42



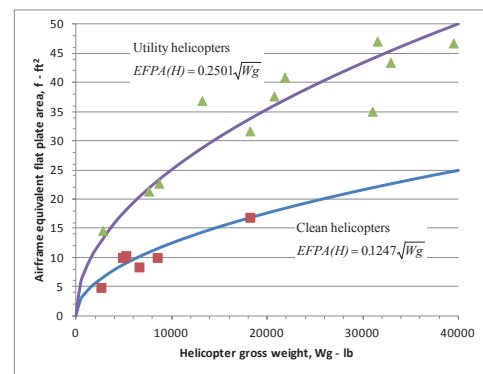
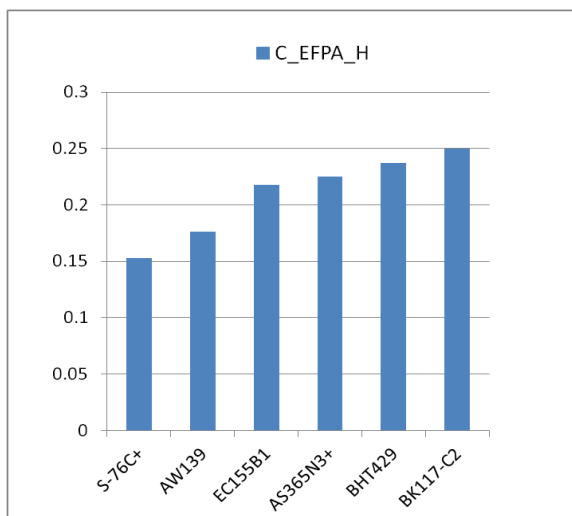
# AS365N3での検証例



最大速度は165kt  
 その時、約1500hpの必要パワー  
 搭載エンジンは2基の  
[Turboméca Arriel 2C](#)  
 turboshaftエンジン  
 Take off Power=838\*2=1676 [hp]  
 Max continuous =  
 779\*2=1558 [hp]  
**(計算値とほぼ一致)**



# 機体別抵抗係数(推算値)



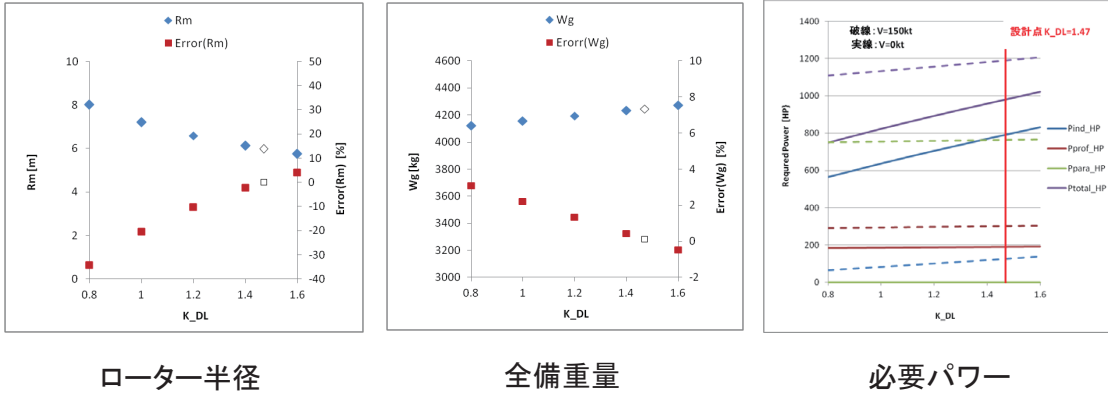
大体感覚的に胴体の空気抵抗が小さい順になっている。



# 設計パラメータ $K_{DL}$ の感度解析

## (AS-365N3の検証例において)

### ( $C_{EFPA\_H}=0.225, K_{BL}=1.0$ )



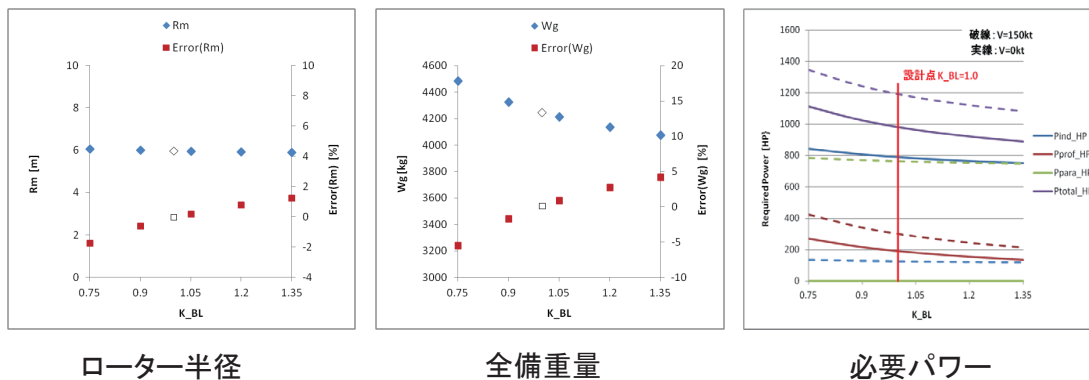
同じ飛行性能(PLと飛行時間と巡航速度が同じ)である条件の下、Disk Loadingを上昇させる(つまりローター半径を小さくすると、ローター半径が小さくできるが、全備重量が上昇し、必要パワーが増加する。

**\* 性能の見地から、できるだけ大きなローター半径の採用が望ましい。ただ、これに伴う機体の大型化による重量増は考慮されていない。**

# 設計パラメータ $K_{BL}$ の感度解析

## (AS-365N3の検証例において)

### ( $C_{EFPA\_H}=0.225, K_{DL}=1.47$ )



同じ飛行性能(PLと飛行時間と巡航速度が同じ)である条件の下、Blade Loadingを上昇させる(つまりコード長を小さくする、ブレードの平均揚力係数を大きくすると、ローター半径が小さくできるが、全備重量が減少し、必要パワーが減少する。

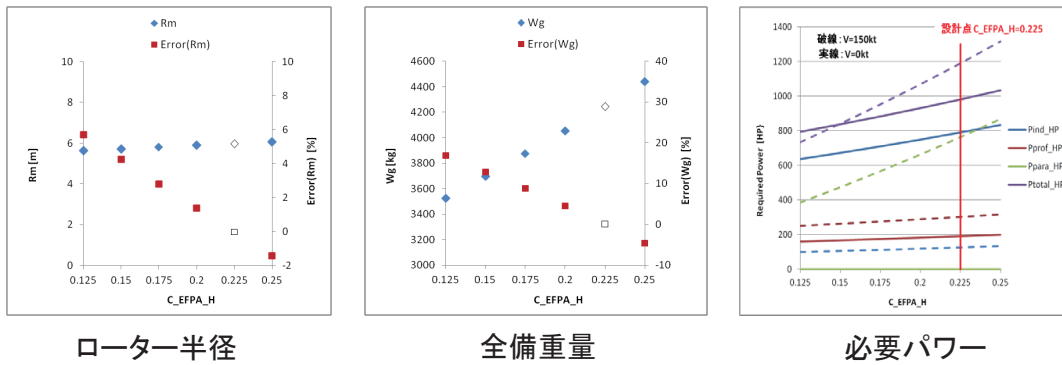
**\* これはあくまでも揚力が線形的に変化すると仮定しており、ブレードの失速は考慮されていない。この効果を得るためには、性能の良い翼型の採用を並行して実施する必要がある。**



# 設計パラメータC\_EFPAの感度解析

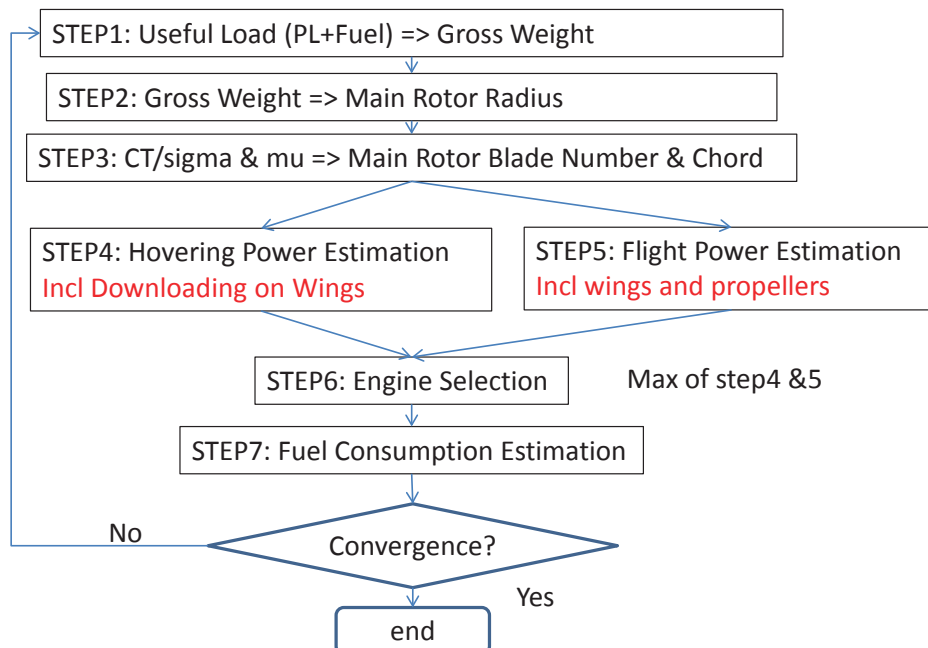
## (AS-365N3の検証例において)

### (K\_DL=1.47, K\_BL=1.0)



同じ飛行性能 (PLと飛行時間と巡航速度が同じ)である条件の下、胴体抵抗を減少させる(つまり胴体の前面投影面積を小さくする、抵抗係数を小さくする)と、ロータ半径が小さくなり、全備重量が顕著に減少し、必要パワーが顕著に減少する。  
 \* ヘリコプタのUtility性を考慮すると、空力抵抗を優先できない場合もあるが、高速飛行性能改善のために、できるだけ機体の空力抵抗を減少させる必要がある。

## コンパウンド・ヘリの簡易概念設計フロー



## Compound Helicopterの場合 追加する主翼とプロペラの設計



- 揚力分担率  $\eta_w$ : 前進飛行時に主翼が分担する揚力の割合。(通常のヘリは0.0)
- 揚力分担率  $\eta_w$  をパラスタする。@巡航速度
- 各分担率において、メインロータの抵抗とトルクが一番小さいところを探す。Autogyroモードもありうる。回転数の変化もパラメータ。
- 前進の推進は全部プロペラに頼る。
- 機体の姿勢は水平を保持する。前進速度に対して最低の抵抗姿勢を保つ。
- 主翼にどのような操舵が必要か？

49

## 主翼について



(ref: M.H. Sadraey, Aircraft Design)

- ロータからのダウンウォッシュの影響
  - 速度によって変化する。CFDを利用して見積もる？

$$L_{MW} = \frac{1}{2} \rho A_{MW} V_f^2 C_{LW} = \eta_w m_g g$$

$$A_{MW} = Wspan * Wchord = \frac{\eta_w m_g g}{\frac{1}{2} \rho V_f^2 C_{LW}}$$

Profile Power

$$P_{0,MW} = \frac{1}{2} \rho C_{D0} A_{MW} V_f^3$$

Induced Power

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

$$P_{i,MW} = \frac{1}{2} \rho C_{Di} A_{MW} V_f^3$$

Total Power of the Wing

$$P_{MW} = P_{0,MW} + P_{i,MW}$$

Lift vs Drag of the Wing :  $(L/D)_{MW}$

$$D_{MW} = \eta_w m_g g / (L/D)_{MW}$$

$$(L/D)_{MW} = (C_L/C_D)_{MW} = \frac{C_L}{\left( C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \right)}$$

$e = 1.78(1 - 0.045 AR^{0.68}) - 0.64$ , for straight wing

Oswald span efficiency factor

$$AR = 6: e = 0.87$$

$$AR = 8: e = 0.81$$

$$C_{L\alpha} = \frac{C_{l\alpha}}{1 + \frac{C_{l\alpha}}{\pi \cdot AR}}$$

設計点でL/Dが最大となるように(C<sub>L</sub>=>翼面積)を決める？

50



# 主翼の重さ推定

ref: M.H. Sadraey, Aircraft Design

$$W_W = S_W \cdot \text{MAC} \cdot \left(\frac{t}{C}\right)_{\max} \cdot \rho_{\text{mat}} \cdot K_\rho \cdot \left(\frac{AR \cdot n_{\text{ult}}}{\cos(\Lambda_{0.25})}\right)^{0.6} \cdot \lambda^{0.04} \cdot g \quad ;[\text{N}]$$

$S_W$  : the wing planform area

MAC : the wing mean aerodynamic chord,  $= 2 \int_0^{b/2} c(y)^2 dy / S$

$\left(\frac{t}{C}\right)_{\max}$  : the maximum thickness - to - chord ratio

$\rho_{\text{mat}}$  : the density of construction material (Table 10.6), 2711 kg/m<sup>3</sup> for aluminum

AR : the aspect ratio

$n_{\text{ult}}$  : the ultimate load factor

$\Lambda_{0.25}$  : the quarter chord sweep angle

$\lambda$  : the taper ratio

$g$  : the gravitational constant, 9.81 m/s<sup>2</sup>

$K_\rho$  : the wing density factor (Table 10.8), 0.0025 - 0.003 for engine installed on wing

# プロペラについて



(ref: M.H. Sadraey, Aircraft Design)

- 設計点におけるプロペラの効率  $\eta_p$  を75~85%と仮定する。
- 全機の空力抵抗をすべてプロペラの推力で推進すると仮定する。

$$T = \frac{P \cdot \eta_p}{V_c}$$

$$P = \frac{1}{\eta_p} T V_c$$

$$V_{\text{av}} = 0.7 V_{\text{tip}} \quad (V_{\text{tip}} = \sqrt{V_{\text{tip\_static}}^2 + V_c^2})$$

$$L_p = \frac{1}{2} \rho V_{\text{av}}^2 S_p C_{Lp}$$

$$L_p = T$$

$$\frac{1}{2} \rho V_{\text{av}}^2 S_p C_{Lp} = \frac{P \cdot \eta_p}{V_c}$$

$$S_p = \frac{2P \cdot \eta_p}{\rho V_{\text{av}}^2 C_{Lp} V_c} = d_p c_p \quad ; \text{assumed 2 blades}$$

( $d_p$  : propeller diameter;  $c_p$  : averaged chord); real  $chord_p = c_p * 2 / N_{\text{bld}_p}$

$$AR_p = d_p / c_p; \quad d^2 = AR_p S_p$$

$$d_p = \sqrt{\frac{2P \cdot \eta_p \cdot AR_p}{\rho V_{\text{av}}^2 C_{Lp} V_c}} \quad (\text{for two bladed propeller})$$

$$d_p = K_{np} \sqrt{\frac{2P \cdot \eta_p \cdot AR_p}{\rho V_{\text{av}}^2 C_{Lp} V_c}} \quad (\text{for multiple bladed propeller})$$

$$d_p = K_{np} \sqrt{\frac{2T \cdot AR_p}{\rho V_{\text{av}}^2 C_{Lp}}}$$

$$K_{np} = 1 \quad (n_{\text{bld}} = 2)$$

$$K_{np} = 0.72 \quad (n_{\text{bld}} \geq 6)$$

複数のプロペラで推力を分散。通常  $AR_p = 7 \sim 15$ ;  $C_{Lp} = 0.2 \sim 0.4$ 。

# プロペラの重量推定

(Transmission and Gearbox+propeller)  
(ref: M.H. Sadraey, Aircraft Design)



Installed Engine Weight

including propeller(s) for GA aircraft and  
firewall, engine mount, cowl, nacelle, pylon, inlet and starting system  
(fixed wing aircraft data, may not applicable to rotorcraft)

$$W_{E\_ins} = K_E \cdot N_E \cdot (W_E)^{0.9}$$

$N_E$  : number of engine

$K_E$  := 3 for metric units (i.e. N) and 2.6 for British units (i.e. lb)

$W_E$  : Engine weight from manufacturer

53

## Importance of reducing drag



54



# コンパウンド・ヘリコプタの概念設計手法と既存実験機飛行試験結果による検証

55

Ref) F.D. Harris: NASA/CR-2008-215370  
Rotor Performance at High Advance Ratio; Theory versus Test



Fig. 2-4. The McDonnell Aircraft Corp., Helicopter Division's XV-1 Convertiplane. At maximum speed, the rotor operated at an advance ratio just below 1.



Fig. 2-7. The AH-56's rotor reached an advance ratio slightly over 0.52 at a flight speed of 204 knots.



Fig. 2-5. The Fairey Rotodyne was successfully developed, but British Government and civil funding eroded in the late 1950s. This was the largest compound helicopter ever flown. Its maximum advance ratio was below 1.



Fig. 2-9. The DARPA funded Groen Brothers Heliplane is expected to reach 400 mph with the rotor operating at an advance ratio near 2.

56



# Performance Fundamentals



Fig. 2-10. The simple elements of autogyros and compound helicopters. Tail rotor not shown for clarity. Rendition provided by Gerardo Nunez from author's sketch.

57



# Formulations

- (1)  $P_{engine} = P_{prop} + P_{rotor}$
- (2)  $P_{prop} = T_{prop} V + P_{prop\ induced} + P_{prop\ profile}$
- (3)  $P_{rotor} = X_{rotor} V + P_{rotor\ induced} + P_{rotor\ profile}$
- (4)  $\sum F_z = 0 = L_{wing} + L_{rotor} - W$
- (5)  $\sum F_x = 0 = T_{prop} + X_{rotor} - D_{wing} - f_e \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)$
- (6)  $T_{prop} = -X_{rotor} + D_{wing} + f_e \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)$
- (7)  $X_{rotor} = \frac{P_{rotor} - P_{rotor\ induced} - P_{rotor\ profile}}{V}$
- (8)  $T_{prop} = - \left( \frac{P_{rotor} - P_{rotor\ induced} - P_{rotor\ profile}}{V} \right) + D_{wing} + f_e \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)$

58



Suppose now that the rotor is autorotating, which means that  $P_{\text{rotor}} = 0$ . The propeller thrust – in this special case – then becomes

$$(9) \quad T_{\text{prop}} = \left( \frac{P_{\text{rotor induced}} + P_{\text{rotor profile}}}{V} \right) + D_{\text{wing}} + f_e \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right)$$

$$(10) \quad P_{\text{engine}} = \left[ \left( \frac{P_{\text{rotor induced}} + P_{\text{rotor profile}}}{V} \right) + D_{\text{wing}} + f_e \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) \right] V + P_{\text{prop induced}} + P_{\text{prop profile}}$$

$$(11) \quad P_{\text{prop induced}} = T_{\text{prop}} \left\{ \sqrt{\left( \frac{V}{2} \right)^2 + \frac{T_{\text{prop}}}{2\rho A_{\text{prop}}}} - \frac{V}{2} \right\}$$

$$P_{\text{prop profile}} = \left[ \frac{\rho(\text{bcR}) V_i^3 C_d}{8} \right]_{\text{prop}} \left\{ \left( 1 + \frac{5}{2} \lambda^2 \right) \sqrt{1 + \lambda^2} + \frac{3}{2} \lambda^4 \ln \left[ \frac{1 + \sqrt{1 + \lambda^2}}{\lambda} \right] \right\}$$

where the propeller advance ratio ( $\lambda$ ) equals  $V/V_i$ .

$$P_{\text{rotor induced}} = K_i \frac{L_{\text{rotor}}^2}{2\rho A_{\text{rotor}} V}$$

$$(12) \quad \text{where } K_i = 1.075 \text{Cosh}(6.76\mu^2) \text{ for } \mu \leq 0.5$$

$$\text{and } K_i = 1 - 29.332\mu + 92.439\mu^2 - 51.746\mu^3 \text{ for } 0.5 \leq \mu \leq 1.0$$

The rotor disc area ( $A_{\text{rotor}}$ ) equals  $\pi R^2$  and  $R$  is the radius of a rotor blade. The rotor profile power is frequently estimated for simple rectangular blade geometry [10] as

$$(13) \quad P_{\text{rotor profile}} = \Omega Q_{\text{rotor profile}} + V H_{\text{rotor profile}}$$

$$= \left[ \frac{\rho(\text{bcR}) V_i^3 C_d}{8} \right]_{\text{rotor}} (1 + 4.65\mu^2 + 4.15\mu^4 - \mu^6) \text{ for } \mu \leq 1.0$$

59



It is important to remember that a rotor cannot autorotate if rotor lift is zero. When the rotor lift is zero, the engine must supply power ( $\Omega Q_{\text{rotor profile}}$ ) to the rotor and the propeller must provide a thrust equal to the rotor H-force ( $H_{\text{rotor profile}}$ ) plus any other aircraft drag. In fact, there is a threshold level for rotor lift (which depends on advance ratio) that must be reached before autorotation begins. This minimum threshold lift is crudely given by

$$(14) \quad \text{Rotor shaft power} = \Omega Q_{\text{rotor profile}} - L_{\text{rotor}} (\alpha_s + a_{1s}) V = 0$$

where  $(\alpha_s + a_{1s})$  is the rotor's tip path plane angle of attack as shown in Fig. 2-10. Equation (14) says that the decelerating torque created by blade element drag (which tends to reduce rotor speed) must be offset by an accelerating torque created by blade element lift. From Eq. (14) it follows that in autorotation

$$(15) \quad L_{\text{rotor}} = \frac{\Omega Q_{\text{rotor profile}}}{(\alpha_s + a_{1s}) V} \text{ for autorotation (Note: very crude, neglects induced drag)}$$

This approximation to the rotor lift required for autorotation can be put in standard rotor coefficient form by dividing both sides of Eq. (21) by  $\rho A_{\text{rotor}} V_i^2$ , which yields

$$(16) \quad \text{Rotor } C_L = \frac{C_{Q_{\text{rotor profile}}}}{(\alpha_s + a_{1s}) \mu} \text{ for autorotation}$$

The minimum rotor profile torque coefficient ( $C_{Q_{\text{rotor profile}}}$ ) is, from Appendix 11.1, on the order of

$$(17) \quad \text{Minimum } C_{Q_{\text{rotor profile}}} = \frac{\sigma C_d}{8} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \mu^2 - \frac{\mu^4}{16} \left[ 5 + 3 \ln \left( \frac{2}{\mu} \right) \right] + \frac{7}{64} \mu^6 \right\}$$

and therefore the minimum rotor blade loading coefficient ( $C_L/\sigma$ ) for autorotation is

$$(18) \quad \text{Minimum } \frac{C_L}{\sigma} = \frac{C_d}{8(\alpha_s + a_{1s}) \mu} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \mu^2 - \frac{\mu^4}{16} \left[ 5 + 3 \ln \left( \frac{2}{\mu} \right) \right] + \frac{7}{64} \mu^6 \right\} \text{ for autorotation}$$

60



The term  $\frac{P_{\text{rotor induced}} + P_{\text{rotor profile}}}{V}$  in Eqs. (9) and (10) is frequently referred to as the rotor effective drag ( $D_E$ ). In the general case, this effective drag follows from Eq. (3) and is written as

$$(19) \quad D_E = \frac{P_{\text{rotor}}}{V} - X_{\text{rotor}} = \frac{P_{\text{rotor induced}} + P_{\text{rotor profile}}}{V}$$

This effective drag can be estimated from rather simple classical theory using empirical corrections. The semi-empirical relationship is

$$(21) \quad D_E = K_i \frac{L_{\text{rotor}}^2}{2\rho A_{\text{rotor}} V^2} + \frac{\rho (bcR) V_t^3}{V} \left( \frac{C_d}{8} \right) (1 + 4.65\mu^2 + 4.15\mu^4 - \mu^6)$$

The approximation can be put in the airplane form of drag divided by dynamic pressure ( $1/2 \rho V^2$ ), which is a rotor parasite drag area. Thus,

$$(22) \quad \frac{D_E}{q} = \frac{K_i}{\pi} \left( \frac{L_{\text{rotor}}}{2Rq} \right)^2 + \frac{(bcR) C_d}{4} \left( \frac{1 + 4.65\mu^2 + 4.15\mu^4 - \mu^6}{\mu^3} \right)$$

$$C_{D_r} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

The rotor's effective drag can also be put in standard rotor coefficient form by dividing both sides of Eq. (21) by  $\rho A_{\text{rotor}} V_t^2$

$$(23) \quad C_{D_E} = K_i \frac{C_L^2}{2\mu^2} + \left( \frac{\sigma C_d}{8} \right) \left( \frac{1 + 4.65\mu^2 + 4.15\mu^4 - \mu^6}{\mu} \right)$$

It is quite common to divide Eq. (23) through by rotor solidity ( $\sigma$ ) and apply this result universally to any rotor of differing solidity. The result of this step is

$$(24) \quad \frac{C_{D_E}}{\sigma} = \frac{K_i \sigma}{2\mu^2} \left( \frac{C_L}{\sigma} \right)^2 + \left( \frac{C_d}{8} \right) \left( \frac{1 + 4.65\mu^2 + 4.15\mu^4 - \mu^6}{\mu} \right)$$

61

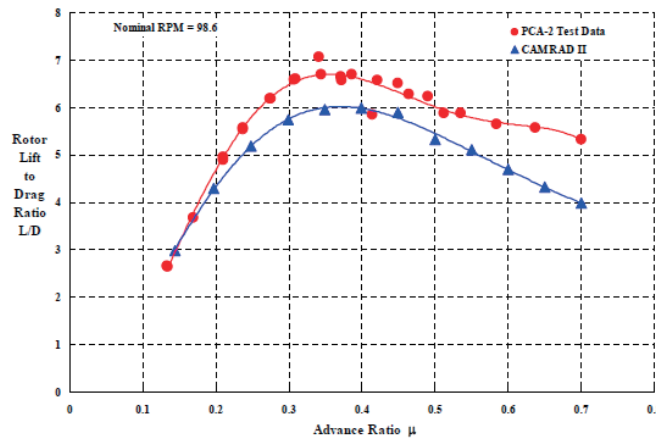


Figure N.

Prediction of the PCA-2 rotor lift to drag ratio by CAMRAD II is shown with Fig. 7-76. Keep in mind that because the rotor is in autorotation, the drag here is the drag auxiliary propulsion (e.g. a propeller) must overcome. The under prediction by about 10 percent of the maximum lift to drag ratio is quite likely due to the under prediction of rotor lift illustrated with Fig. 7-73.

The third performance parameter presented in this summary of PCA-2 data versus CAMRAD II is shown with Figure N. The rotor lift to drag ratio is, of course, a fundamental measure of autogyro rotor performance. Wheatley was unable to extract this parameter from the production PCA-2 flight tests, but the wind tunnel testing of the isolated rotor left no doubt that the rotor did not compare favorably to a fixed wing of equal span. CAMRAD II calculations are rather pessimistic as Figure N shows. However, the major difference is attributable to under predicting rotor lift as illustrated with Fig. M.

62





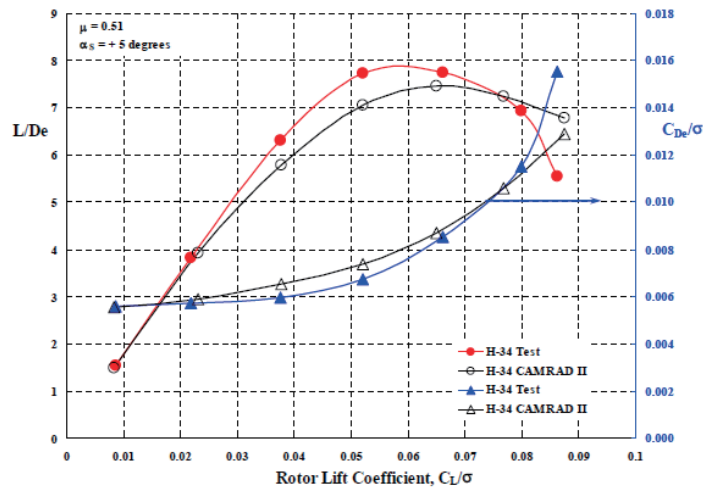


Fig. 7-18. H-34 rotor effective drag coefficient and  $L/D_e$ , test versus CAMRAD II.

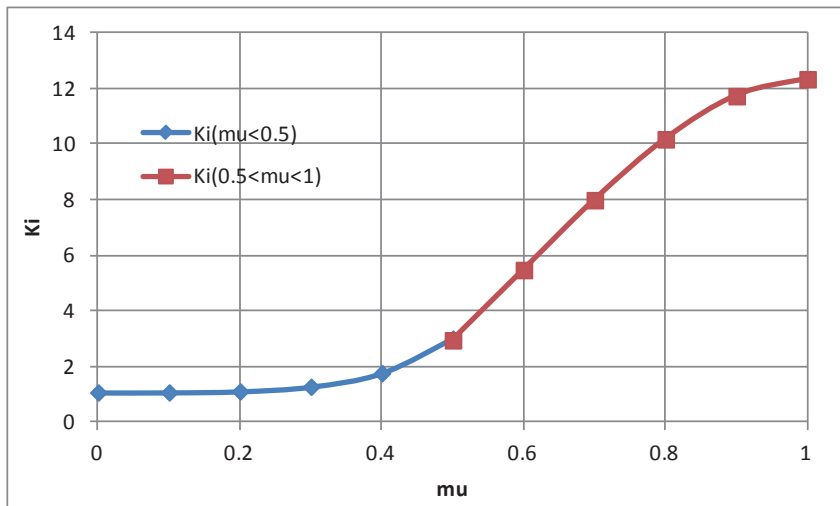


## Ki variation with mu

$$P_{\text{rotor induced}} = K_i \frac{L_{\text{rotor}}^2}{2\rho A_{\text{rotor}} V}$$

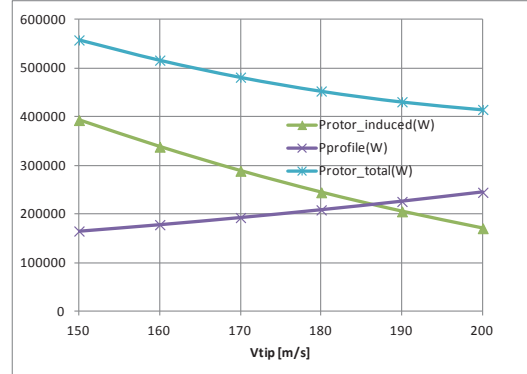
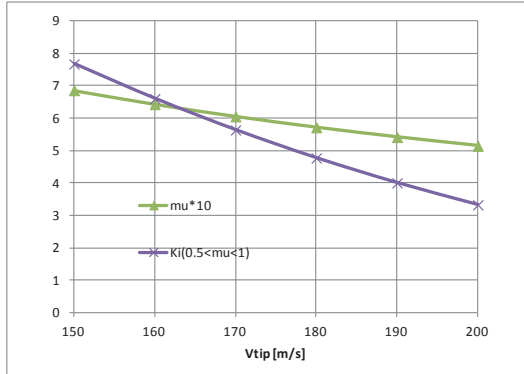
(12) where  $K_i = 1.075 \text{Cosh}(6.76\mu^2)$  for  $\mu \leq 0.5$

and  $K_i = 1 - 29.332\mu + 92.439\mu^2 - 51.746\mu^3$  for  $0.5 \leq \mu \leq 1.0$





## Rotor power with tip speed



- Conditions:
  - Gross weight = 3578.5 kg (BK117-C2?)
  - Flight speed = 200 kt
- When  $\mu$  is greater than 0.5, reduction of tip speed causes the induced power to increase more and the total rotor power increases.

65

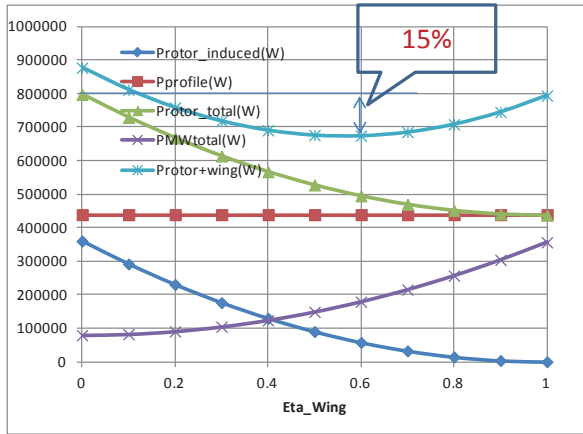


## 既存実験機による検証

- 機体はEC-155がベース
- 重量とロータはベース機の値、GW=4950kg、R=6.3m
- 主翼は適当に設定したもの、CL=1.0 when  $\eta_w=1.0$
- ロータ翼端速度は推測値、210m/s
- 最大速度は発表値、255ノット(2013年6月達成, unofficial world record)
- 搭載エンジン出力はネット情報による推定、2\*2,270 shp = 4,540 shp
- ロータ回転数減少量はネット情報による推定、-15%
- 主翼の揚力分担率は推測、30%
- 全面抵抗面積はヘリコプタの概念設計検証による推定+抵抗改善推測

66

# Rotor and Wing Power change with wing lift ratio

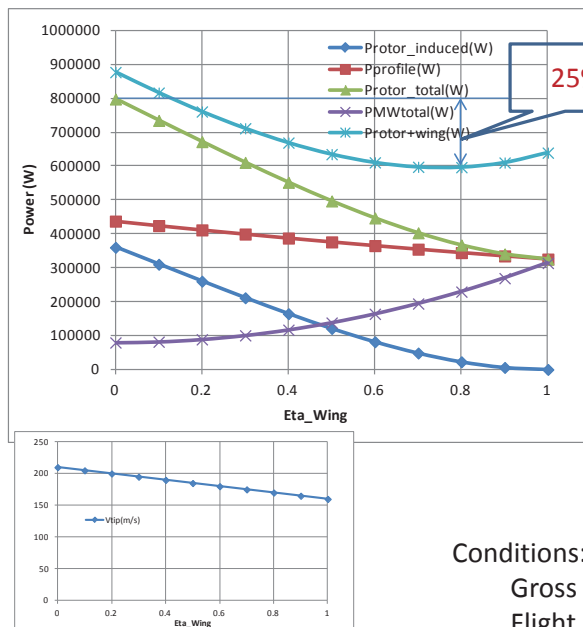


- With the rotor tip speed kept at 210 m/s, increase the lift share to wing at a certain ratio do improve the performance.
- Eta\_wing=0.6 is optimal in this case
- Near 15% power save with a wing can be achieved.

Conditions:

Gross weight = 4950 kg  
Flight speed = 255 kt

# Rotor and Wing Power change with wing lift ratio



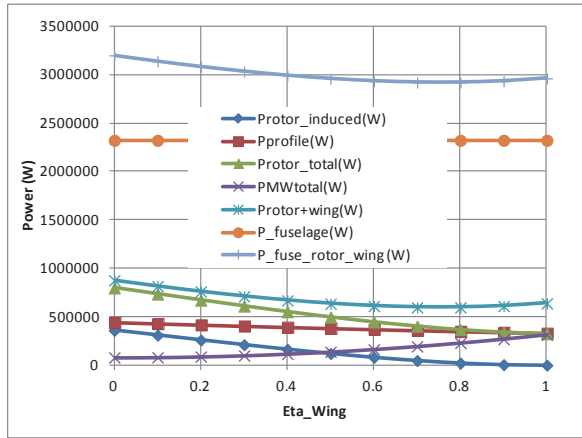
- With the rotor tip speed reduces with the wing lift share, performance can be further improved.
- Eta\_wing=0.8 is optimal in this case.
- Up to 25% power save with a wing can be achieved.

Conditions:

Gross weight = 4950 kg  
Flight speed = 255 kt



## Estimated Power



ロータと主翼の揚力配分によるパワー変化

ベース機体はEC-155、全備重量4950kg。  
R=6.3m. Vmax=255kt (world record).

- 必要パワーは搭載エンジンの出力とほぼ一致した。(設計手法の確認ができた。)
- 胴体の抵抗係数
  - EC-155推定値: CD=0.25 (EFPA(H)=2.1m<sup>2</sup>)
  - X3推定値: CD=0.2 (EFPA(H)=1.68m<sup>2</sup>) (Hub fairingなどで改善?)
- 高速飛行する機体では、胴体の抵抗による必要パワーが支配的である(ロータの約3倍)。高速回転翼機を実現するためには、胴体の抵抗を減らすことが最重要である。
- **ロータのProfile Powerは約7分の1。Tilt rotor機との比較では、この分が無駄になるが、Proprotorと通常のPropellerの効率の差で、思ったほどのデメリットにならない可能性もある。**

## 論点6: 国際市場での競争力を高める先進技術は何か?

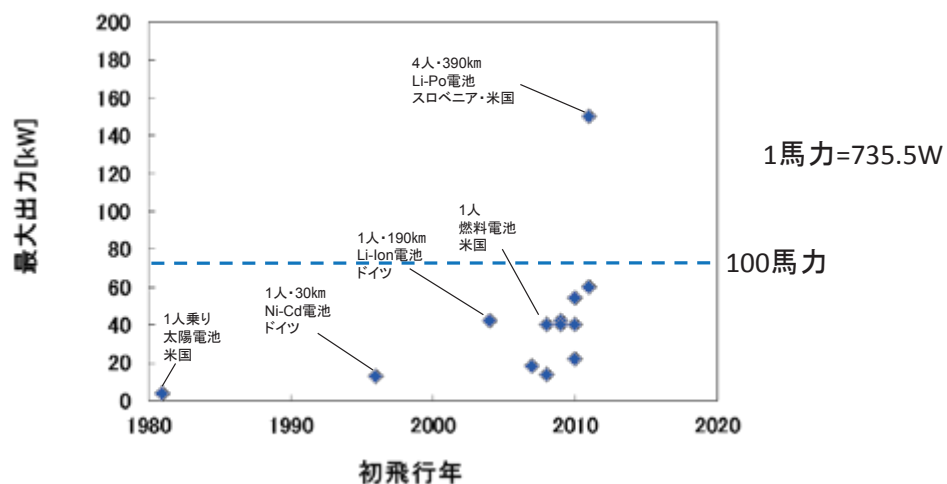
- 取り入れるべき先進技術とその技術的可能性、コストの検討(小曳)
  - 先進操舵技術
  - 最適化空力形状設計
  - 電動化プロペラ
  - 複合材による軽量化
  - 小型エンジンの高効率化
  - 自動操縦システムとヒューマンI/F



## 電動化の利点(検討)

- 設計自由度の増加(プロペラ配置がドライブシャフトの位置に拘束されない.)
- 部品点数の減少(整備性の向上)
- 重量減少?(ドライブシャフト部分を電線に交換することで重量減少となる. ただし, モータ分の重量が必要となるため, 重量の減少効果は小さいかもしれない.)
- 将来性(2~3hp/kg→6~10hp/kg)

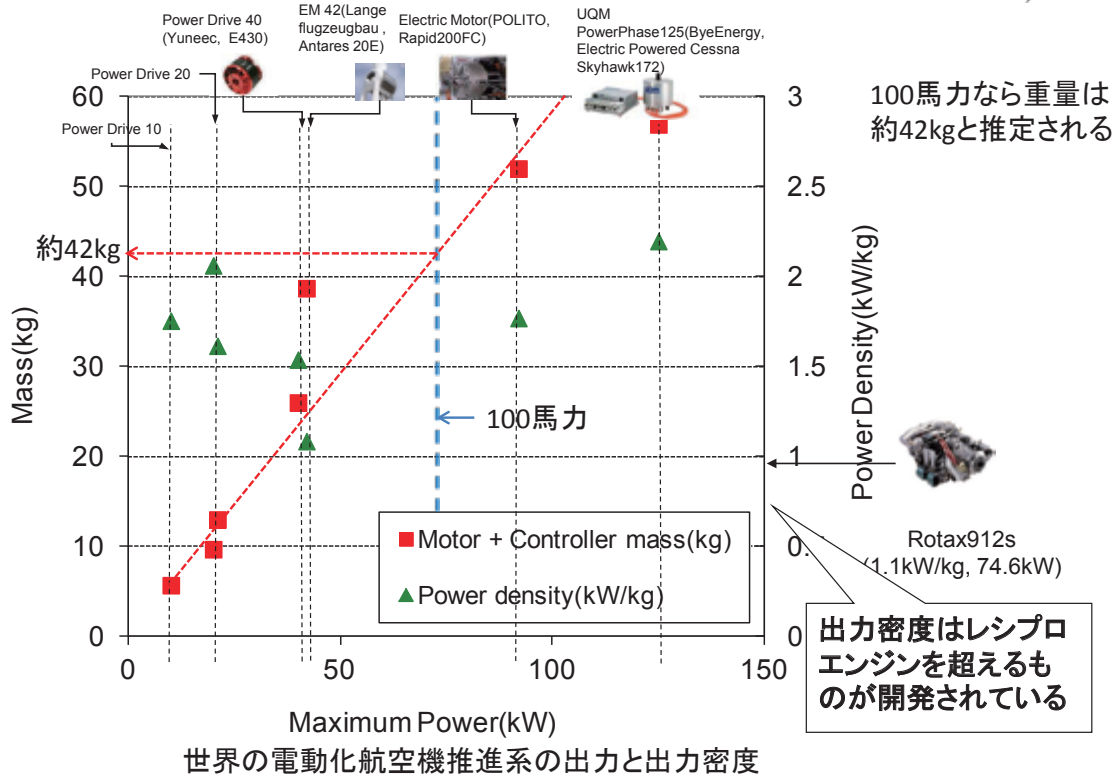
## 電動化の技術動向(1/2)



世界各国における電動化航空機の初飛行年と最大出力

電動化航空機の技術動向から, 近年では電動モータで100馬力は使用できると見込める

## 電動化の技術動向(2/2)



## 将来型回転翼機に必要な先進技術の分類

大分類	中分類	小分類
飛行性能向上	Long range・高速化	ロータ/プロペラ最適設計技術 可変回転数(ブレード+XMSN) MR推力unload技術
LCC(*)低減	製作性・整備性向上	電化・スマート化 ブレード内搭載操舵技術
	長寿命化	防振
安全性・定時運行性	事故防止	ロータ/プロペラ複雑系の後流解析 新操縦方式に対応するヒューマン・エラー防止技術
	全天候性	IFRアビオ・防氷
環境適合技術	騒音低減 排出物低減	passive + active技術 クリーン・エンジン、電化
夢の新技术	完全電化 革新メカ 革新材料	MR用電気発動機+電池 可変半径ブレード 可変翼型

\*: LCC=Life Cycle Cost



## JAXAが実行する先進技術

JAXAで蓄積している  
**統合解析ツール**や  
**ブレード内搭載のアクティブ技術**  
 (アクティブ・タブ・実大アクティブ・フラップ技術)を

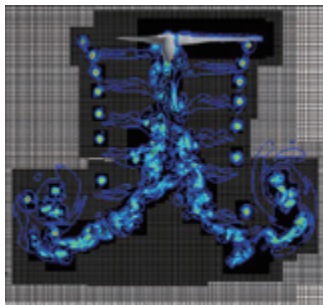
有効活用することで、リスクを克服する。

75

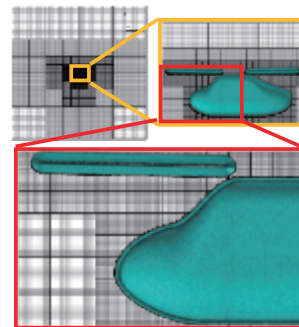


### (1)後流予測技術

- 意義・目的:  
 本研究は、現在のCFDでは効率的な解析が困難な後流を格子の解像度・配置を自動的に変更すること等により高精度に解析することを目標に、将来型回転翼航空機の**空力性能計算**を行い、全機形状、地面干渉等の解析を行うことで**飛行安全性を定量的に評価**することを目的とする。
- 成果目標:  
 (1)後流をCFDで高精度かつ効率的に解析する手法を提案する。(金沢工業大学と共同研究)



AMR (Adaptive Mesh Refinement)  
 格子生成法



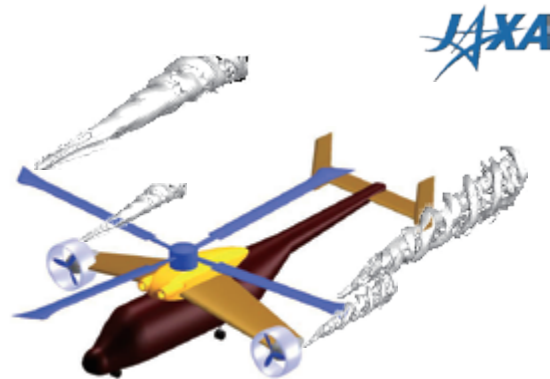
BCM (Building-Cube Method)  
 格子生成法



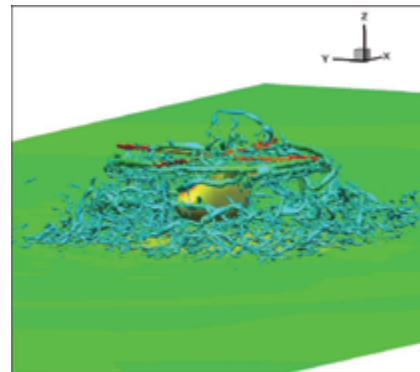
- ・後流の構造に合わせて自動的に格子を配置・解像度変更を行う
- ・並列計算に伴うロードバランスの最適化

76

- 成果目標:  
 (2)(1)の手法を用いて、将来型回転翼航空機の空力性能計算を行うとともに、全機形状、地面干渉等の解析を行い、飛行安全性を定量的に評価する。



JCH (JAXA Compound Helicopter概念機)



77

## 解析例：計算条件

英国でヘリコプタ後流に軽飛行機が遭遇し横転する事故発生

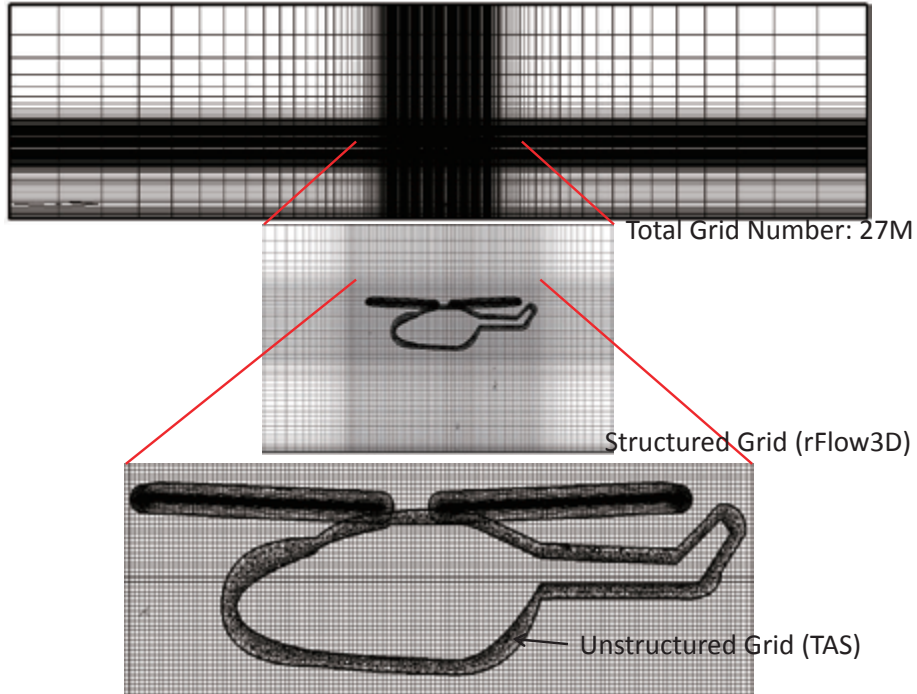


- Taxiing Speed: 0, 5, 10, 15, 20, 30, 40kt (ICAO Standard: 20kt, Operational Speed: 40kt)
- Height: ground level is 1m from the skids (rotor center is 4.1m from the ground, the distance between the rotor center and the skids is 3.1m)
- Shaft Angle: 0.0deg
- Trim Condition: Maximum T/O Weight=3,550kg
- Rotor Speed: 383.36 rpm
- Collective Pitch Angle: 12.0deg

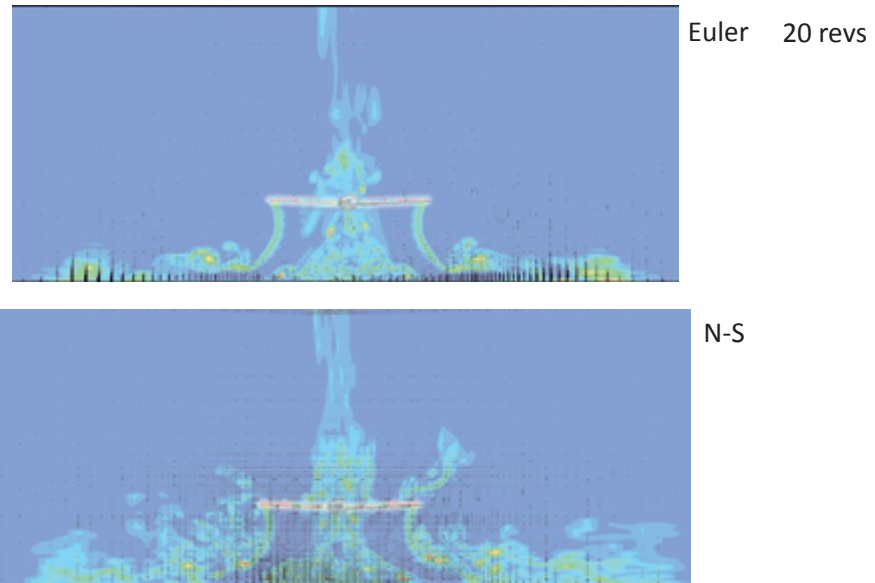




# 計算格子



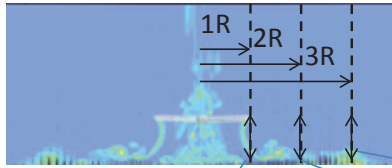
# 計算結果: 流れ場



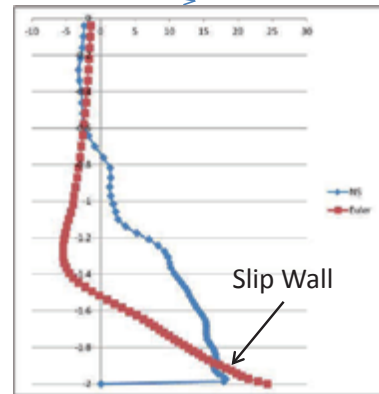
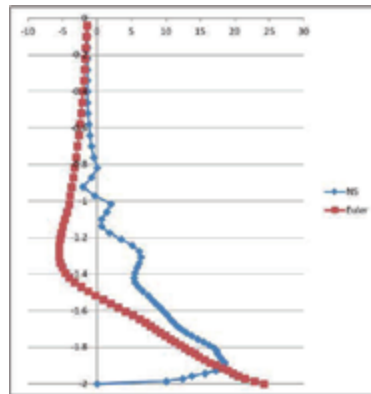
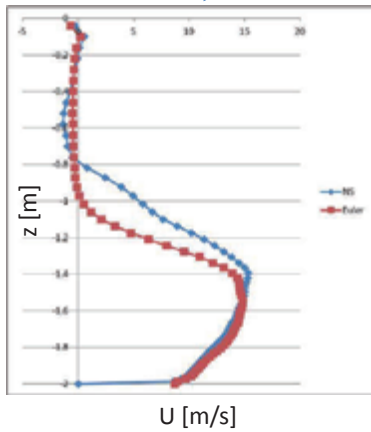
N-Sでは渦がより広がるが, Euler, N-Sともに流れ場の傾向は似ている



## 計算結果:速度プロファイル



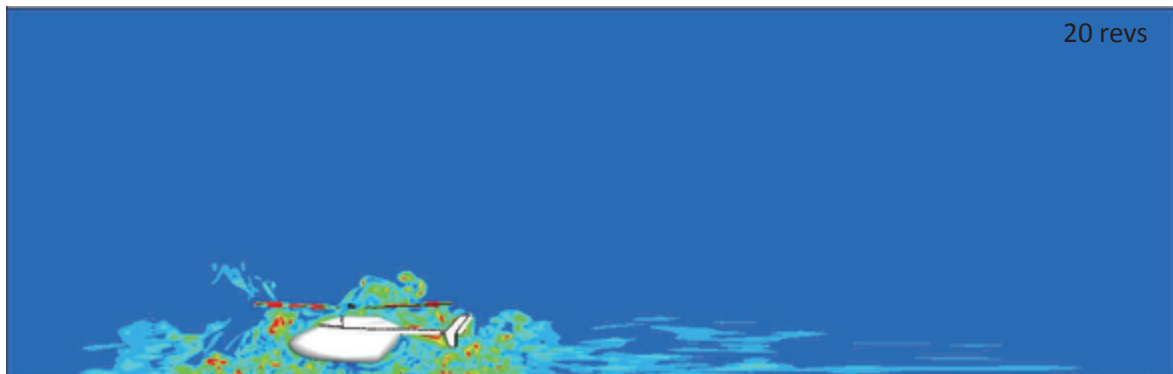
ロータ面から離れると、N-Sの方が速度プロファイルが自然  
 速度プロファイルを固定翼の運動方程式に反映する予定



## 計算結果:全機解析



タキシング速度: 10kt





## (2) 先進操舵技術

### ● ライフサイクルコスト低減に寄与する技術

(振動低減による長寿命化、メカ部の簡素化による製造・整備コスト削減)

- 高速化対応技術
- 環境適合技術
- 電化

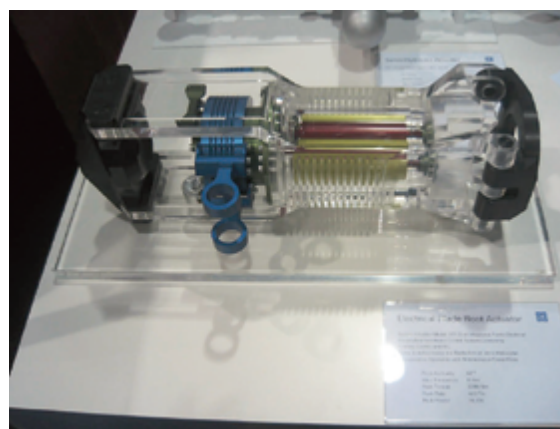
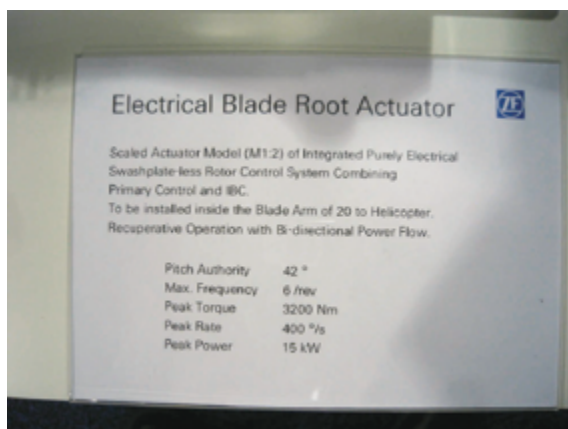


- Swashplate-less: メリーランド大
- Electrical Swashplate: ZF
- アクティブ技術: EC(改良型)、Boeing、Sikorsky、USArmy、ZF(IBCのCH53G適用)、JAXA、DLR(STAR)

83



### Electrical Blade Root Actuator: ZF



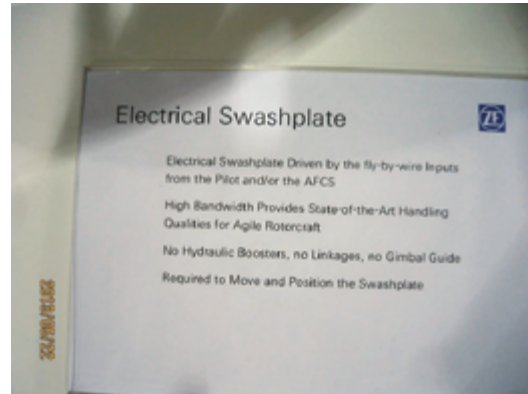
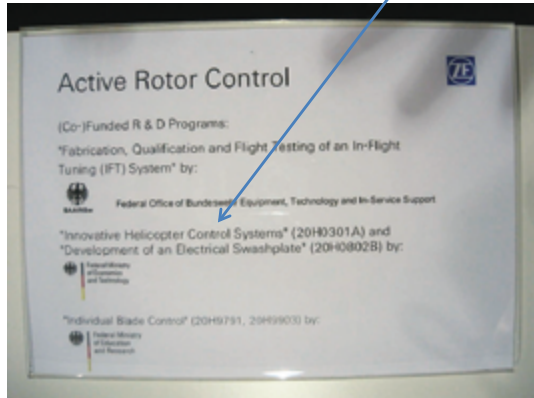
69thAHS, 2013での展示

84



### Electrical Swashplate (1/3): ZF

InHuS (Innovative Helicopter Controlの独語アクリロニム)



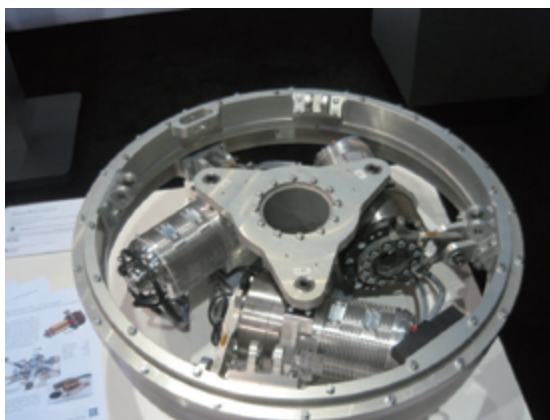
Arnold (ZF), "Development and Testing of an Electrical Swashplate", 39<sup>th</sup> ERF, Sept, 2013発表予定

69thAHS, 2013での展示

85



### Electrical Swashplate (2/3): ZF

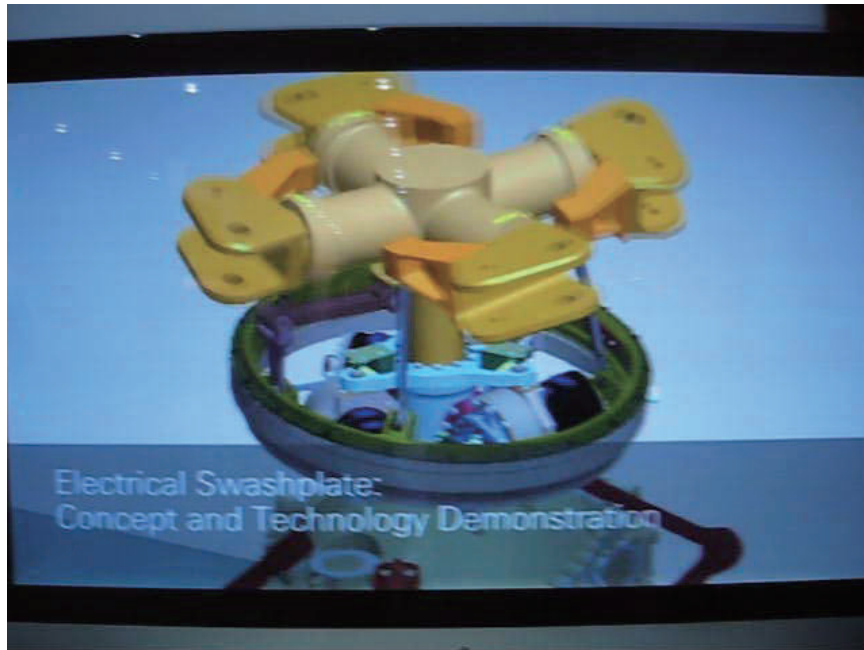


69thAHS, 2013での展示

86



**Electrical Swashplate (3/3): ZF**



69thAHS, 2013での展示



**ブレード内搭載操舵技術(1/2): JAXA**

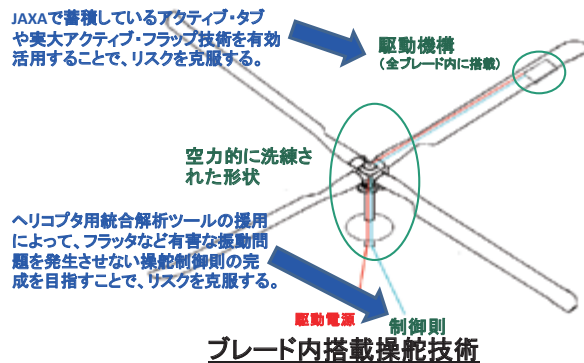
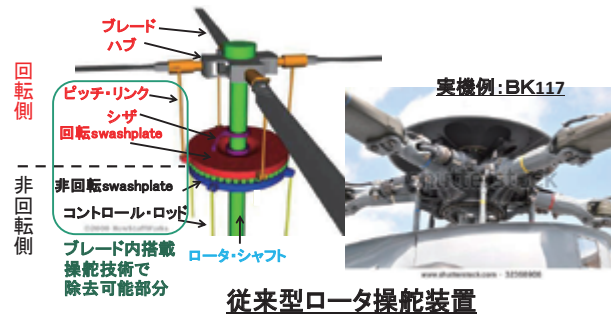
• **意義・目的:**

次世代の回転翼機に必須な技術の内、飛行性能、飛行安全性ひいては整備性、ライフ・サイクル・コストに多大な貢献を及ぼすブレード内搭載操舵技術を研究開発する。

具体的には、ブレード翼端付近に発生させるねじりモーメントによってブレード・ピッチ角を直接変化させることが可能な駆動機構、ブレード内搭載操舵技術に適した制御則、制御則設計のための解析ツール開発を行う。

• **成果目標:**

- (1) 駆動機構の仕様・成立性の検討、非回転環境での目標性能達成を図る。
- (2) 駆動機構の効率を最も高める作動方式を設計し、飛行条件に最適な作動諸元を自動的に算出する制御則を開発する。
- (3) 駆動機構の設計・性能予測、ブレードの構造特性との適合を図る制御則設計のための解析ツール開発を行う。





**ブレード内搭載操舵技術(2/2): JAXA**

**ブレード内搭載操舵技術についての概念検討**

- ・駆動機構の案出と・成立性の検討
- ・トレード・スタディによる合理的選定
- ・計装を含めたシステム検討

↓

ブレード・ピッチ  
コントロールに必要な低周波ではあるが高出力  
駆動機構の仕様設定

アクティブ・フラップ方式の例

アクティブ・タブ方式の例

計装システム検討

**制御方式**

- ・individual blade controlや split Tip Path Plane方式の検討

↓

従来のswashplateを用いた非回転側からのブレード・ピッチコントロールでは不可能な制御則方式の提案

Split Tip Path Plane操舵(#1,3)

従来型操舵(#1-#4同一)

Split Tip Path Plane操舵(#2,4)

**ブレード内搭載操舵技術設計のための解析手法**

- ・駆動機構の設計・性能予測、ブレードの構造特性との適合を図る制御則設計のための解析手法の試作・コード作成

↓

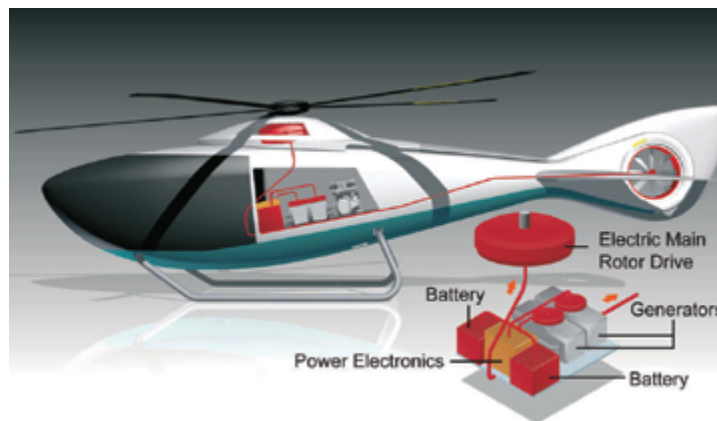
駆動機構の基本設計、制御則設計に適用可能段階まで到達。

89



**Diesel-Electric Hybrid Helicopter : EADS**

- **diesel engines** は最も効率のよい “**sweet spot,**” で稼働
- **The electrical rotor drives** は従来のエンジン+XMSNより **flexible** で **power-optimised rotor rpm settings** が可能
- **The main rotor of the hybrid helicopter and its electrical drive** は **cruise flight時tilt可能**で, the fuselage の最小抵抗で巡航可能



<http://www.eads.com/eads/int/en/our-innovation/our-technologies/Eco-efficiency/Electric-powered-systems.html>

90

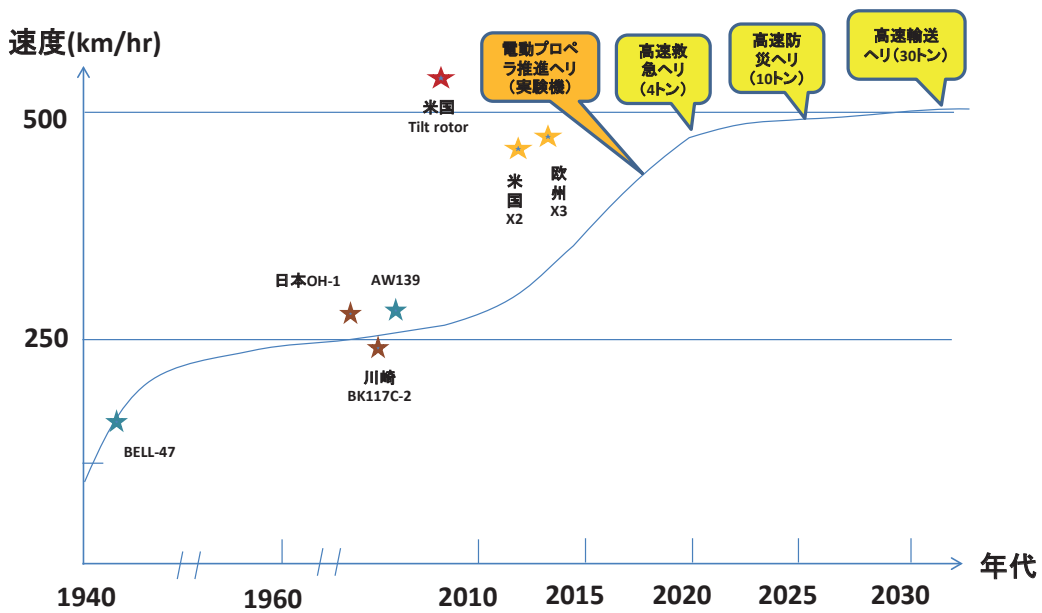
## 4) 論点7: 将来型回転翼機の概念設計案は何か？

- 設計ターゲットの絞り込み
- 電動化プロペラ推進の可能性
  - 電動プロペラによるエネルギー回収について(砂田)
- 概念案

91



### ヘリコプターの高速化のトレンド予測



92



# JAXA Compound Helicopter Design Specification (target)

## ・ ミッション要求仕様書(防災救急ヘリ)

- 飛行性能:
  - ペイロード: 2名+4名+100kg
  - 航続距離: 1500[km] => 約500 km
  - 巡航速度: 500 [km/hr] (329kt) => target, need compromise
- ミッション要求:
  - 基地病院から15分間で到達できる救急カバー範囲の倍増。(国内における救急空白地域の解消)
- 先進性要求:
  - 空力抵抗の低い機体形状の追求。(経済性と高速性のために一番重要)
  - 電動プロペラの採用。(将来に向けたシステム先進性の確保)

93

## 電動機体イメージ例



- ヨー制御モーメントをかせぐためと主翼の翼端渦を減衰させるために翼端にプロペラを配置
- 1発100hpと想定し, 4発のプロペラを配置

高翼



翼端の2発をドライブシャフトで駆動可能



4発ともにドライブシャフトで駆動可能

低翼



ドライブシャフトでの駆動不可



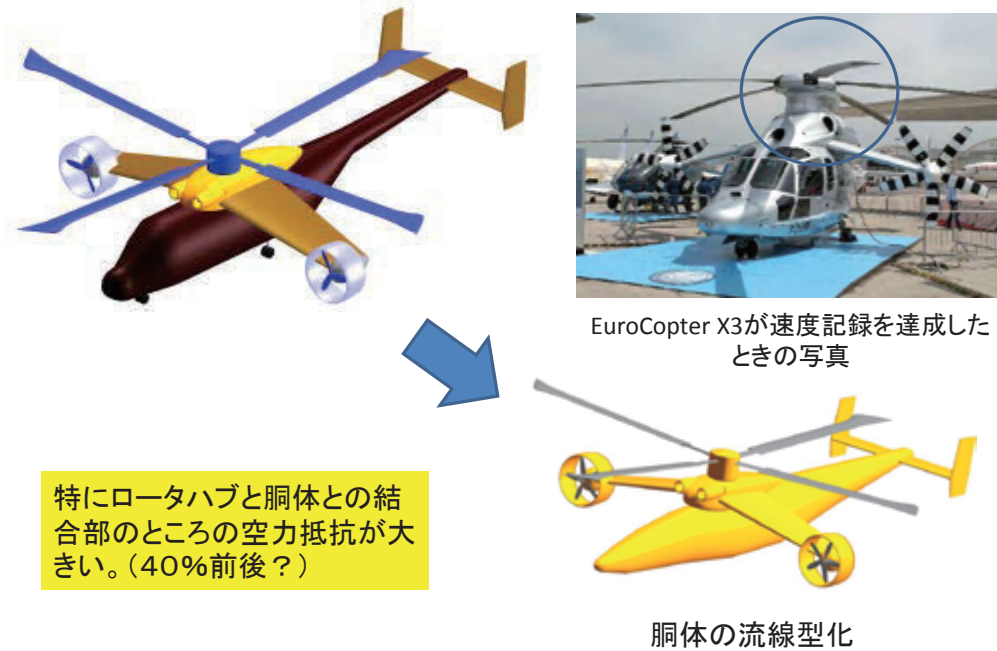
ドライブシャフトでの駆動不可

主翼と胴体にプロペラを2発ずつ配置

主翼にプロペラ4発配置



## Importance of Drag Reduction

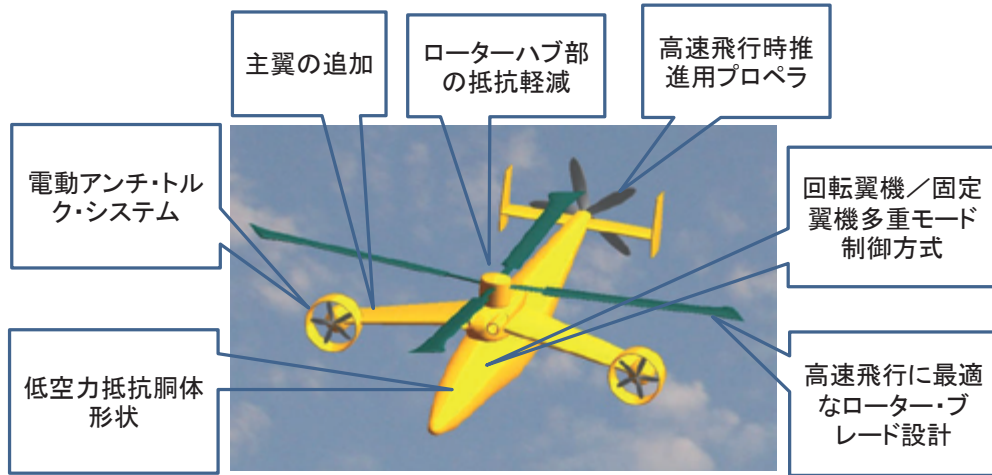


## 技術課題整理 (Compound Helicopter)

- Rotor / Wing Interaction (especially during low and transient speed flight)
- High advance ratio rotor aerodynamics and dynamics (low rotating speed at high speed)
- Rotor hub drag reduction
- Human interface (controls) for new type aircraft
- Light weight structure and engine
- Efficiency of Proprotor? (Tilt rotor機との比較)



# コンパウンドヘリコプタの技術課題



97

## 成果1) 回転翼機概念設計プログラム <Rotorcraft\_Conceptual\_Design>



- Step 0: Mission Requirement, Design Parameter入力
- Step 1: 全備重量推算(在来ヘリ空虛重量+主翼+プロペラ+PL+Fuel)
- Step 2: 在来ヘリコプタの設計手順でメインロータの半径とコード長を決定する。
- Step 3: 設計巡航速度における主翼の揚力分担率に合わせ、**主翼を設計する。**
- Step 4: Hovering時の必要パワーを計算する。
- Step 5: 胴体の前面等価平板面積を推算する。**機体の姿勢変化による影響を考慮する。**巡航飛行時のParasite Powerを計算する。
- Step 6: 巡航飛行時のロータ揚力と推力分担に合わせて、ロータの必要なパワーを計算する。
- Step 7: 巡航飛行時の**推力分担に合わせて、プロペラを設計する。**
- Step 8: 巡航飛行時あるいはホバリング飛行時の内、最大必要なパワーに合わせてエンジンの重量を推定。**ホバリング時の1.2倍を超えるパワー要求がある場合は、エンジン(プロペラ)重量として追加する。**
- Step 9: ミッション要求に合わせて必要な燃料重量を計算する。
- Step 10: 在来ヘリとしての空虛重量を経験式から推算する。
- (Step 1~10を繰り返し、全備重量を収束させる)

98



# 主翼設計時の誘導抵抗推算について

```

c----- ref) Nita & Scholz, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2012-D-281424, Estimating the Oswald Factor
phi25_deg=0.0 !! 25%chordline sweep angle
delta_taper=-0.357+0.45*exp(-0.037*phi25_deg) !! eq.(37) is corrected,
taper_w=1.0 !! square planform, no taper
taper=taper_w-delta_taper
f_taper=0.0524*taper**4-0.15*taper**3+0.1659*taper**2-0.0706*taper+0.0119 !!eq.(36), Horner
e_theo=1.0/(1.0+f_taper*AR_mw)

C----- Corrections for Fuselage, Zero-Lift Drag and Mach Number Influence
KeF = 1.0-2.0*(Dia_Fuse/Span_w)**2 !! dFuse: Fuselage width

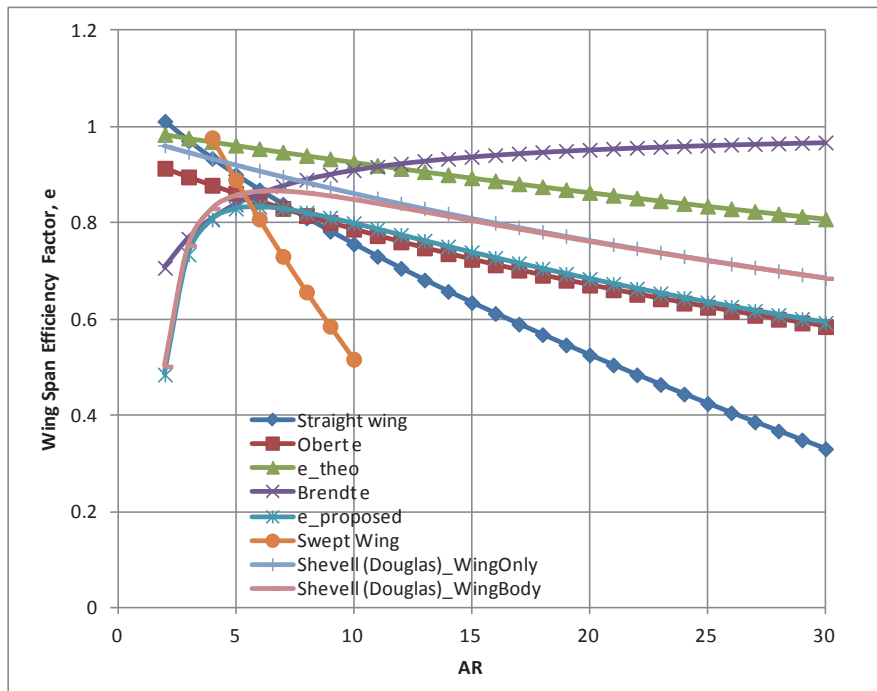
Mach_comp=0.3
if(Mach_cruise.LE.Mach_comp) then
KeM = 1.0
elseif(Mach_cruise.GT.Mach_comp) then
KeM = -0.001521*(Mach_cruise/Mach_comp-1.0)**10.82 + 1.0 !! eq.(41)
endif

e=KeM/(1.0/(e_theo*KeF)+0.38*CD0_MW*PI*AR_mw) !! Kroo's expression

CLa_w=2.0*PI/(1.0+2.0*PI/(PI*AR_mw)) !! assume 2D Cla=2*PI
Alp_w=CL_MW/CLa_w !! AoA of Wing at cruising speed
L_D_MW=CL_MW/(CD0_MW+CL_MW*CL_MW/(PI*AR_MW*e)) !! L/D of wing
CDi_mw=CL_MW*CL_MW/(PI*AR_MW*e)
    
```

99

$$(1) C_D = C_{D,0} + C_{D,i} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi A} (1 + \delta)$$





## 機体の姿勢を考慮した胴体抵抗について

- ロータ面の傾きに関係なく、胴体姿勢を水平にキープできると仮定した場合、推力をメインロータにより配分した場合は全体の要求パワーが減少した。=>これは明らかに通常の予想と違った。
- ロータのTPPの傾きによって、ロータハブの設計によるが、胴体の姿勢が一定の割合で変化すると仮定する。これによって、TPPが水平になるときに、機体の姿勢も水平になるので、最適な設計点が存在することになる。

101



## 機体姿勢変化による等価前面面積変化の概算

! estimate aircraft pitch attitude

$$TPP = \text{atan}((X_{\text{rotor}} - D_{\text{rotor}}) / (\text{Thrust}_{\text{hover}} * \text{Eta}_r))$$

$$\text{Pitch}_{\text{Fuse}} = \text{Pitch}_2\text{TPP} * \text{TPP}$$

!! estimated increase of EFPA\_H

$$\begin{aligned} \text{EFPA}_H_m &= \text{EFPA}_H * \cos(\text{Pitch}_{\text{Fuse}}) \\ &\quad + \text{EFPA}_H * \text{Len}2\text{Dia} * \sin(\text{abs}(\text{Pitch}_{\text{Fuse}})) \end{aligned}$$

$$P_{\text{parasite}} = 0.5 * \text{Ruo} * \text{EFPA}_H_m * \text{Vf}^{*3}$$

\*Len2Dia: 垂直等価面積／水平等価面積(設計パラメータ)

\*Pitch2TPP: ロータ面傾きと機体姿勢との割合(ロータハブ形式とテールの設計によって変化、近似仮定関係)

102



## プロペラについて(1)

- 設計点におけるプロペラの効率 $\eta_p$ を75~85%と仮定する。

複数のプロペラで推力を分散。通常 $AR_p=7\sim 15$ ;  $C_{Lp}=0.2\sim 0.4$ 。

$$T = \frac{P \cdot \eta_p}{V_c}$$

$$P = \frac{1}{\eta_p} T V_c$$

$$V_{av} = 0.7 V_{tip} \quad (V_{tip} = \sqrt{V_{tip\_static}^2 + V_c^2})$$

$$L_p = \frac{1}{2} \rho V_{av}^2 S_p C_{Lp}$$

$$L_p = T$$

$$\frac{1}{2} \rho V_{av}^2 S_p C_{Lp} = \frac{P \cdot \eta_p}{V_c}$$

$$S_p = \frac{2P \cdot \eta_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_c} = d_p c_p \quad : \text{assumed 2 blades}$$

( $d_p$ : propeller diameter;  $c_p$ : averaged chord); real  $chord_p = c_p * 2 / N_{bld\_p}$

$$AR_p = d_p / c_p; \quad d^2 = AR_p S_p$$

$$d_p = \sqrt{\frac{2P \cdot \eta_p \cdot AR_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_c}} \quad (\text{for two bladed propeller})$$

$$d_p = K_{np} \sqrt{\frac{2P \cdot \eta_p \cdot AR_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp} V_c}} \quad (\text{for multiple bladed propeller})$$

$$d_p = K_{np} \sqrt{\frac{2T \cdot AR_p}{\rho V_{av}^2 C_{Lp}}}$$

$$K_{np} = 1 \quad (n_{bld} = 2)$$

$$K_{np} = 0.72 \quad (n_{bld} \geq 6)$$

上記の数式でプロペラ直径を計算する。

103



## プロペラについて(2)

以下の式でプロペラの誘導パワーとプロファイルパワーを再計算して、設計プログラムで採用する。

$$(11) \quad P_{prop\ induced} = T_{prop} \left\{ \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T_{prop}}{2\rho A_{prop}}} - \frac{V}{2} \right\}$$

$$P_{prop\ profile} = \left[ \frac{\rho (bcR) V_t^2 C_d}{8} \right]_{prop} \left\{ \left( 1 + \frac{5}{2} \lambda^2 \right) \sqrt{1 + \lambda^2} + \frac{3}{2} \lambda^4 \ln \left[ \frac{1 + \sqrt{1 + \lambda^2}}{\lambda} \right] \right\}$$

where the propeller advance ratio ( $\lambda$ ) equals  $V/V_t$ .

プロペラの直径に最適値があるか？  
直径が大きいほうが推進効率が良い？

104

# プロペラ半径の決定法

## Memo 2014-04-04 By 河内



上記テーマについて検討しましたが、現状では以下のように考えています。

- 1) 効率最大(推力が与えられているときは、パワー最小)のプロペラは、現在、実用になっているプロペラよりはるかに大きい半径を持つ。
- 2) 1)のプロペラは、機体の運動性、離着陸時のブレードの接地などに問題が生ずる。また、ブレードの圧縮性、エンジンの供給パワー、減速ギヤ等に注意が必要になる。
- 3) 従って、効率だけでなくいろいろなバランスからプロペラ半径が決まっている。
- 4) それらの一つ一つを吟味してもよいが、簡単には実用化されたプロペラの統計的データを使って設計するのが早い。使われる統計量としては、前進比、円盤荷重、平均揚力係数、翼端速度などである。これらの一つを統計量から決めると設計が簡単に済む。例えば、我々の問題では前後のトリムから推進力が決まっているので円盤荷重を決めれば、プロペラ半径が決まる。これは同じ程度の馬力を持つ機体のプロペラ半径の統計量をそのまま採用するのがほとんど同じである。
- 5) ただし、第一近似のプロペラはそれでよいとしても、以下の量を微小に修正すると何が起こるか知っておくことは重要だと思う。
  - a) ブレード枚数は効率にあまり影響しない。
  - b) 回転数は大きいほど効率がよいが、圧縮性の影響に注意。前進比  $(V/nD)$  1 のオーダーに設計するのが普通。
  - c) 直径は効率と大きな関係。大きいと効率大。ただし、運動性や圧縮性、離着陸時のブレードの接地、エンジンパワーの制約などが難点。
  - d)  $Cl/Cd$ の半径方向分布は揚抗比最大にするのが最善だが、オフデザインポイントを考えると、揚抗比最大より小さめが良い。また揚抗比を欲張ると機体の前進速度が小さくなると失速がおこる。
  - e) 圧縮性の影響をさけるため、マッハ数が0.7以上の作動域では、 $Cl$ は0.5以下にすべき。

105

# 追加エンジン重量について



KE=2.0 !! intalled engine weight factor, 3.0??  
should be input?

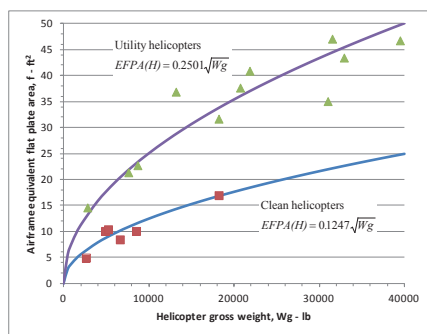
$$W_{prop} = W_{engine} * (P_{total} - P_{h\_total} * 1.2) / P_{total} * KE$$

- \* 在来ヘリの空虚重量内にはホバリング時のパワーの1.2倍までのエンジンを含んでいると仮定。
- \* 超えたエンジン重量のKE倍を取り付けを含めたプロペラを合わせた追加重量として扱う。

106



## 成果2) Hybridヘリ概念設計案



- Pusher Propeller x 1。
- Anti-torqueは電動(設計上在来のテールロータと相殺と仮定)。その分の推力効果は考慮していない。

- 胴体抵抗は在来ヘリの流線型のものよりもさらに低いと仮定。  
( $C_{EFPA(H)}=0.125 \Rightarrow 0.1$ )

107

## RC\_Design.input.txt 例



```

!! Design parameters input for RC_Conceptual Design
!! by tan@chofu.jaxa.jp at 2014/02/27

&Config
  ltype_RC=2,
  Nrotor=1,
  lFwing=1,
  lFprop=1,
&END

&Payload
  WsCrew = 113.4, !! 250 LBS
  WsPax = 136.1, !! 300 LBS
  NPax = 4,
  NCrew = 2,
  WEquip = 100.0 !! Weight of equipment [kg]
&END

&Mission
  Tm_GroundOp = 5.0, !! 5 min on ground, assume 10% of engine power
  Tm_Hover = 20.0, !! 20 min hovering
  Tm_Loiter = 0.0, !! 0 min loitering
  Tm_Cruise = 60.0, !! 60 minutes of cruising
  V_Loiter_KT = 70.0, !! not used yet, assume 70% of hover power used for loiter
  V_Cruise_KT = 250.0, !! 250 kt for max cruising speed
  SoS=340.0, !! speed of sound, if design at altitude, change value
  Ruo=1.225, !! air density, if design at altitude, change value
&END

&Design
  NBLD = 4, !! number of blades, design parameter
  V_tip = 210.0, !! [m/s], design tip speed
  K_DL = 1.25, !! disk loading factor, >1, larger disk loading, smaller R
  K_BL = 1.25, !! blade loading factor, >1, larger blade loading, smaller chord
  FM = 0.6, !! Figure of Merit in hover
  CDO = 0.0125, !! CDO to determine profile power
  C_EFPA_H = 0.1, !! 0.125 to 0.25 for clean to utility helicopter fuselage EFPA
  Len2Dia = 4.0, !! Vertical FPA / Horizontal FPA, design parameter
  Pitch2TPP=0.5, !! Fuselage attitude / rotor TPP, assumed relationship, depends on hub
  and tail design
  Ratio_We_Wg = 0.55, !!0.55 for conventional helicopter
&END

&Wing_add
  Eta_w = 0.5, !! Lift ratio shared by Wing (0: rotor only) at design speed
  Eta_Vtip = 0.85, !! rotor speed reduction ratio at design speed (1: no rpm reduction)
  WSpan_R = 0.7, !! ratio of wing span vs Main rotor radius, Wspan=2*R*Wspan_R
  CDO_MW = 0.0125,
  CL_MW = 0.3, !! CL target at design velocity
  CD_dw = 1.0, !! downloading coefficient on wing by downwash
&END

&Propeller_add
  N_prop = 1,
  Ratio_p = 0.7, !! 1.0 for full propeller propulsion, combined with rotor thrust
  Eta_p = 0.75, !! assumed propeller efficiency for initial propeller sizing
  NBLD_p = 6,
  CL_p = 0.4, !! 0.2~0.4? for smaller propeller
  CDO_p = 0.0125
  AR_p = 7.0, !! real AR for one blade (7~15?)
  Vtip_p = 230.0 !! tip speed for propeller
&END

```

108



## RC\_Design.output.txt例

```

=====
lcycle = 31
Estimated Gross Weight [kg] = 4111.472
Empty Weight [kg] = 2042.775
Useful Weight [kg] = 1671.363
RM (ft) = 21.03644 ; RM(m) = 6.411908
Mu_cruise = 0.6124285
use CT/sigma_limit*K_BL = 6.4011954E-02
NBLD = 4
Chord (m) = 0.4545988
Sigma = 9.0271600E-02
Vf (m/s) = 128.6100
Wing is added ---
Span_w (m) = 8.976670
Chord_w (m) = 0.9677095
Aspect ratio of wing, AR_MW = 9.276203
Inviscid Oswald efficiency factor, e_theo = 0.9318532
Oswald span efficiency factor, e = 0.7425885
Cla_w = 5.168770
Alp_w [deg] = 3.325498
L/D_mw = 18.00844
CDI_w = 4.1588591E-03
POMW (W) = 108030.1 ; POMW_HP = 144.8708
PiMW (W) = 35942.57 ; PiMW_HP = 48.19977
D_wing (N) = 1119.452
P_wing (W) = 143972.7 ; P_wing_HP = 193.0705
Weight of Wing: W_mw (kg) = 65.65163
assumed FM = 0.6000000
Vi_hover (m/s) = 11.28783
P_hover (W) = 758526.1 ; P_hover_HP (HP) = 1017.200
EPPA_H (m2) = 0.8844957
Assumed fuselage drag coefficient, CDof = 0.2500000
Estimated Diameter of Fuselage [m] = 2.122428
Design results -----

P_parasite (W) = 1157907.
D_fuselage (N) = 9003.240
Mu = 0.7205042
Ki = 8.498995
P_profile (W) = 429924.3
P_induced_0 (W) = 84872.12
D_rotor (N) = 4002.772
P_induced (W) = 84872.59
Estimated rotor TPP (deg) = -0.1354046
Estimated fuselage pitch attitude (deg) = -6.7702308E-02
P_rotor (W) = 508669.7
Propeller added -- 1
Thrust shared by propeller (N) = 10170.33
One Propeller Thrust: T_prop_1 (N) = 10170.33
P_prop (W) = 1744009.
Vtip_p_static (m/s) = 190.6816
Knp = 0.7200000
Dia_p (m) = 1.391809
Chord_p (m) = 0.1988298
P_p_induced (W) = 188577.3
P_p_profile (W) = 43279.69
P_p_total_1 (W) = 1539864.
Eta_p_1 = 0.8494301
P_p_total (W) = 1539864.
P_total (W) = 2048533. ; P_total_HP (HP) = 2747.127
W_engine (LBS) = 703.3721 ; (kg) = 319.0442
SFC [LBS/(HP*hr)] = 0.5673882
W_prop (kg) = 331.6818
Fuel_GRD (kg) = 5.891740
Fuel_Hover (kg) = 87.26321
Fuel_Loiter (kg) = 0.000000E+00
Fuel_Cruise (kg) = 707.0088
W_Fuel (kg) = 800.1638
Desing converged!

```

109



## 在来のヘリとの比較

### 在来ヘリとの比較

- PL同じ: EC-135
  - Wg=2910kg
  - PL:定員最大7名
  - Engine: 634HPx2=1268HP
  - 巡航速度: 137kt(254km/hr)
  - 航続距離: 635km
- 全備重量同じ: AS365N3
  - Wg=4300kg
  - PL: Crew2+Pax12
  - Engine: 838HPx2=1676HP
  - 最大速度: 165kt(306km/hr)
  - 航続距離: 827km

### 今回の概念設計例

- 全備重量: 4100kg
- PL: 871.2kg (Crew2, Pax4, Equip=100kg)
- UL: 1670kg
- 速度250kt (463km/hr)
- 航続距離: 463km
- エンジン: 2750HP

110



### 感度解析(パラスタ:1変数)

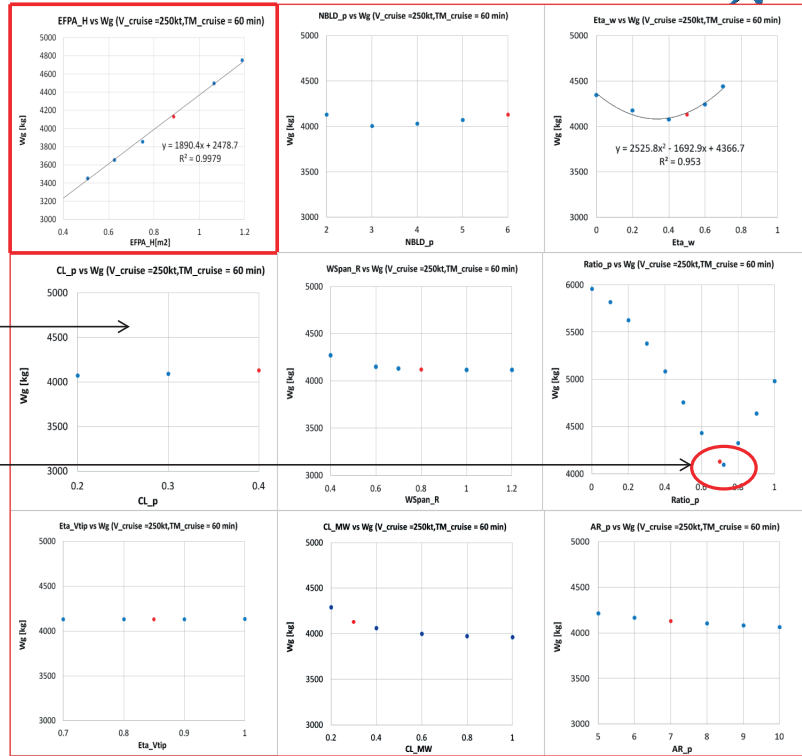


<ミッション要求>

V\_cruise=250kt  
 TM\_cruise = 60 min  
 Wg = 約4000kg

プロペラ揚力係数 高  
 →W増 (Wg減では?)

プロペラの推力分担率  
 の最適値 約0.7

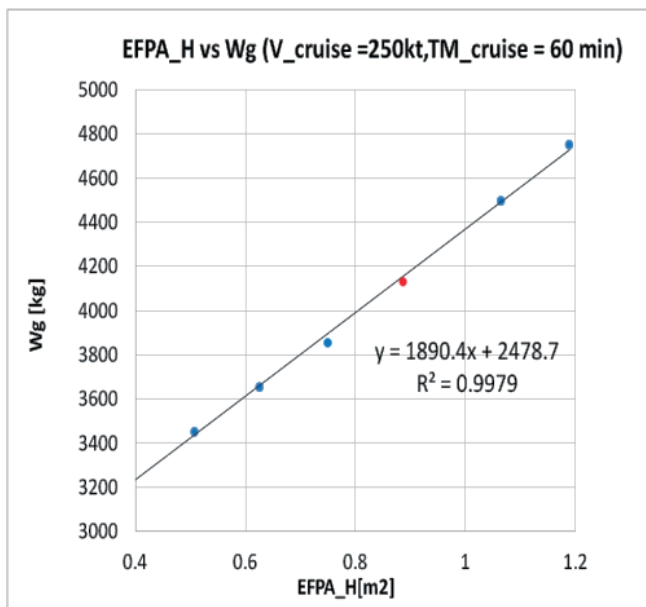


2015/10/6

111



### EFPA\_H vs Wg

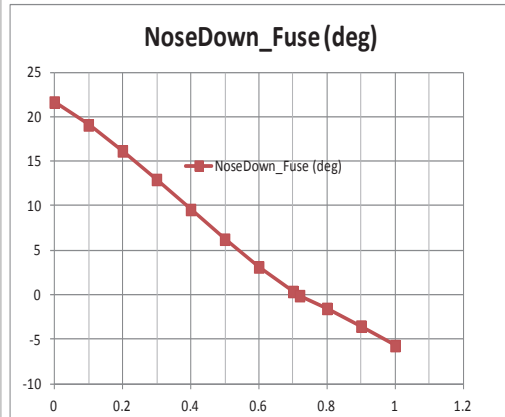
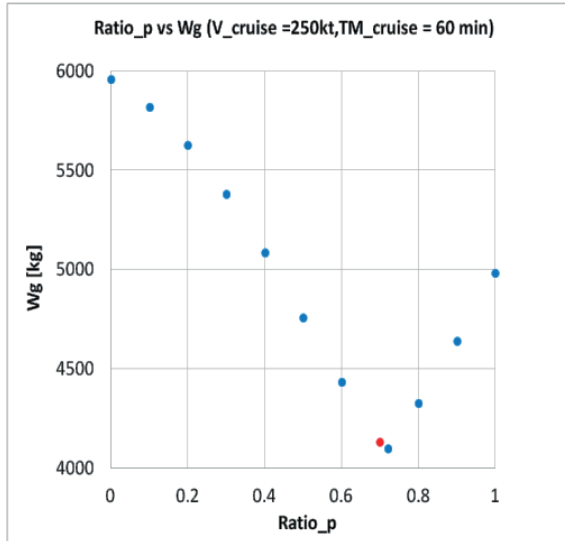


もっとも全備重量に影響するパラメータ。機体の抵抗面積が小さいほど、機体が軽くなる。  
 技術的には限界があるが、赤○は在来の流線型のへりよりさらに25%改善したもの。  
 [C\_EFPA(H)=0.1]

112



# Ratio\_p vs Wg

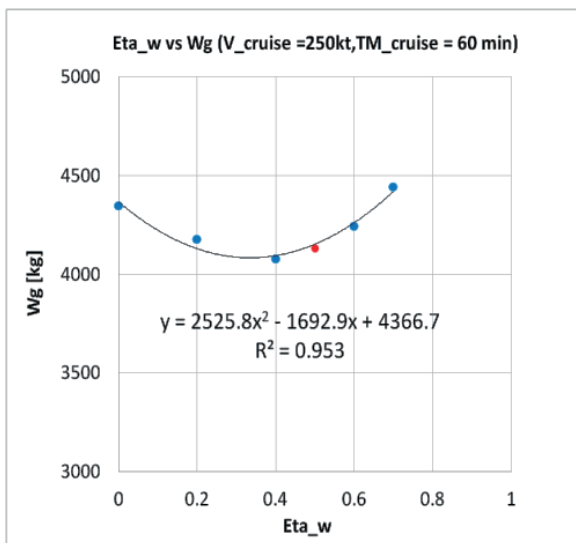


Pitch2TPP=0.5  
 TPP=0degの時に最適設計となる。

113



# Eta\_w vs Wg

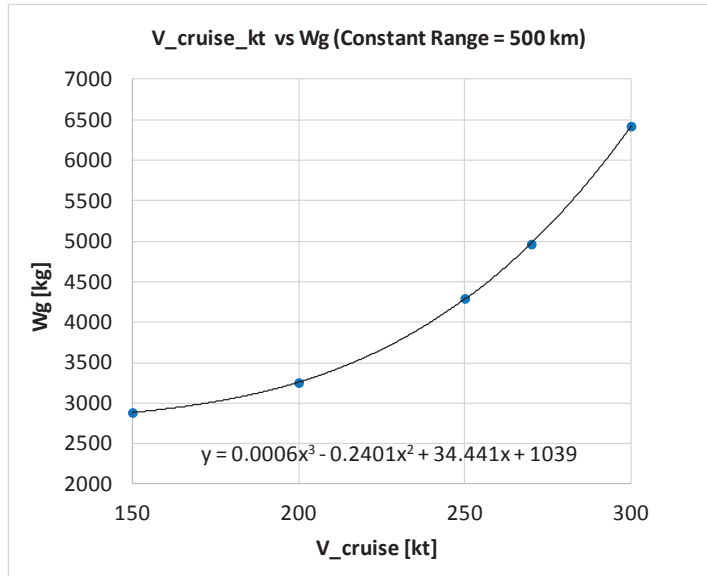


主翼が40%の揚力を受け持った時は最適？  
 機体姿勢との関係があるかもしれない。

114



## Range=500km条件で巡航速度の影響



巡航速度250ktと300ktの差が大きい。約2000kg以上。  
時速500km/hr (270kt)を達成するためには、約5000kgの機体になる。

115



## 最適設計手順(今後の課題)

- パラメータ・スタディの結果、C\_EFPA(H)とは一意的な関係にあり、達成可能な抵抗軽減目標値に対して、極値を有するパラメータを決定する手順をとる。
- Eta\_wとRatio\_pは極値を有するため、今後最適設計手法で最適値を見つける。

116



## 最後に

この報告書をまとめた著者らは「将来型回転翼機研究会」へのご参加者一同に深く謝意を表します。

本研究会の成果の一部は以下の学会でも発表されました。

1) Tanabe, Y., Aoyama, T., Kobiki, N., Sugiura, M., Miyashita, R., Sunada, S., Kawachi, K. and Nagao, M., "A Conceptual Study of High Speed Rotorcraft," 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, 2-5 September, 2014.

2) 田辺、青山、小曳、杉浦、宮下、砂田、河内、長尾、“高速ヘリコプタの概念検討”、第52回飛行機シンポジウム、長崎、2014年10月8~10日。

3) 青山、田辺、小曳、杉浦、河内、長尾、“高速ドクターヘリの実現に向けて”、第52回飛行機シンポジウム、長崎、2014年10月8~10日。