



ハイブリッド電動航空機（HEA）の 電気系・ガスタービンエンジン推進部並びに 全システムモデル化へのアプローチ

名古屋大学

未来材料・システム研究所

山本真義・重松浩一

m.yamamoto@imass.nagoya-u.ac.jp





プロジェクト名称：「近未来自動車技術開発プロジェクト」

分野テーマ名称：高性能モータ駆動システムにおける革新的高電力密度インバータ設計と生産技術開発
分野リーダー：山本真義（名古屋大学 未来材料・システム研究所 教授）

・ 研究テーマ：航空機電動化に向けた高電力密度インバータ設計手法の確立と実証（V1）

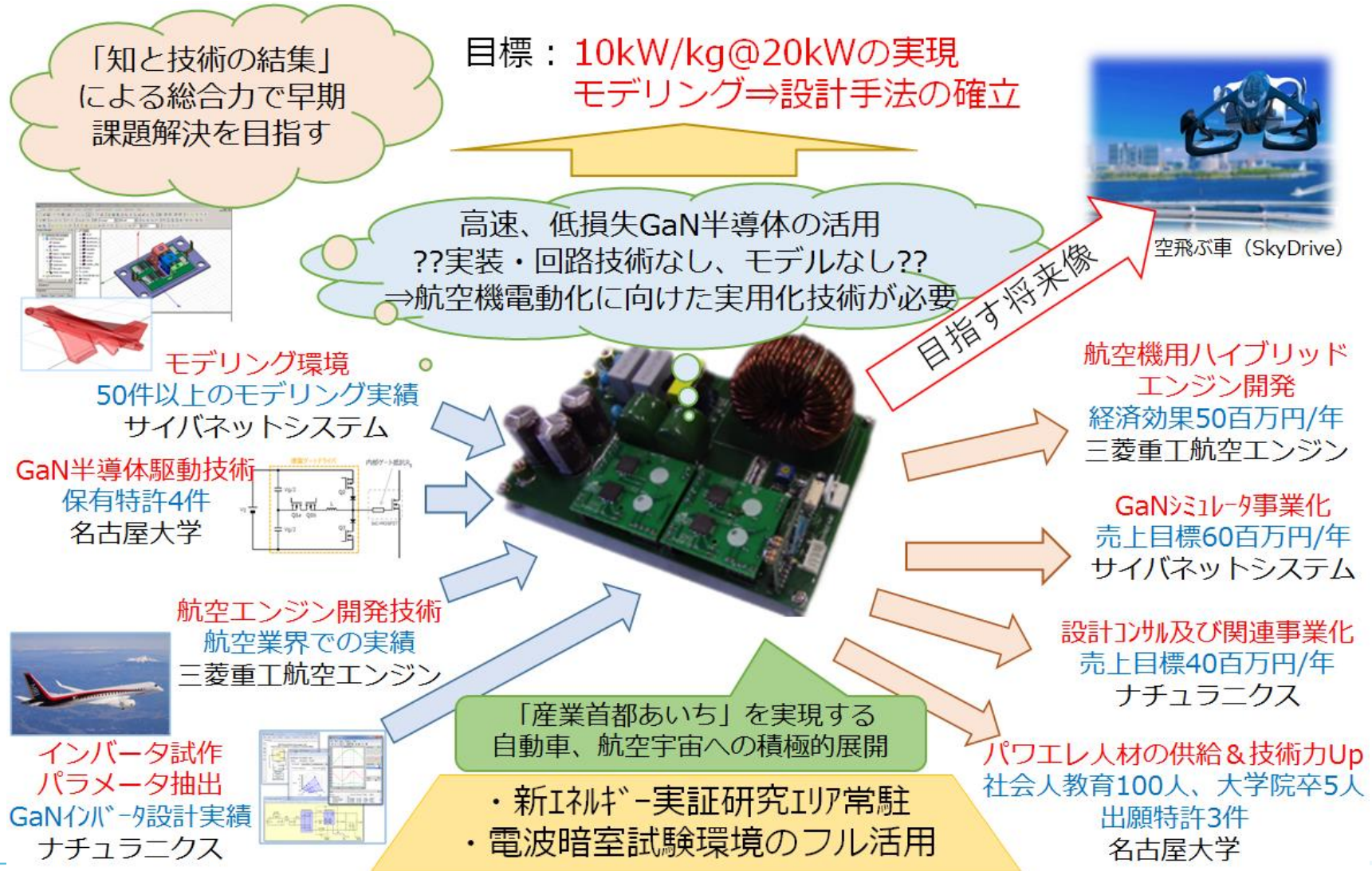
参画機関：名古屋大学，サイバネットシステム株式会社，
株式会社ナチュラニクス，三菱重工航空エンジン株式会社



研究テーマの目的

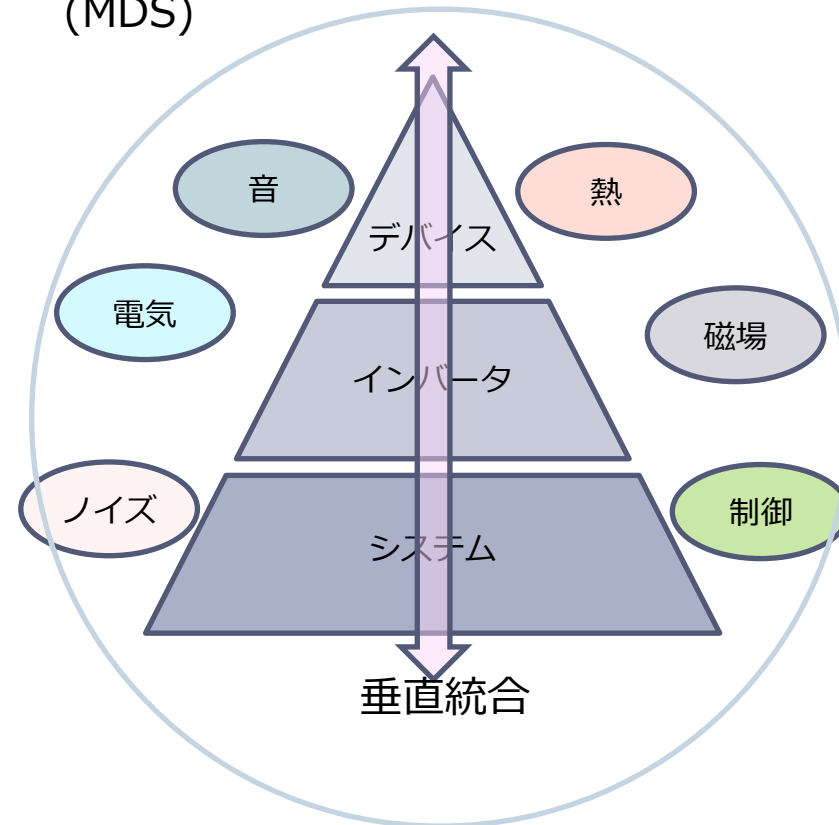
目的：航空機電動化に向けた高電力密度インバータ設計手法の確立と実証

全体図



垂直統合とマルチドメインシステム

マルチドメイン
(MDS)

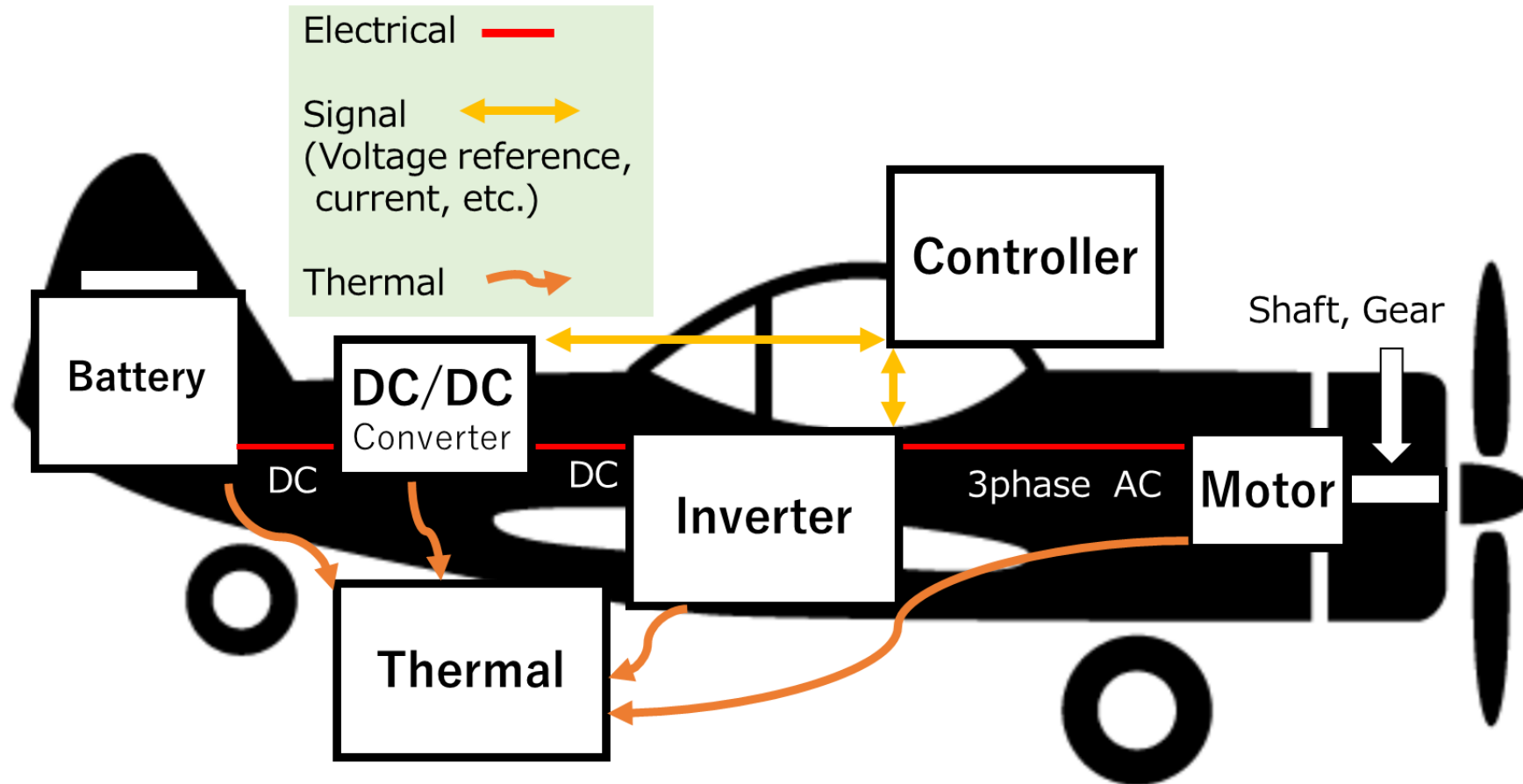


システム全体のシミュレーションには電気 + 熱 + 制御などの
「総合力」が鍵

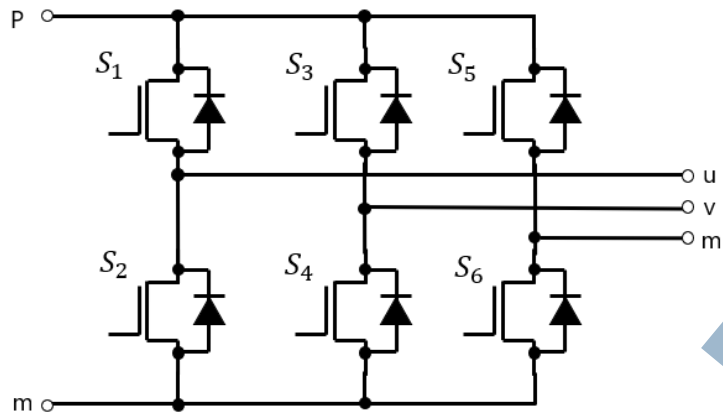


電動航空機モデルのシステム構成

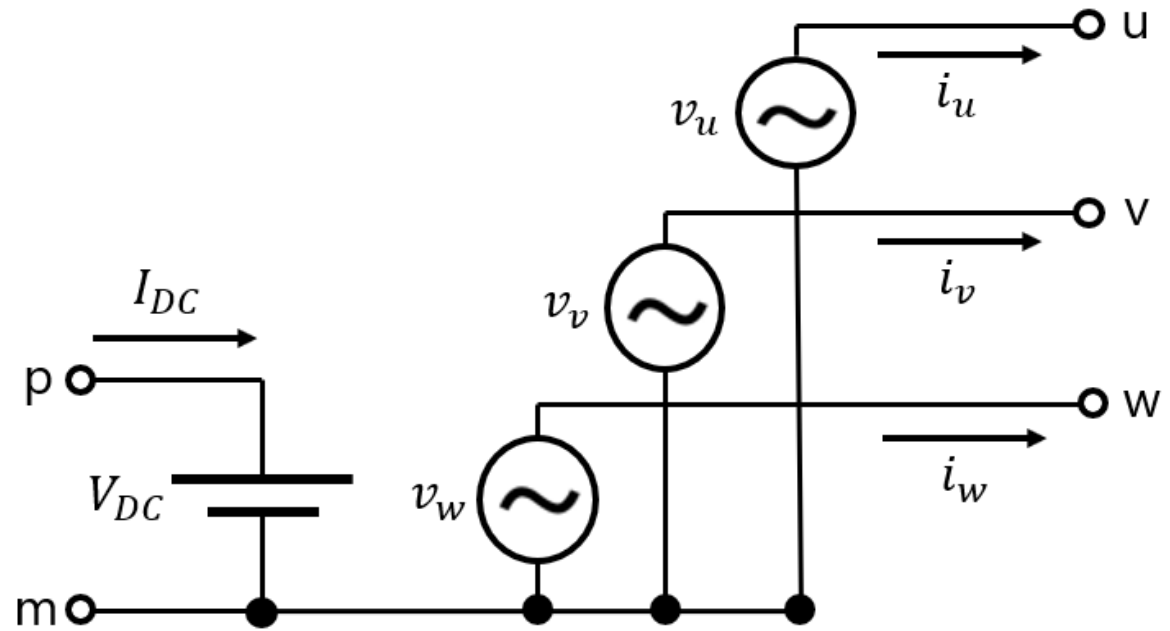
マルチドメインシステムを一つのプラットフォームモデルに集約



モデル表現 (インバータ)

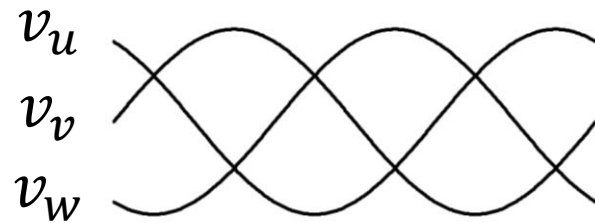


三相インバータ回路



半導体素子
 スイッチングを省略
 ⇒解析時間の
 大幅な短縮

$$V_{DC} \times I_{DC} - loss = (v_u \times i_u + v_v \times i_v + v_w \times i_w)$$

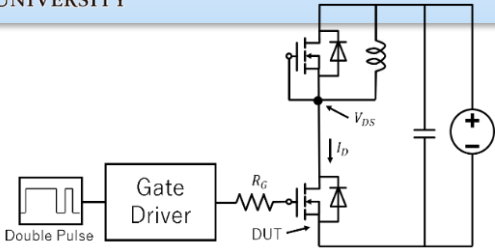


出力電流・電圧
 平衡三相交流

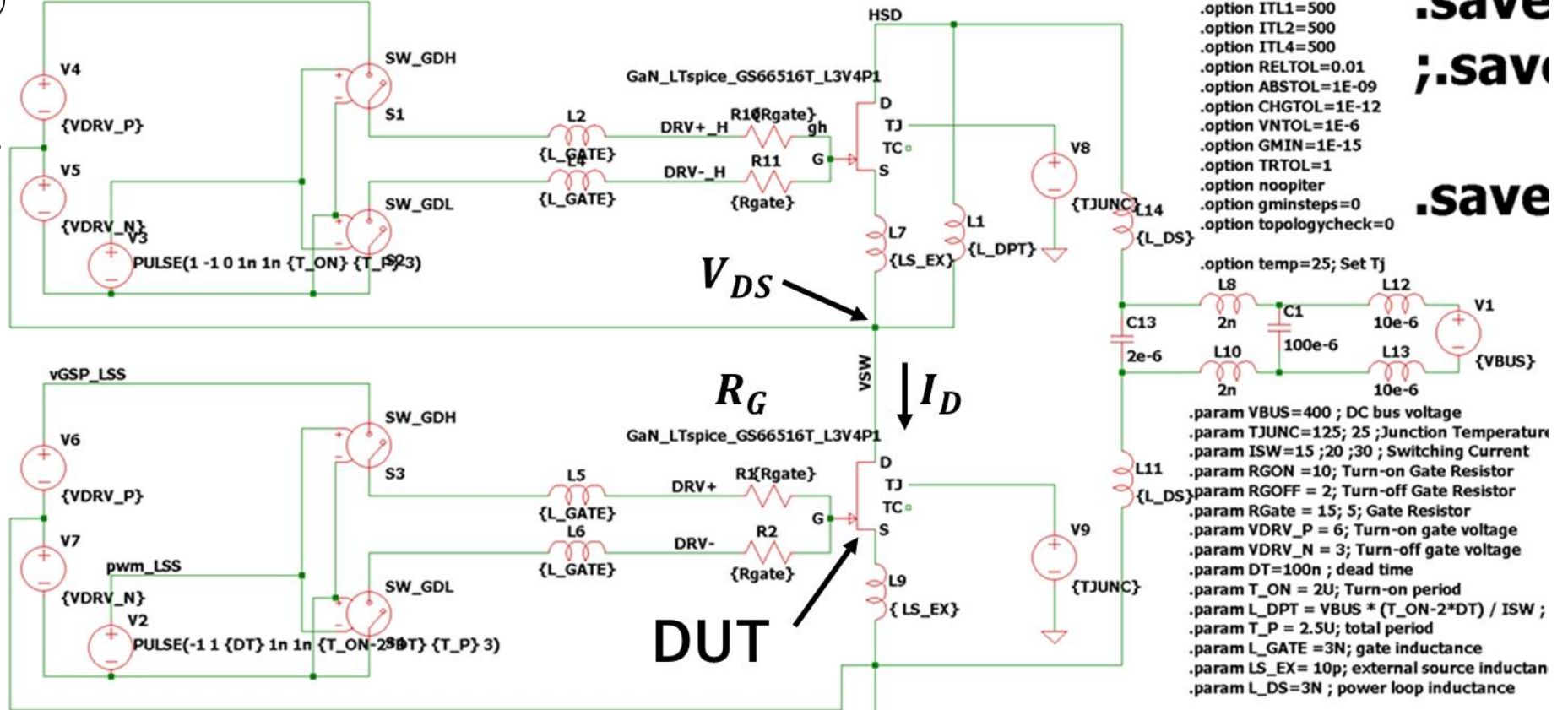




シミュレーション回路



ダブルパルステストベンチ



LTspiceでのダブルパルステストベンチ

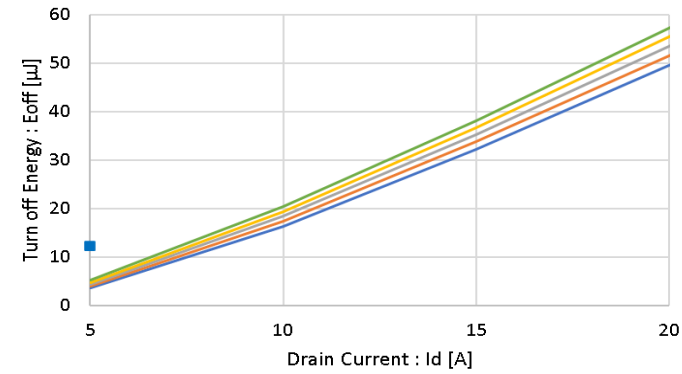
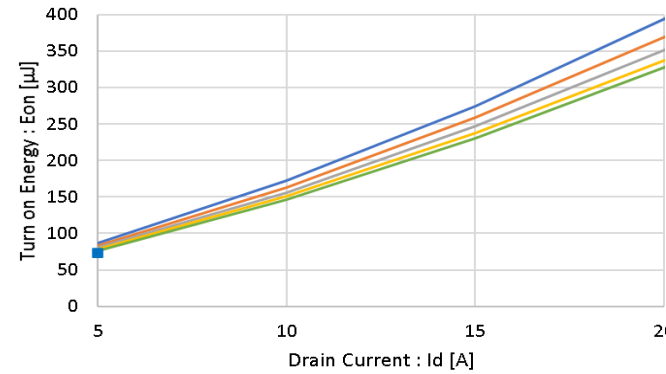
対象 : IGBT, SiC Mosfet, GaN Transistor
 ▶今回はSiC Mosfetを用いたときの結果を示す



SCT3160KL (ROHM)

$R_g = 5 \text{ } [\Omega]$

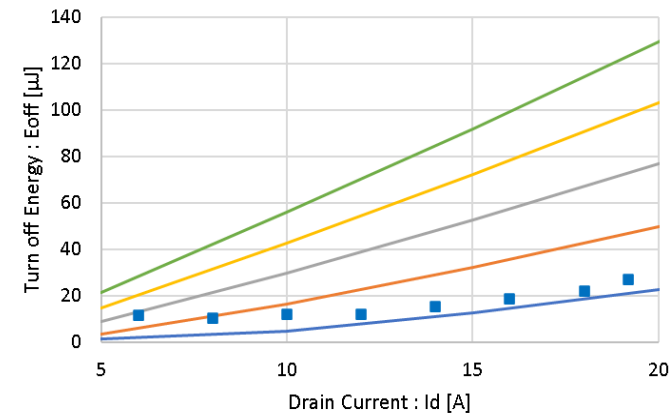
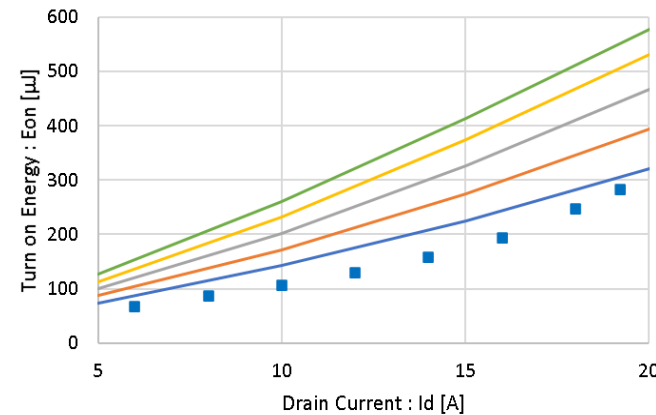
$V_{ds} = 600 \text{ [V]}$
 $V_{gs} = 18 \text{ [V]} / 0 \text{ [V]}$
 $L = 750 \text{ } [\mu\text{H}]$



— T=25 °C — T=50 °C — T=75 °C
 — T=100 °C — T=125 °C ■ T=25 °C (Data sheet)

$T = 25 \text{ } [^\circ\text{C}]$

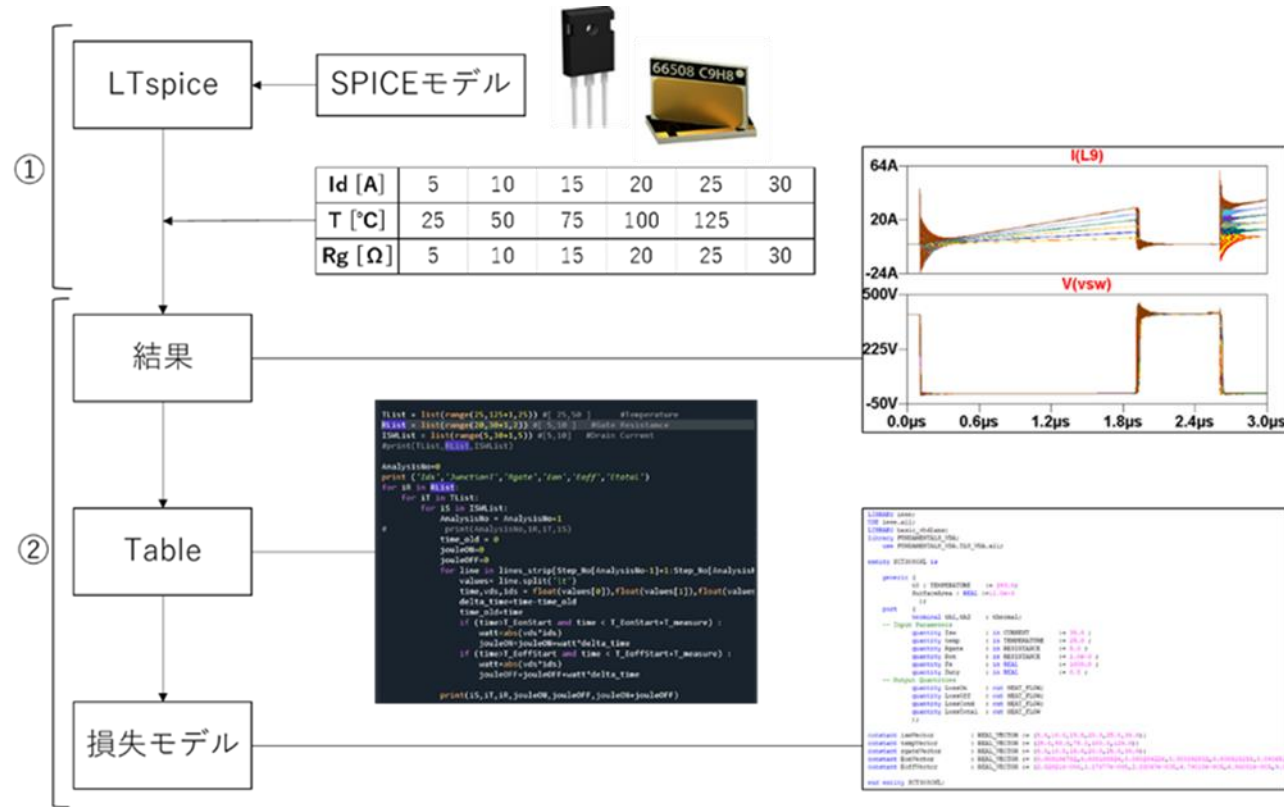
$V_{ds} = 600 \text{ [V]}$
 $V_{gs} = 18 \text{ [V]} / 0 \text{ [V]}$
 $L = 750 \text{ } [\mu\text{H}]$



— Rg=0 Ω — Rg=5 Ω — Rg=10 Ω
 — Rg=15 Ω — Rg=20 Ω ■ Rg=0 Ω (Data sheet)



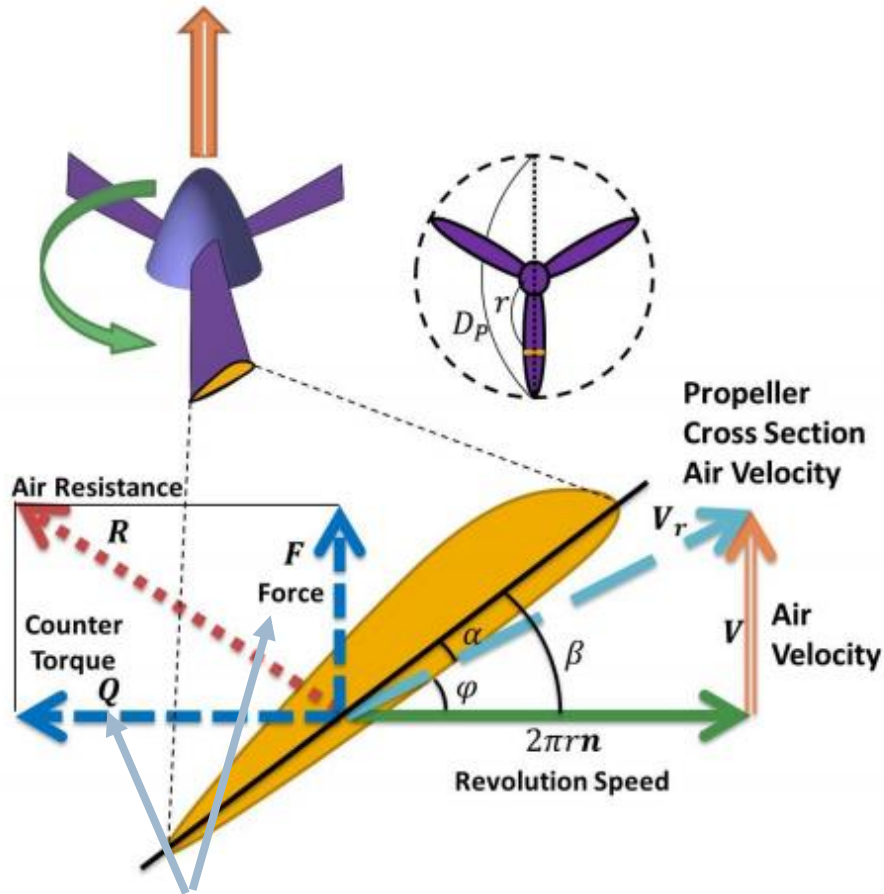
Pythonによる損失モデル(VHDL-AMS)作成



異なるパワー半導体で発生する損失の比較が可能



モデル表現 (プロペラ)



プロペラにかかる力

プロペラトルク

$$Q = \frac{1}{2\pi} C_p \rho D_p^5 \left(\frac{N_p}{60}\right)^2 [Nm]$$

推力

$$F = C_t \rho D_p^4 \left(\frac{N_p}{60}\right)^2 [N]$$

トルク係数

$$C_t = C_{t2}J^2 + C_{t1}J + C_{t0}$$

推力係数

$$C_p = C_{p2}J^2 + C_{p1}J + C_{p0}$$

$C_{t2}, C_{t1}, C_{t0}, C_{p2}, C_{p1}, C_{p0}$ は機体の翼, プロペラ等の形状で決まる
どちらも進行率 J の関数として表される

対気密度

$\rho [g/m^3]$

機体の速度

$V [m/s]$

プロペラ回転数

$N_p [rpm]$

進行率

$$J = \frac{V}{N_p D_p}$$

プロペラ直径

$D_p [m]$

高橋健一郎 他, 電気モータの制御性を生かした電気飛行機の
プロペラ推進のモデル化と制御の基礎検討, 東京大学



モデル表現 (機体の力学式)

① 静止時

$$A = 0$$

$$RC = 0$$

② 滑走時

$$A = \{T - D_g - \mu(9.81W - L)\} / W$$

$$RC = 0$$

③ 飛行時

$$A = 0$$

$$RC = V(T - D_g) / 9.81W$$

推力 < 静止摩擦力

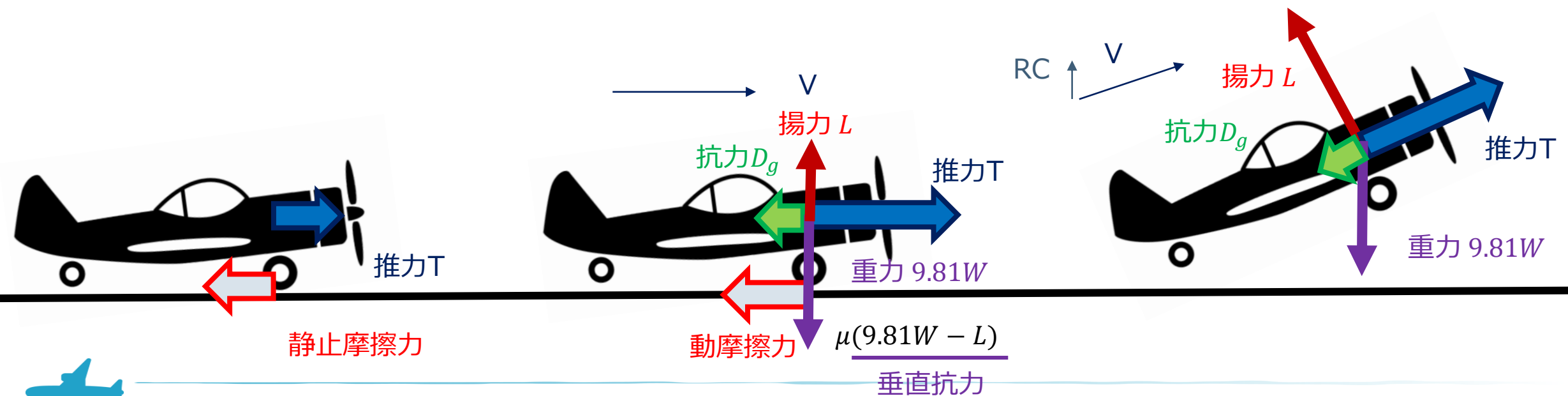
$T > D_g$ 加速

$T < D_g$ 減速

$T > D_g$ 上昇

$T = D_g$ 巡航

$T < D_g$ 降下



実機試験機の飛行試験との実験値比較

- 揚力 L ・抗力 D_g

$$L = 0.5 \times C_L \times \rho \times V^2 \times S$$

$$D_g = 0.5 \times C_d \times \rho \times V^2 \times S$$

航空機の速度 V の関数

C_L, C_d :航空機の形状に依存

- トルク係数 C_t ・推力係数 C_p

$$C_t = C_{t2}J^2 + C_{t1}J + C_{t0}$$

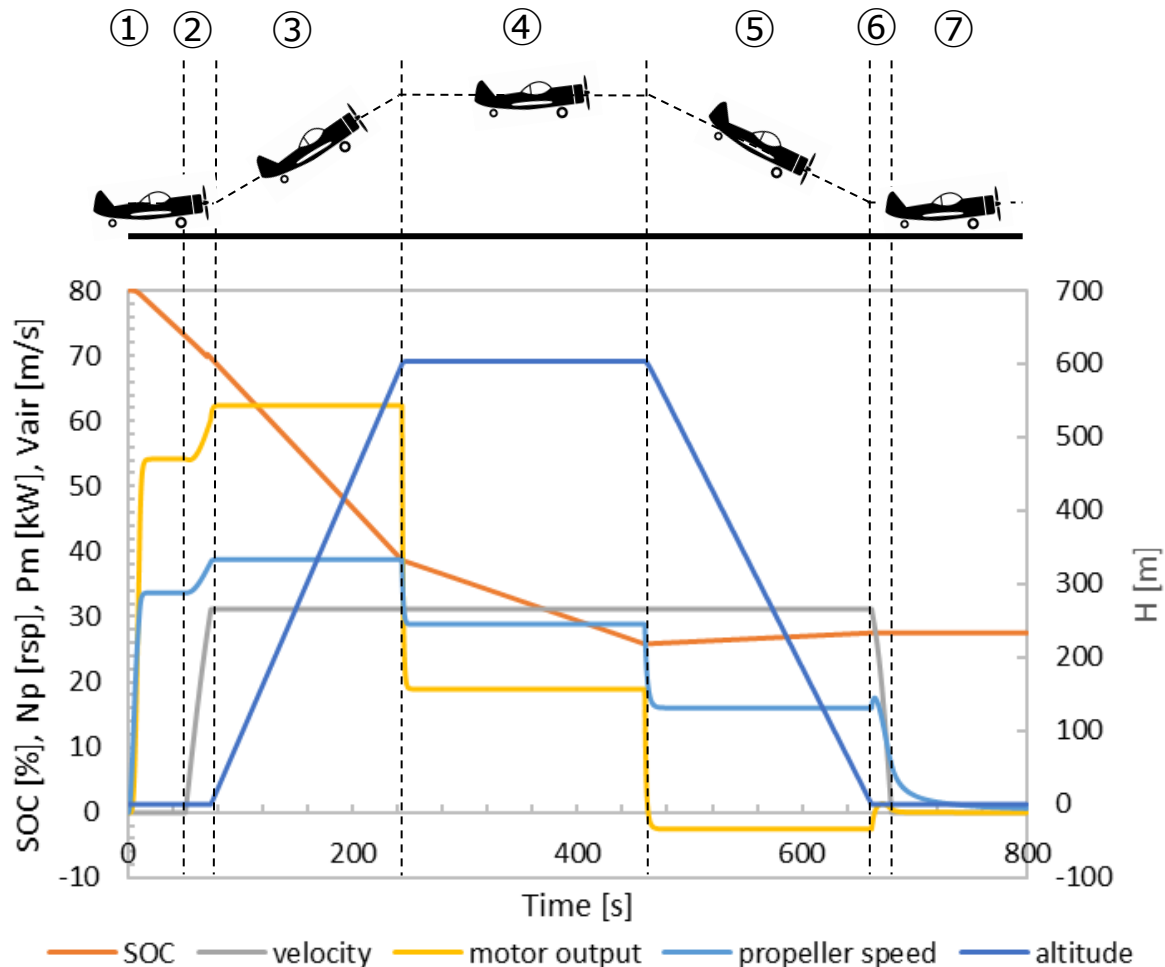
$$C_p = C_{p2}J^2 + C_{p1}J + C_{p0}$$

揚力・抗力	
抗力係数 C_L	0.04872
揚力係数 C_d	0.84386
対気密度 ρ	1.22 kg/m ³
翼面積 S	15.3 m

プロペラ	
プロペラ直径 D_p	1.75 m
C_{t2}	-0.1738
C_{t1}	0
C_{t0}	0.11267
C_{p2}	-0.0808
C_{p1}	0
C_{p0}	0.0694

シミュレーション結果

作成した航空機モデルをある経路で飛行させたときの出力確認



航空機の飛行経路

停止⇒滑走⇒上昇⇒巡航⇒降下⇒滑走⇒停止
 ① ② ③ ④ ⑤ ⑥ ⑦

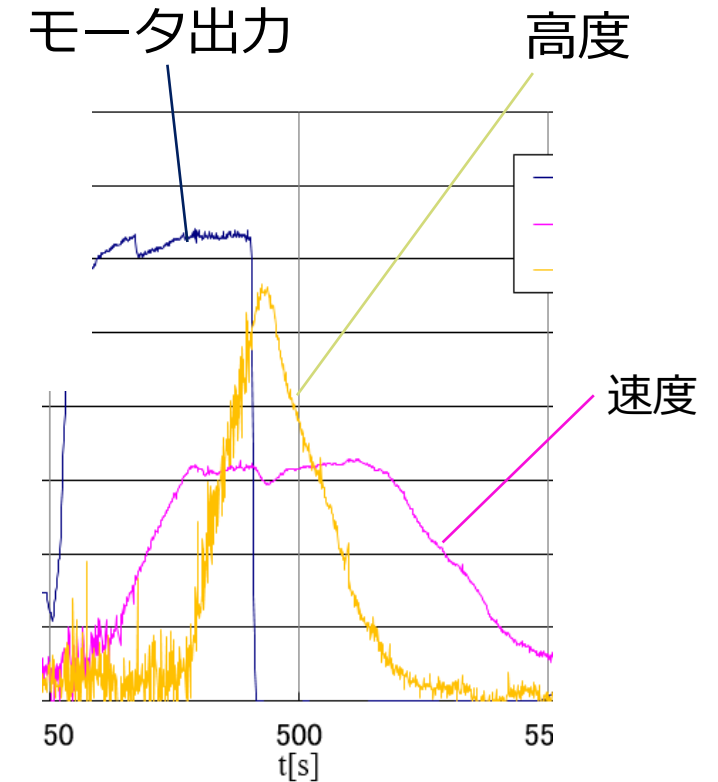
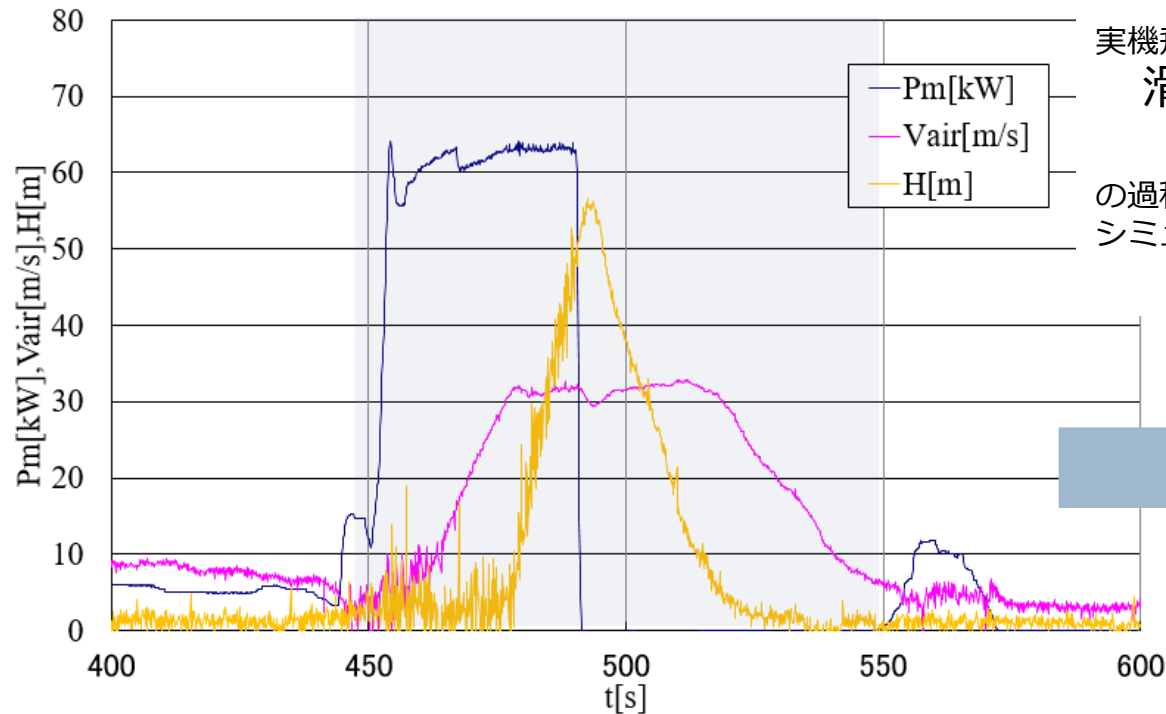
停止⇒滑走⇒上昇 フル出力(81 N·m)
 上昇⇒巡航 高度600 m
 巡航⇒降下 SOC25 %

航空機の初期条件

航空機の重量 780 kg
 初期SOC 80 %



JAXA実証試験機の飛行試験の一例



1.フル出力(81N・m)

2.高度50mに達した直後に出力 ≤ 0 N・m

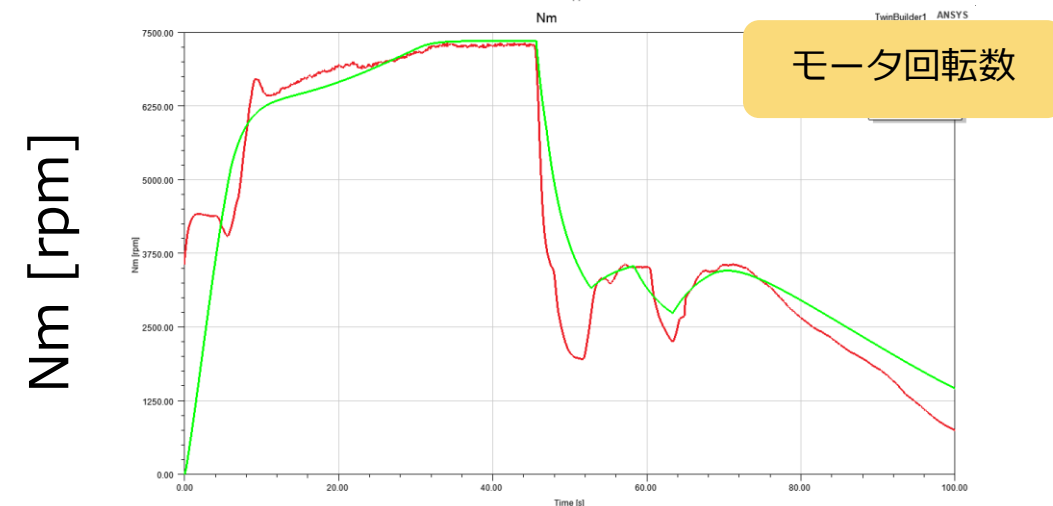
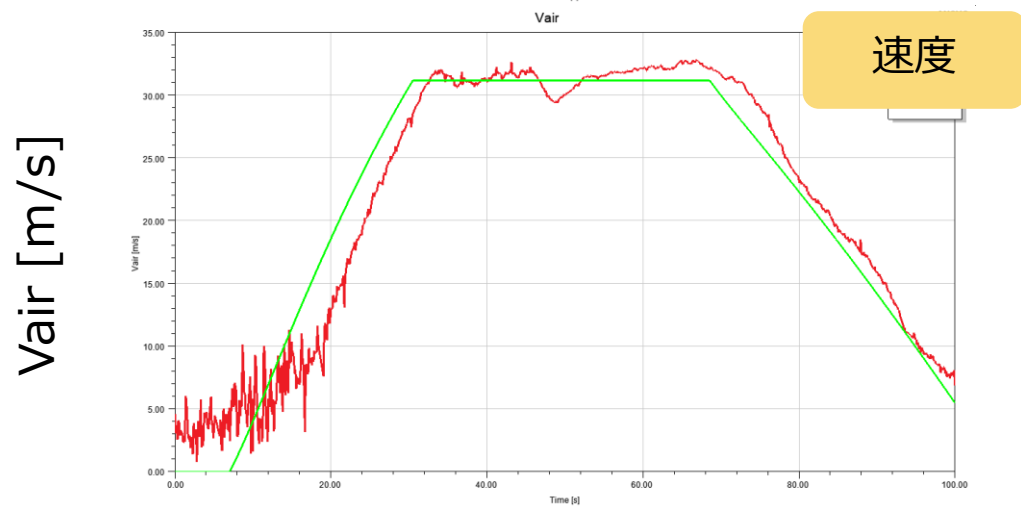
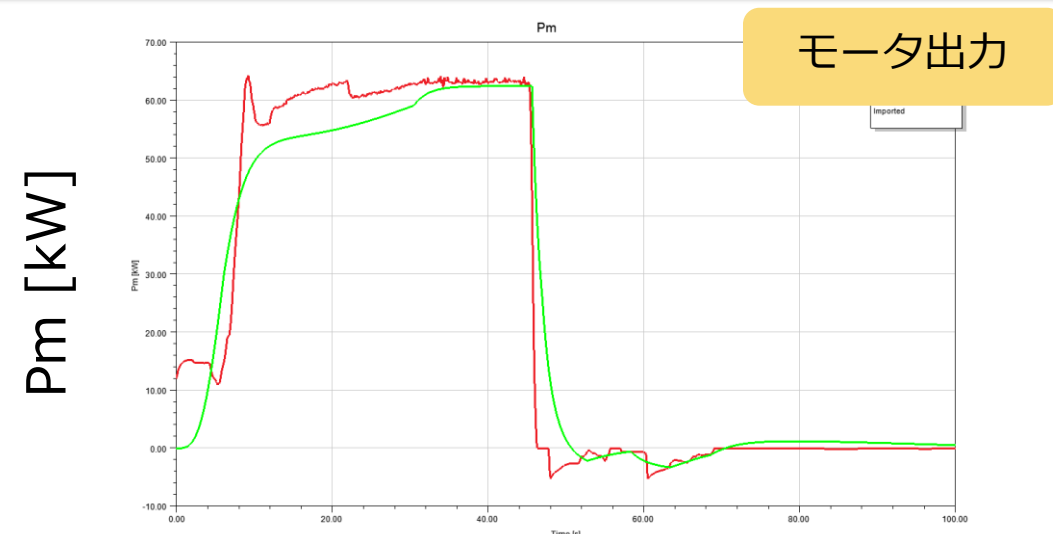
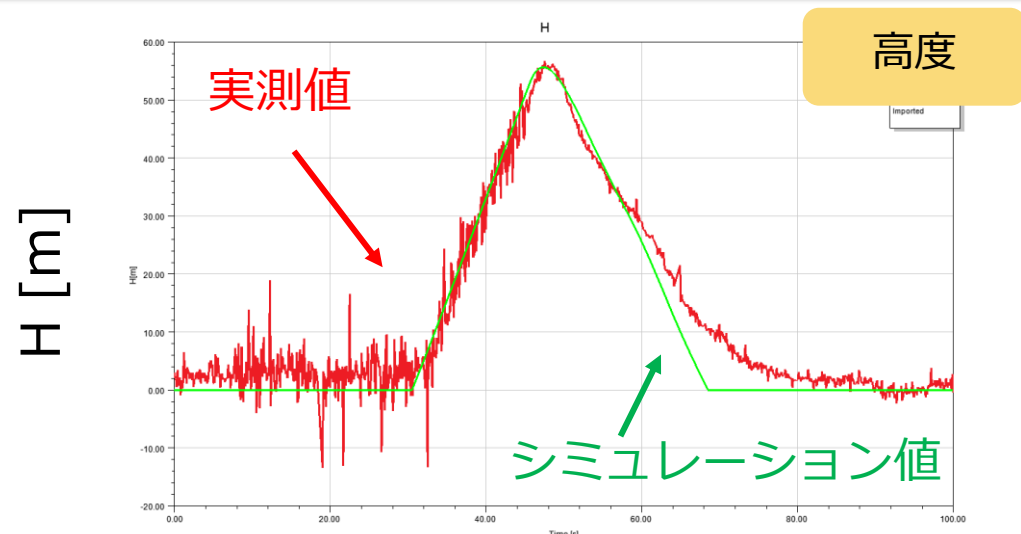
滑走⇒離陸⇒上昇

降下⇒着陸

*条件：航空力学の形状係数⇒JAXAの実証試験機と同等な値



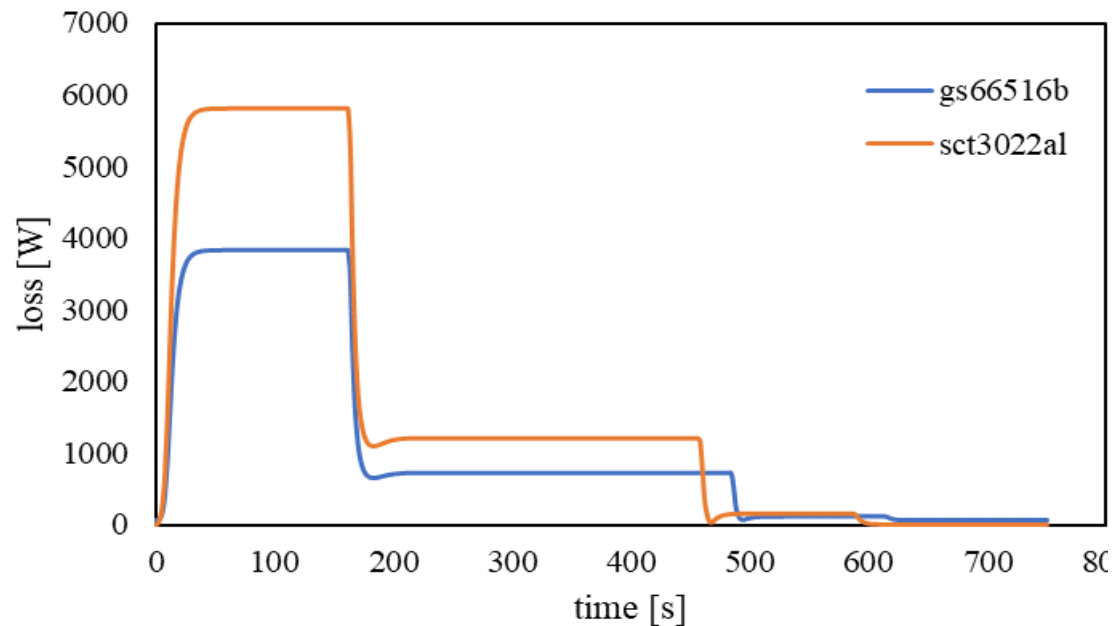
モデルの妥当性の確認



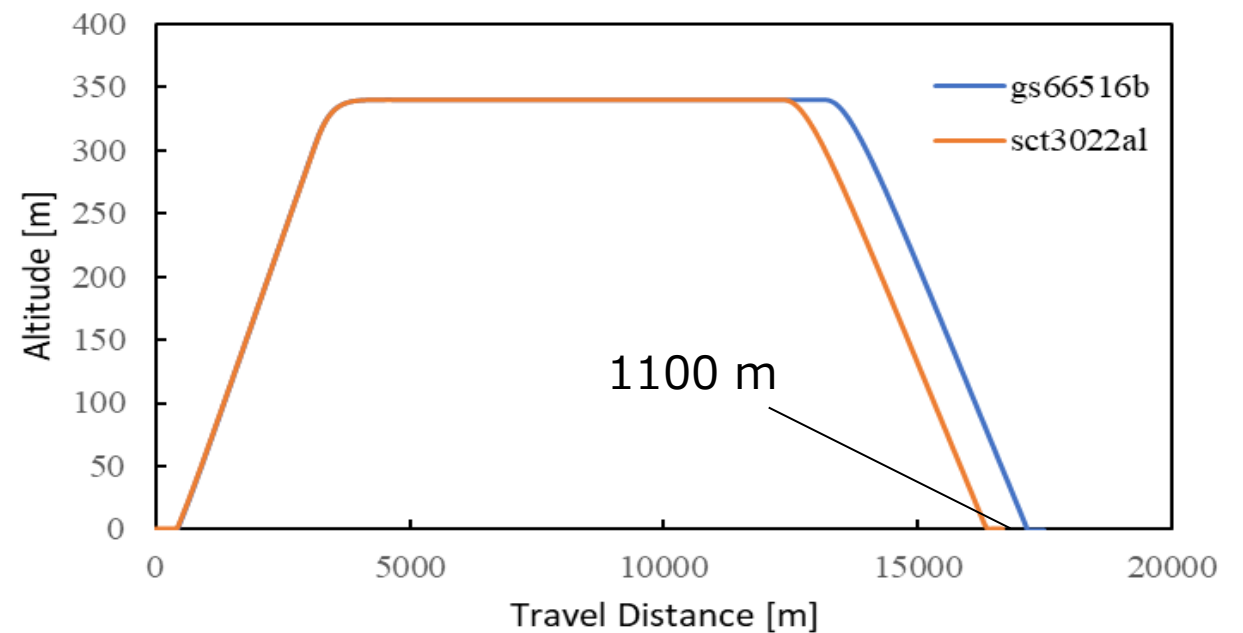
実際の電動航空機の挙動を再現できている



パワー素子の違いによる損失・航続距離の違い



損失



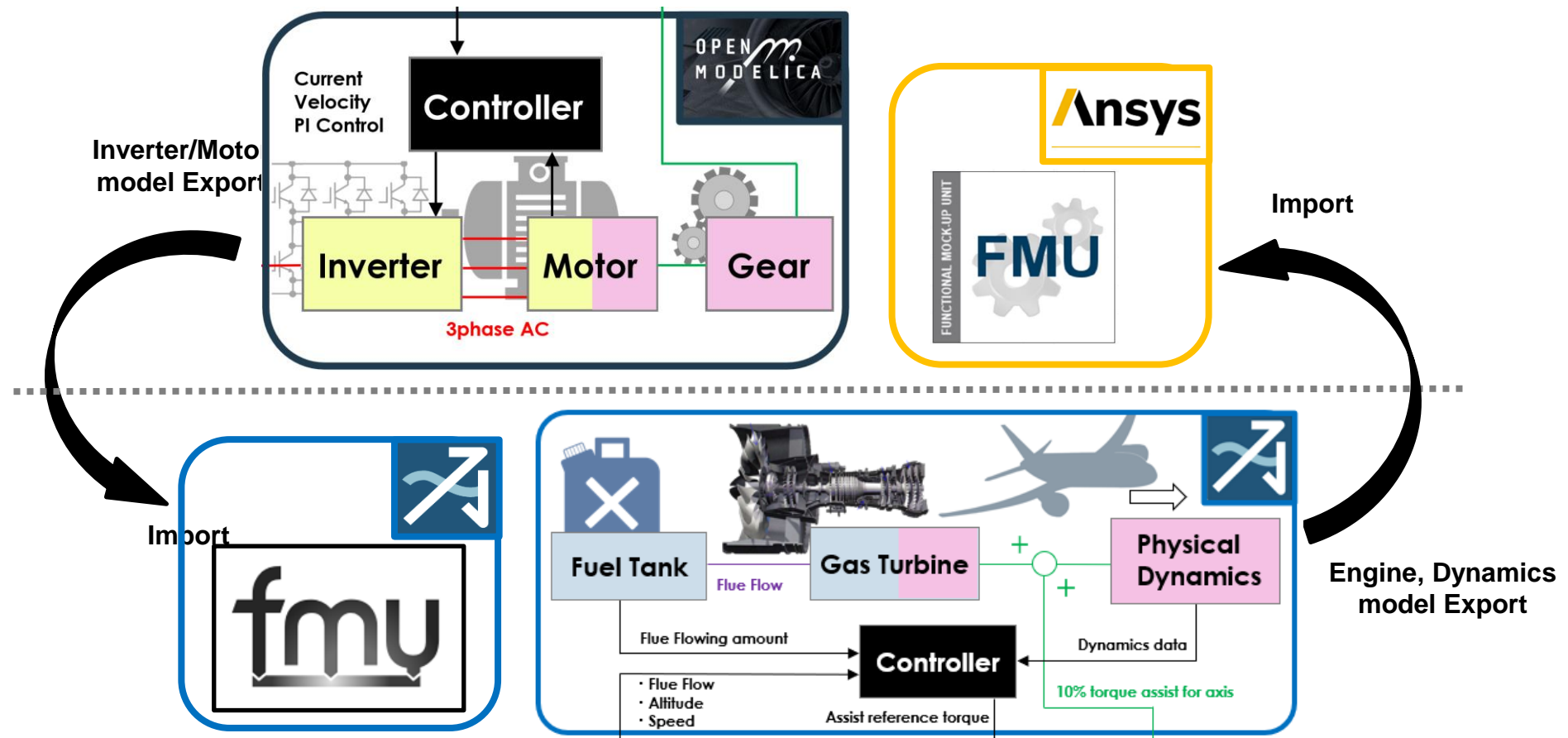
航続距離

パワー半導体の違いによる損失，航続距離の差を確認できた



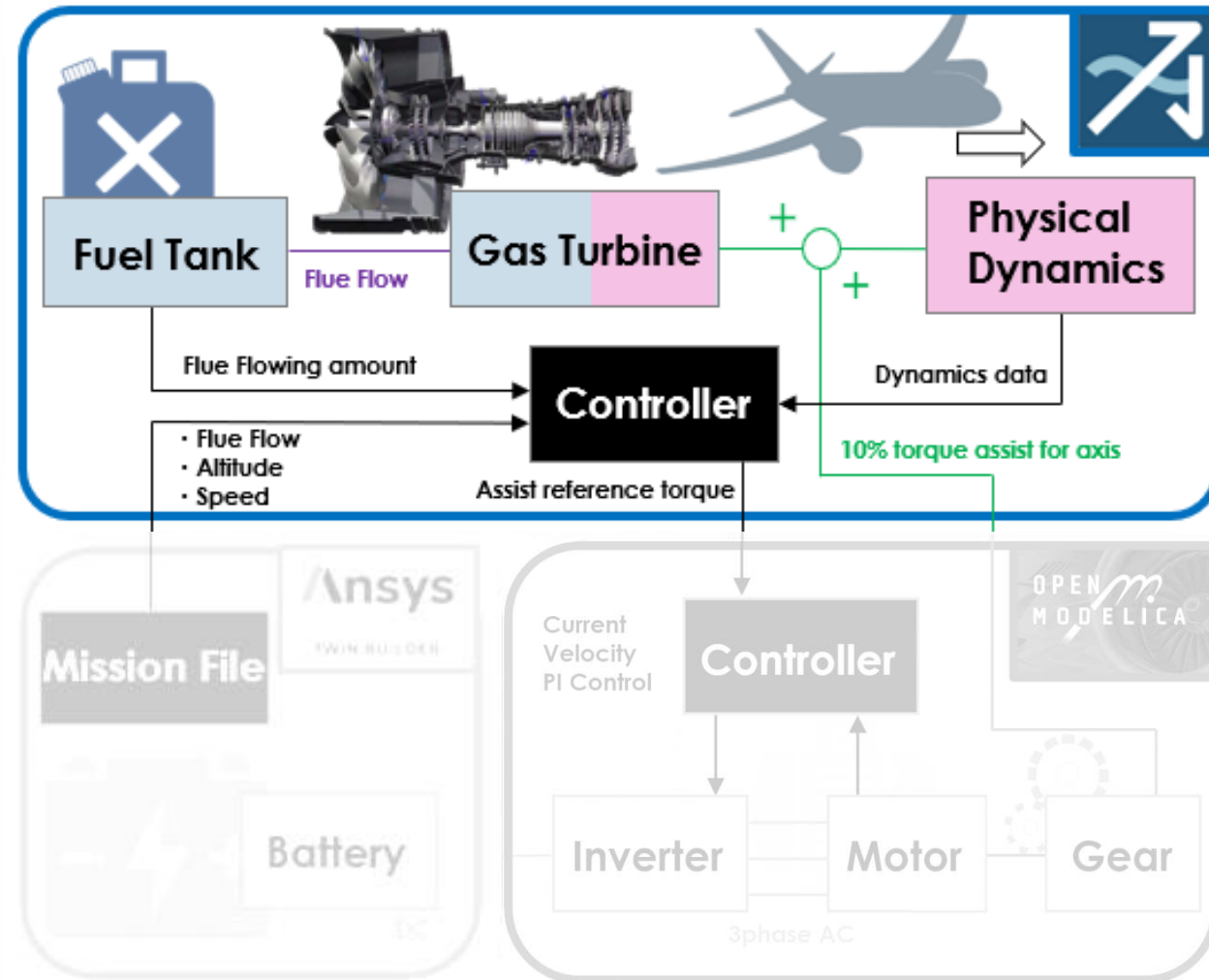
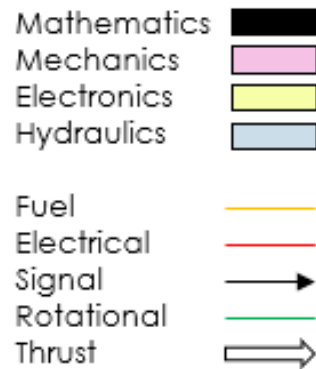
ハイブリッド航空機のシステムシミュレーション

- 一般的にシミュレーションは油圧系，電気系と異なる環境でモデル作成と評価を行う。
- FMI(Functional Mockup Interface)を用い，異なるプラットフォーム間でモデルを共有化，評価を可能とした。



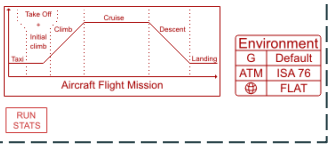
油圧系

- ガスタービンエンジンを中心に、おもに油圧系のダイナミクスモデルをAMESIMで記述

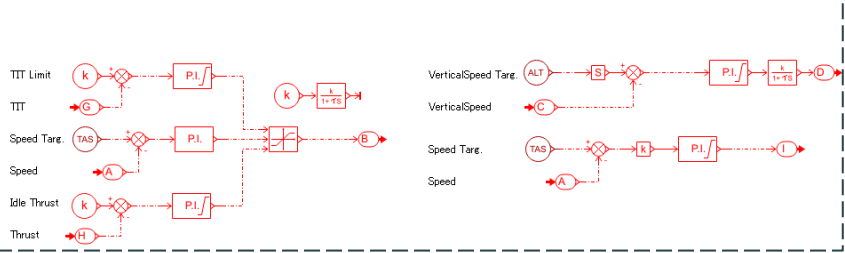


ダイナミクス

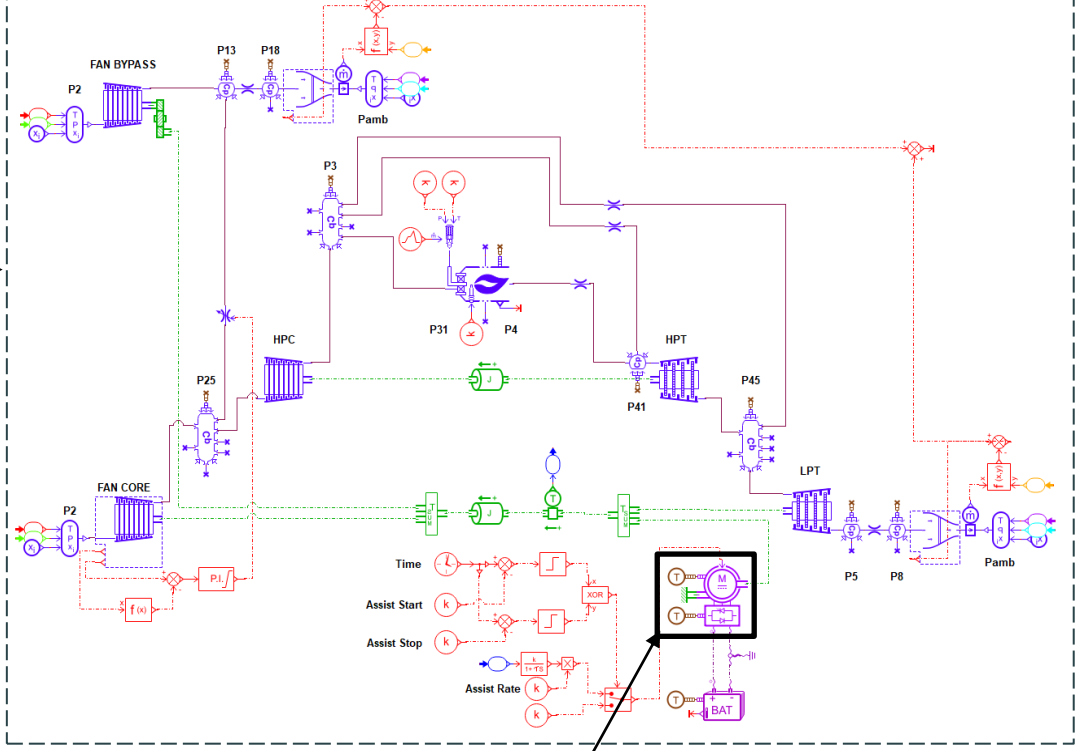
飛行ミッション定義モデル



制御モデル(飛行制御, 燃料流量制御)



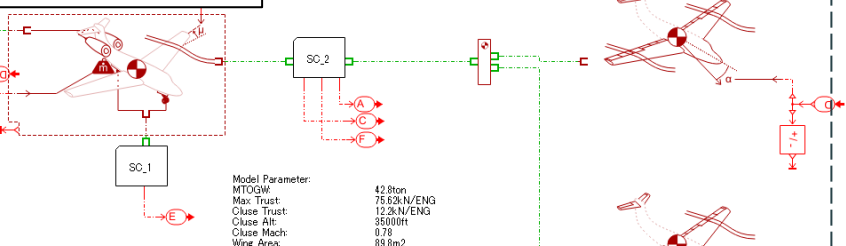
ハイブリッドエンジンモデル



ハイブリッドエンジン



航空機モデル



機体設計

Model Parameter:
 MTOGW: 42.8ton
 Max Thrust: 75.62kN/ENG
 Climb Thrust: 12.2kN/ENG
 Climb Alt: 35000ft
 Climb Mach: 0.78
 Wing Area: 85.8m²
 Passenger: 88people
 PassengerWeight: 120kg/person
 PassengerWeight(All): 10560kg
 FleetWeight: 22.5ton
 FuelVolume: 12100L
 FuelDensity: 0.8075kg/L
 FuelWeight: 9771kg
 CL: default
 CD: default x 2
 ThrLev(ThrLev): 0-100%
 FuelConsumption(FC): 214g/kN/sec
 FC Mach efficiency(Me): ((0.7+0.78)/(0.7+M[-1]))
 FC Alt efficiency(Ae): ((20000+35000)/(20000+Alt(ft)))
 FC calculation: FC*ThrLev*Me*Ae

ダイナミクス設定



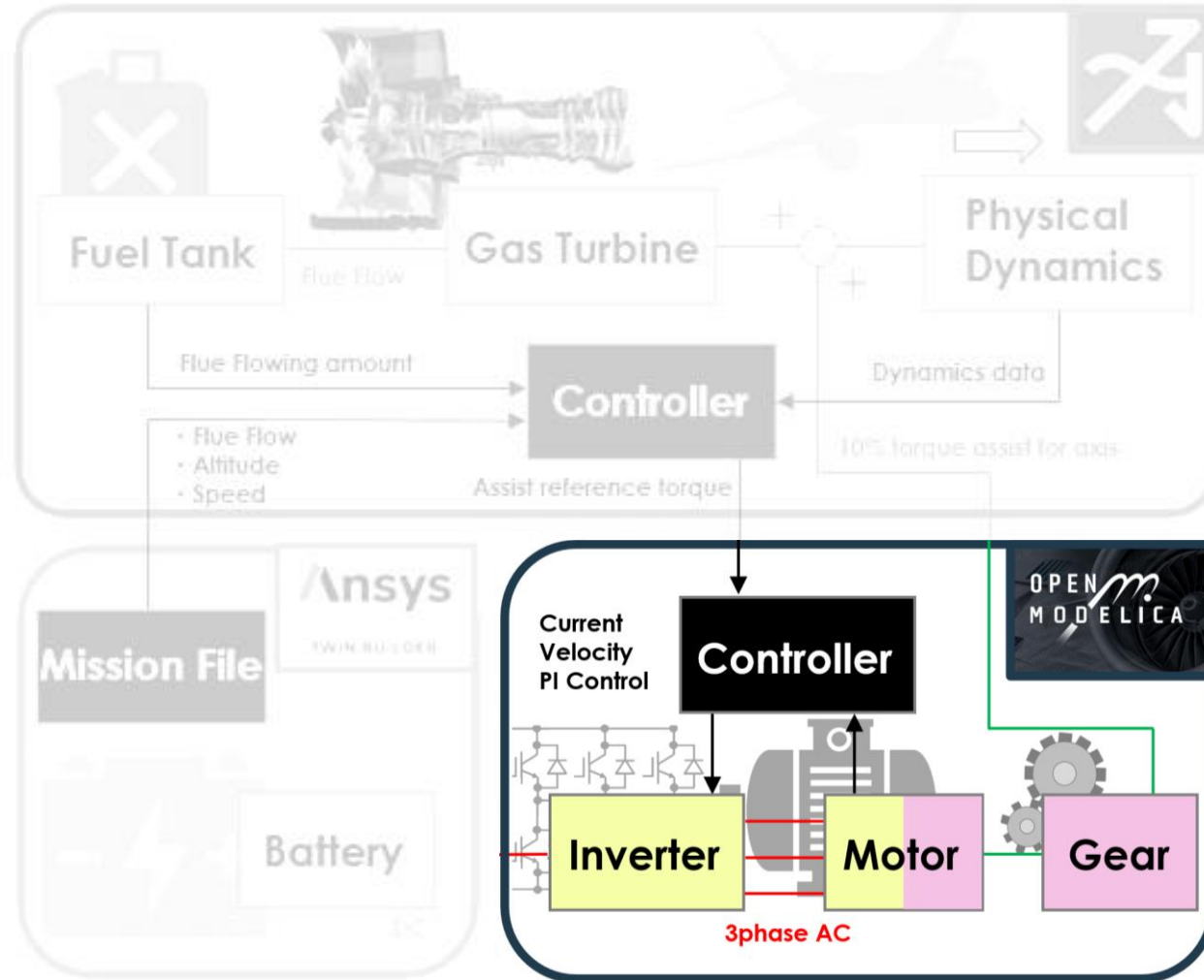
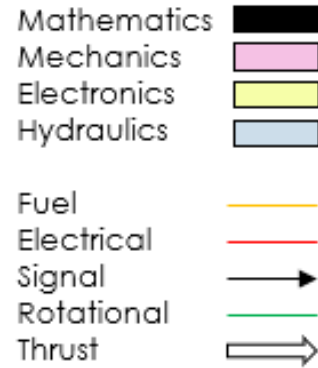
ソフトウェア: AMESim

電気的モデルの部分

- ・インバータ
- ・モータ
- ・コントローラ

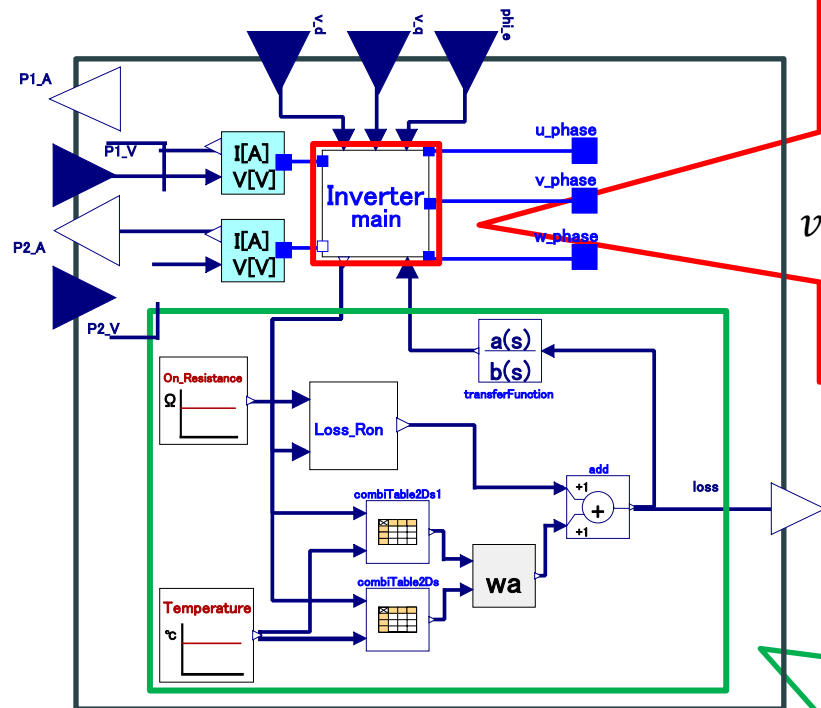


- インバータ, モータ, コントローラ等 電気系のシステムレベルモデルをModelicaにて記述



インバータ

インバータモデル with Loss

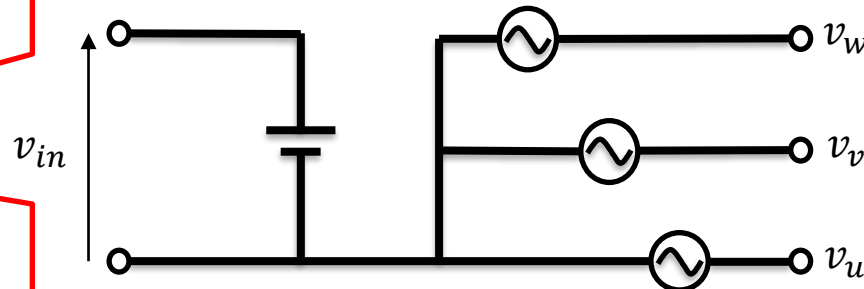
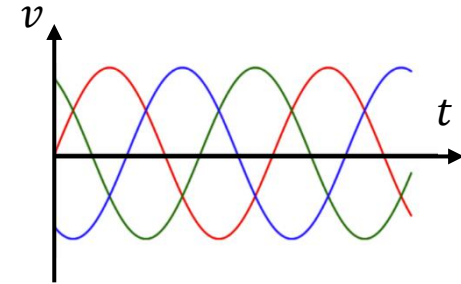


Inverter text

入力 v $v_i = \text{constant}$

出力

$$\begin{pmatrix} v_u \\ v_v \\ v_w \end{pmatrix} = \begin{cases} V_{DC} \sin(\omega t) \\ V_{DC} \sin(\omega t + \frac{2}{3}\pi) \\ V_{DC} \sin(\omega t - \frac{2}{3}\pi) \end{cases}$$

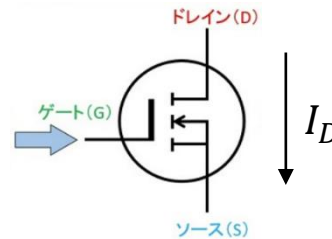


$$\underbrace{v_i \times i_i}_{\text{入力側}} = \underbrace{(v_u \times i_u) + (v_v \times i_v) + (v_w \times i_w)}_{\text{出力側}} + \underbrace{\text{loss}}_{\text{損失}}$$

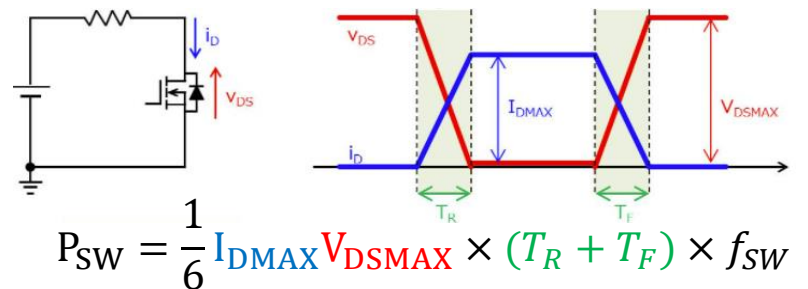
heat(損失)計算部

① ON抵抗損失

$$P_D = R_{ON} \times I_D^2$$

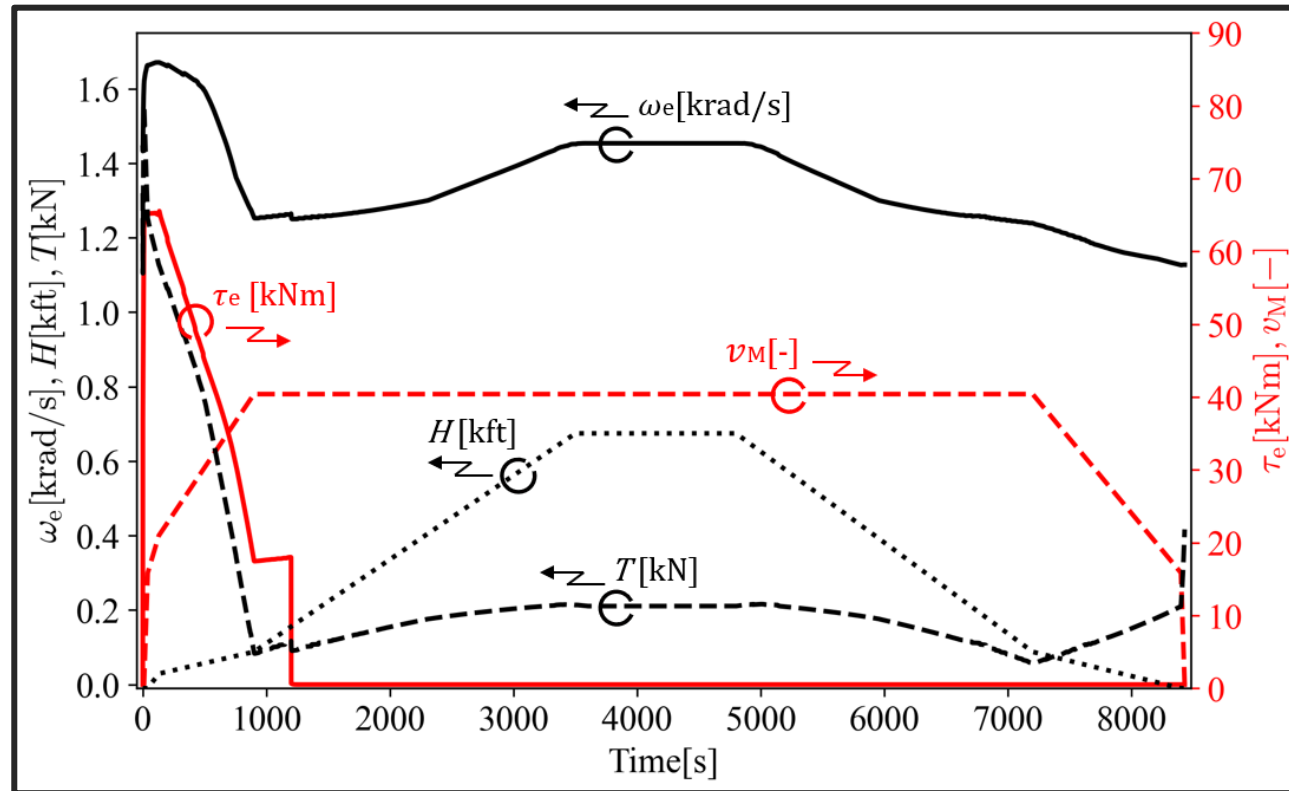


② スイッチング損失



ハイブリッド シミュレーション結果

- 中型機規模の運航において、典型的な運航条件(高度, 速度)を与えた 8430秒の解析を行った。
- 燃料消費の激しい離陸開始から1200秒まで航空機エンジントルクをモータにより10 %アシストした結果を示す。



その他条件

■ 想定乗客人数	: 88人
■ 離陸前総重量	: 42.8ton
■ 巡航高度	: 35,000ft
■ モータ最大出力	: 2.2MW
■ 燃料重量	: 9771kg

ω_e : モータの回転速度[krad/s], H : 高度[kft], T : 機体にかかる推力[kN],
 τ_e : モータの出力トルク[kNm], v_M : 速度(音速)[- (無次元)]



まとめと今後

- 電力変換回路の損失を考慮する上で基盤となる電動航空機の運航状態を模擬できる基本的なシステムモデルの構築を行った。
- 半導体素子のスイッチング損，導通損を考慮可能であることを確認した。
- 電動航空機の構築したシステムモデルのシミュレーション結果と実機試験の結果を比較し，挙動を十分に表現できていることを確認した。

今後の予定

- 電力変換回路の温度評価及び冷却システムの考慮
- 機体の力学式において，機体の回転運動を考慮
- モデルの精度向上

