

電動航空機の背景と概要

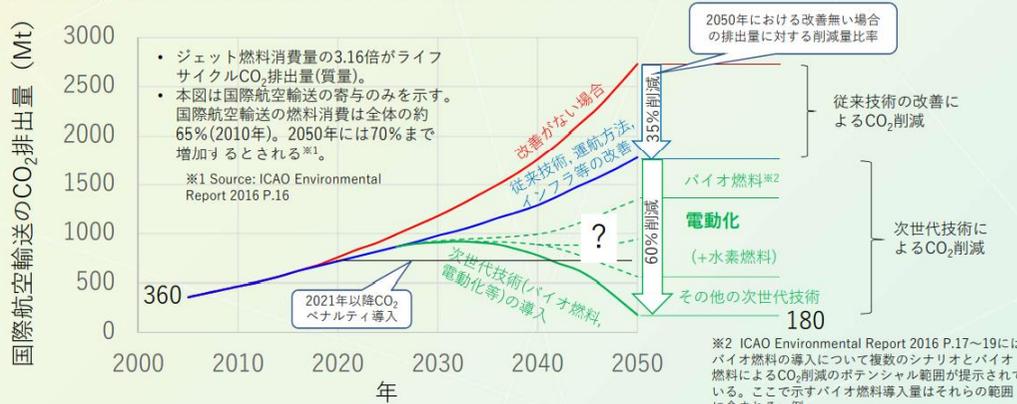


国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門
 岡井 敬一

1. 航空機で電動化等新技術が求められる背景



CO₂排出量半減目標に対する従来技術改善と次世代技術導入による寄与の比較



CO₂削減目標 (ATAG※³) に対する電動化の寄与の予想

(本図はICAO Environmental Report 2016のP.19 Figure5に次世代技術の寄与及びATAGの半減目標を追加)

※³ ATAG(Air Transport Action Group, <https://www.atag.org/>) 「2050年時点で2005年時点の半減」をCO₂排出量削減目標として設定

- ✓ CO₂排出低減目標達成のためには、電動化、燃料更新（バイオ（・合成）燃料、水素燃料）が期待
- ✓ 2010年代初め頃、NASAやEUなどは想定機体設定などで目標設定

発表内容

1. 航空機で電動化等新技術が求められる背景
2. 推力の発生・推進効率
3. 分散推進（コア分離ファン）
4. 水素燃料航空機（水素燃料の利用）
5. 航空機の推進動力の電動化
6. 超電導機器の適用への期待（まとめ）

1. 航空機で電動化等新技術が求められる背景



長期目標を達成させるため、推進・熱（・伝達）効率を向上させる必要

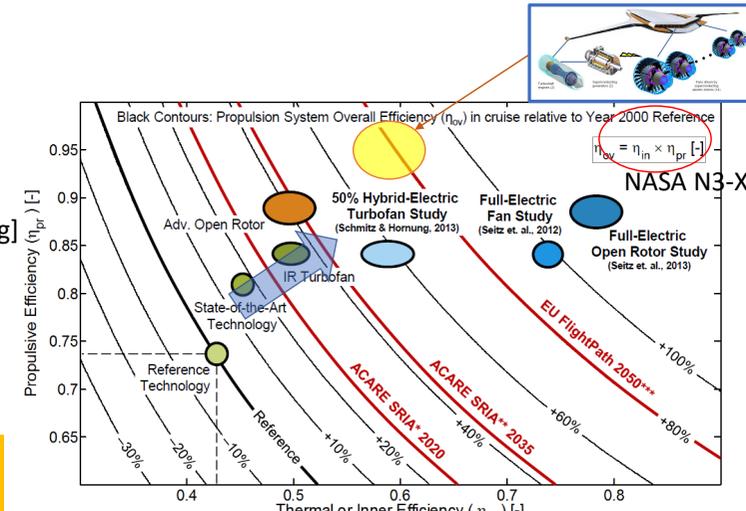
$$\dot{Q}_{in} = \dot{m}_f LHV$$

入力エネルギー[J/s]
 =燃料流量[kg/s] × 発熱量[J/kg]

$$\eta_0 = \frac{Fu}{\dot{m}_f LHV}$$

発生動力 / 入力動力

$$\eta_{pr} = \frac{\text{推進動力}}{\text{発生動力}}$$



A. Seitz et al., AIAA 2013-3608

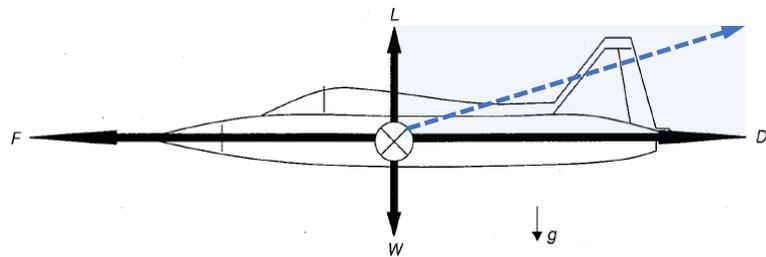
* 20% less energy need by propulsion & power in Y2035
 ** 30% less energy need by propulsion & power in Y2035
 *** based on propulsion system contribution to Y2050 CO₂ goals proposed by Iskvik et al. (2012)

- ✓ 推進効率を中心に、エンジン性能の基本に関する説明（を簡潔に）

2. 推力の発生・推進効率

(1) 推力

羽ばたきと異なり、固定翼による（空気力を用いた）揚力発生
 →必ず抗力（にくわえ機体胴体抗力も）発生
 →前進するには抗力に見合う前向き力を発生させる必要→エンジン推力



$$F = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_0 u$$

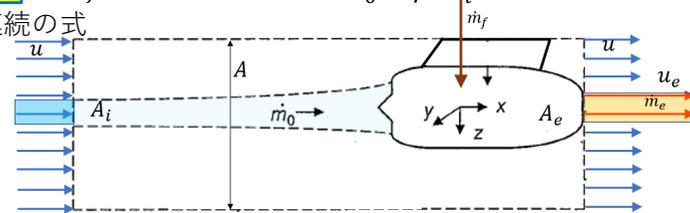
エンジンの推進力が、入口出口の運動量流束（質量流量×速度）で表されること。
 [N] [kg/s] [m/s]

$$\iint_{CS} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA \quad \iint_{CS} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA = \dot{m}_e u_e + \rho u (A - A_e) u - \dot{m}_0 u - \rho u (A - A_i) u$$

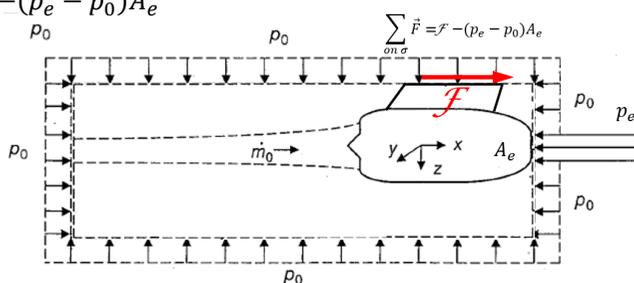
運動量流束[N]（入口出口）の差 $= \dot{m}_e u_e - \dot{m}_0 u$

$$\iint_{CS} \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA \quad \begin{cases} \rho_e u_e A_e + \rho u (A - A_e) - \dot{m}_f - \rho u A_i - \rho u (A - A_i) = 0 \\ \dot{m}_f + \dot{m}_0 = \rho_e u_e A_e \quad \dot{m}_0 = \rho u A_i \end{cases}$$

定常の場合の連続の式



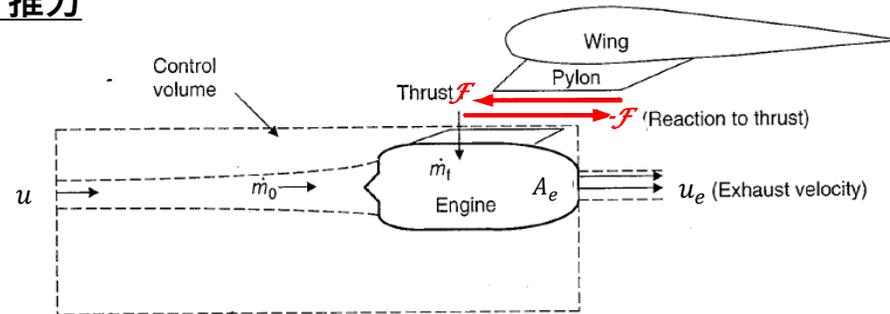
$$\sum_{on \sigma} \vec{F} = \mathcal{F} - (p_e - p_0) A_e$$



$$\sum_{on \sigma} F_x$$

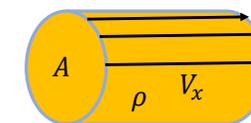
2. 推力の発生・推進効率

(1) 推力



航空機の推進力 機体が力 \mathcal{F} を受ける
 枠内が作用・反作用から同じ大きさ反対向きの力を受ける。
 この力を踏まえて、エンジンによって取り込まれて吐き出される空気
 の立場で関係式を考える。

$$\rho V_x A = \dot{m}$$



- ・一様に近い流管
- ・Aから入って1秒間に進む距離は V_x
- ・1秒間に出入りする体積は $A V_x$
- ・その質量は密度を乗じて $\rho A V_x$

$$\iint_{CS} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA = \sum_{on \sigma} F_x$$

（時間変化のない場合）

2. 推力の発生・推進効率

(1) 推力

$$\iint_{CS} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA = \sum_{on \sigma} F_x$$

$$\iint_{CS} V_x \rho (\vec{V} \cdot \vec{n}) dA = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_0 u \quad \sum_{on \sigma} \vec{F} = \mathcal{F} - (p_e - p_0) A_e$$

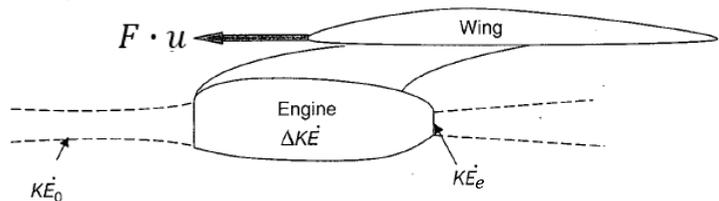
$$\mathcal{F} = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_0 u + (p_e - p_0) A_e$$

$\dot{m}_f + \dot{m}_0 \cong \dot{m}_0$ 燃料流量が相対的に小さいのでほぼ入口空気流量に等しいとすることが多い

2. 推力の発生・推進効率



(2) 推力動力



入口での運動エネルギー（動力） 出口での運動エネルギー（動力）
 KE = kinetic energy [W]

- 推力F[N]の作用下で、速度uで飛行
 動力 = 仕事率 pr: propulsion 推進

$$W_{pr} [W] = F \cdot u [N][m/s]$$

$$[J/s]=[W]$$

$$= \dot{m}_0(u_e - u) \times u [W]$$

$$= -\dot{m}_0(u - \frac{u_e}{2})^2 + \dot{m}_0 \frac{u_e^2}{4}$$

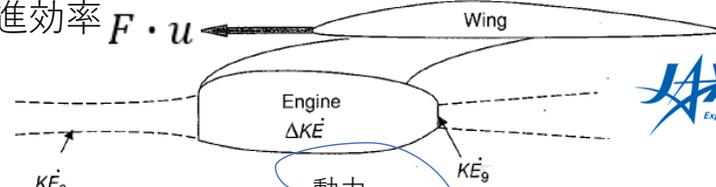
最大値 = $\dot{m}_0 \frac{u_e^2}{4}$ @ $u = \frac{u_e}{2}$

($\frac{v^2}{2}$ 単位質量の運動エネルギー → 質量流量で動力)
 [J/kg] · [kg/s] = [J/s] = [W]

2. 推力の発生・推進効率



(3) エンジンの発生動力



$$W_j = [\text{排気噴流の運動エネルギー}] - [\text{流入空気の運動エネルギー}]$$

$$= \dot{m}_0 \left[\frac{(1+f)u_e^2}{2} - \frac{1}{2}u^2 \right] \approx \frac{\dot{m}_0}{2} (u_e^2 - u^2) [W] \quad \star$$

ここで、

$$\frac{\dot{m}_0}{2} (u_e^2 - u^2) - W_{pr}$$

$$= \frac{\dot{m}_0}{2} \{u_e^2 - u^2 - 2u(u_e - u)\}$$

$$= \frac{\dot{m}_0}{2} (u_e^2 - u^2 - 2u \cdot u_e + 2u^2)$$

$$= \frac{\dot{m}_0}{2} (u_e^2 + u^2 - 2u \cdot u_e)$$

$$= \frac{\dot{m}_0}{2} (u_e - u)^2 \quad \text{より}$$

$$\star W_{pr} + \frac{\dot{m}_0}{2} (u_e - u)^2 [W]$$

△ダ分

より多くの空気（流量）を少ない加速Δu

無効なエネルギーを減らすには、
 $\dot{m}_0 \uparrow$ $(u_e - u) \downarrow$

9

10

2. 推力の発生・推進効率



(4) 推進効率と無次元推進動力

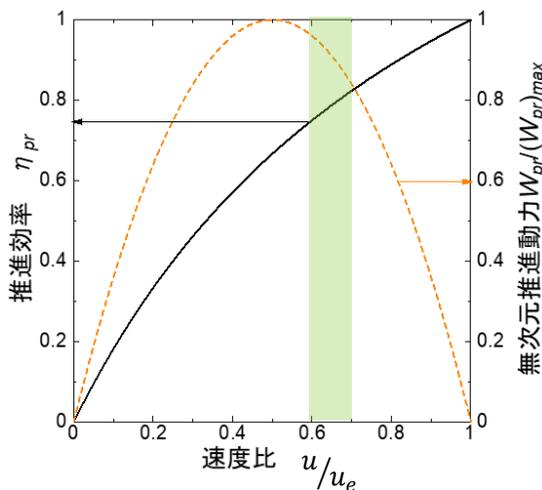
効率を見る

$$\eta_{pr} = \frac{W_{pr}}{W_j} = \frac{\dot{m}_0(u_e - u) \times u}{\frac{\dot{m}_0}{2}(u_e - u)(u_e + u)}$$

$$= \frac{2u}{u_e + u} = \frac{2(\frac{u}{u_e})}{1 + (\frac{u}{u_e})}$$

$$\frac{W_{pr}}{(W_{pr})_{max}} = \frac{\dot{m}_0(u_e - u) \times u}{\dot{m}_0 \frac{u_e^2}{4}}$$

$$= 4 \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right)$$



現代のエンジンは、推進効率を高めるために、
 より多くの空気（流量）を少ない加速Δuさせている。

11

3. 分散推進（コア分離ファン）



$$\eta_0 = \eta_T \cdot \eta_P \cdot \eta_{trans}$$

$$\eta_T = \frac{W_j}{\dot{Q}_{in}} \quad \eta_P = \frac{Fu}{W_j} \Rightarrow \frac{2}{u_e/u + 1}$$

W_j : 発生動力[W].

Fu : 推進動力[W]

F: 推力[N]

u: 機速

η : 効率

η_T : 熱効率

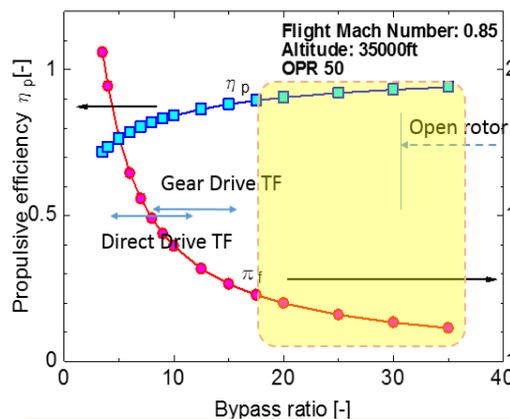
η_{trans} : 伝達効率（従来エンジン～1）

η_P : 推進効率

\dot{Q}_{in} : 入力動力[W]

（燃焼効率～1を仮定）

$bpr = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_c}$ バイパス比：ファンからいかに多くの空気流量を通すか



ターボファンエンジンの形式を（仮想的に）仮定して、
 バイパス比を変化させる⇨現実にはバイパス比の制約

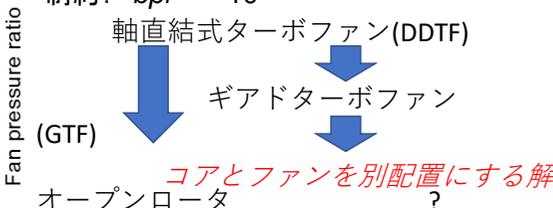
12

3. 分散推進 (コア分離ファン)

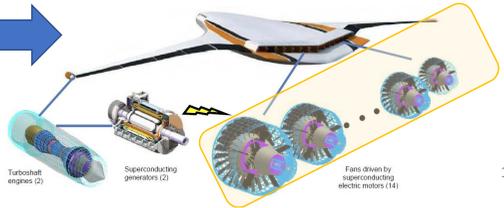
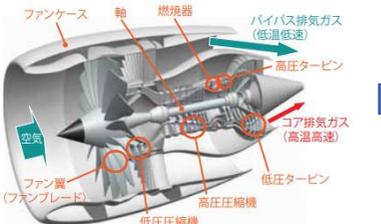
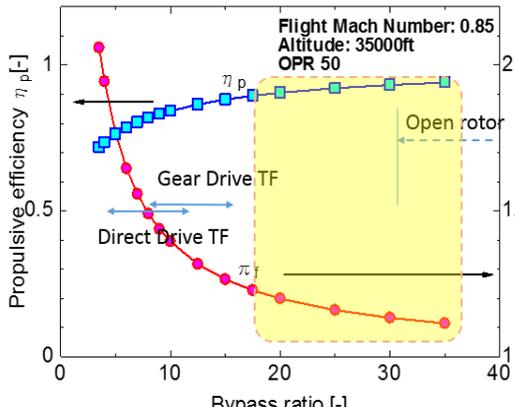


小さいコアが大口径のファンを駆動し大半の推力発生

⇒ 高バイパス比ターボファンエンジン
制約: $bpr \sim 10$



- ・ファンの口径に対する幾何学的制約
- ・圧縮機翼高さの制約
- ・軸重量の制約
- ・潤滑の難易度
- ・タービン・ファンのミスマッチ

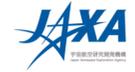


4. 水素燃料航空機 (水素燃料の利用)

小島氏講演 水素利用、その利点と課題

- ・希薄燃焼が安定して可能
- ・純粋燃料より、寿命が長くなる
- ・燃焼特性より燃焼器を小型化出来る
- ・冷却空気を減らすことが出来る
- ・エンジンにとっては良いことづくめ
- ・機体の構成に難点 (タンクの扱い、大型化翼面荷重)

組成	水素		Jet A (航空用燃料)	航空機構造等への影響 (Jet A との比較)
	(液体)	(気体)		
分子量	2.016		16.8	・C を含まないことによる低公害性
低発熱量 [kJ/g]	120	3:1	42.8	・エンジン小型化、性能向上 ・騒音低減
(液体) [kJ/L]	8.5	1:4	34.6	
密度 [kg/cm ³]	71	0.090	811	・タンク容積増大 (低揚抗比、離陸時の翼面荷重の低減)
比熱 [kJ/kg-K]	9.69	14.3	1.98	燃料によるエンジン冷却に有効 (タービン入口温度と圧縮比増大の余地、燃料消費率低下、重量低減)
沸点(大気圧) [K]	20.27		440-539	
融点 [K]	14.4		233	
蒸発熱 (大気圧) [J/g]	446		360	
冷却能 [kJ/g]	>16.9		0.39	・熱交換によるエンジン性能向上、(極超音速機においては機体冷却の役割) → 一種低温であることによって、総線性要求、タンクと燃料供給系の重量増大および複雑化、燃料供給およびベントに關わる安全要求、ポイルオフ防止のための一定加圧要求
可燃範囲 [%]	14 - 250		52 - 400	・エンジン性能向上 (環境適合性増大)
(理論混合比に対して)				航空機の国内外検討調査

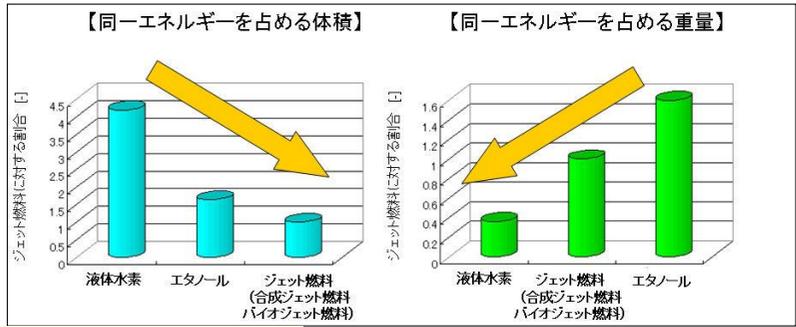


4. 水素燃料航空機 (水素燃料の利用)

水素利用、その利点と課題



4. 水素燃料航空機 (水素燃料の利用) 水素利用、その利点と課題



- Merits**
- Higher energy content per unit weight (3x)
 - Zero (CO₂) emission
 - Potential for lower NOx emission
 - Easy handling as a combustible gas
- Drawbacks**
- Lower energy content per volume (1/4 x)
 - Difficulty handling in storage and supply (cryogenic fuel)
 - Material property (brittleness)
- Additional Concerns**
- Sustainable supply (with environmental compatibility)
 - Infrastructure (airport)
 - Impact of water vapor emissions (>2x) on atmosphere
 - Public acceptance of the fuel

- 主要な技術課題
1. Fuel supply management
 2. Tank structure (fuel storage system)
 3. Evaluation of effects of water vapor emission on the environment

大きな利点がある一方課題も多い。扱いにくい極低温は超電導と親和性

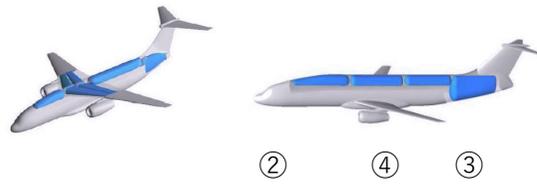
Okai, K., Long Term Potential of Hydrogen As Aviation Fuel, ICAO Environment Report 2010, pp. 164-166

「パイロード (乗客) 規模: B-767 程度、機体規模: B-777 程度、航続距離: 3500nm 程度」

JAXA-SP-08-005 水素燃料航空機の国内外検討調査

3機体の前提条件の比較

	乗客数	航続距離 [nm]
Brewer[4]	200	3000
NASA[5]	225	3500
Cryoplane[6]	185/218	3300/4000



水素燃料エンジンの燃料消費ならびにエネルギー消費に関する検討比較

Take off	SFC [g/kN/s]		SEC [kJ/kN/s]		SEC _{cr} - SEC _{to} [%]	
	Kerosene	Hydrogen	Kerosene	Hydrogen		
Brewer (A)[4]	7.96	2.66	66.55	340.66	319.51	6.21
Brewer (B)[4]	-	2.90	-	-	348.40	-
Cryoplane (A)	9.90	3.51	64.55	423.72	421.20	0.59
Cryoplane (B)	11.23	3.98	64.70	482.48	477.48	1.04
Cruise						
Brewer (A)	16.46	5.64	65.75	704.35	676.40	3.97
Brewer (B)	17.02	5.69	66.56	728.60	683.20	6.23
NASA	16.60	5.98	63.99	710.41	717.19	-0.95
Cryoplane (A)	16.82	6.03	64.14	720.15	723.96	-0.53
Cryoplane (B)	17.91	6.37	64.46	766.55	763.8	0.36

ケロシン燃料機を基準とした比較対象水素燃料機の特長変化

	EWF	L/D	MTOW
Brewer	+23.9%	-3.5%	-2.7%
NASA	+38.4%	-7.0%	+10.21%
Cryoplane	+21.5%	-10.0%	-17.2%

1. 燃料消費は改善
2. 空虚重量増大 (大型化)
3. 最大離陸重量は低減
4. 揚抗比悪化 (翼が小さく構造的にも問題)

1. Brewer, G. D., Hydrogen Aircraft Technology, CRC Press, (1991).
2. Guynn, M. D. and Olson, E. D., NASA/TM-2002-211926, (2002).
3. Westenberger, A., " AIAA 2003-2880.

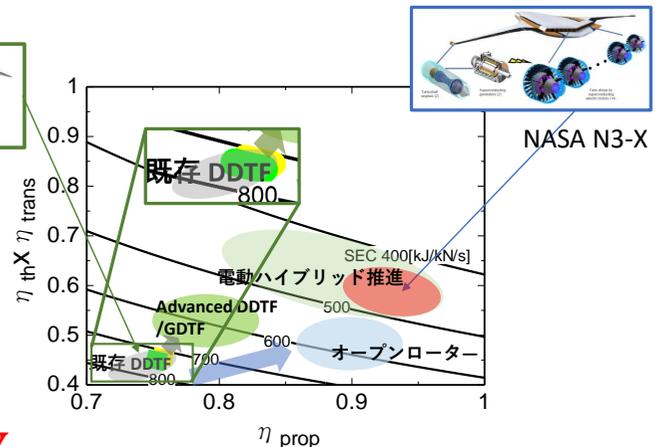
4. 水素燃料航空機 (水素燃料の利用) エンジン性能改善は見込めるか?

欧州の検討例

$$\eta_0 = \frac{Fu}{\dot{m}_f LHV}$$

$$\dot{Q}_{in} = \dot{m}_f LHV$$

$$\frac{1}{1/3} \quad \frac{1}{3}$$



$$SEC = SFC \times LHV$$

- SEC等高線で示した効率の関係
- 液体水素燃料は低位発熱量の大きさから燃料消費量(搭載質量)を低減する可能性
- CO₂排出低減には大きく貢献(排出ゼロ)
- エンジンそのものの性能向上には大きくは寄与しない。⇨電動化
- 長期的視点にたった目標に合致するエンジン性能は従来エンジンより大きく改善要。

JAXA-SP-08-005 水素燃料航空機の国内外検討調査

Kim, H. D., Felder, J. L., Tong, M. T. and Armstrong, M., Revolutionary Aeropropulsion Concept for Sustainable Aviation: Turboelectric Distributed Propulsion, ISABE-2013-1719

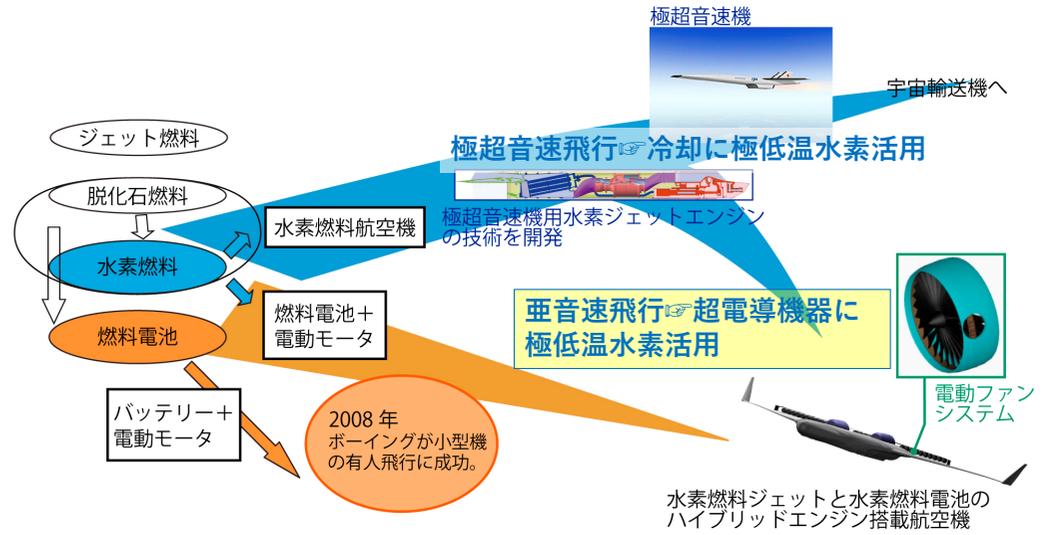
5. 航空機の推進動力の電動化

旅客機向け全/部分電動化推進系の検討例
電動化によって、これまでできなかった推進系の配置・形態が実現可能
推進効率向上、熱効率向上

	ハイブリッド 電動推進	部分ターボ電動推進	ターボ電動推進
構	ターボファンエンジン(推進) + モーター + バッテリー	ターボファンエンジン(推進) + 発電機	ターボファンエンジン(推進) + ターボシャフト(発電)
成	Boeing SUGAR-Volt hFan	NASA Starc-ABL Aircraft	Boeing SUGAR phase II LNG+2045GT+SOFC +BLI
検討例			JAXA Emission-Free Aircraft, NASA N3-X

4. 水素燃料航空機 (水素燃料の利用)

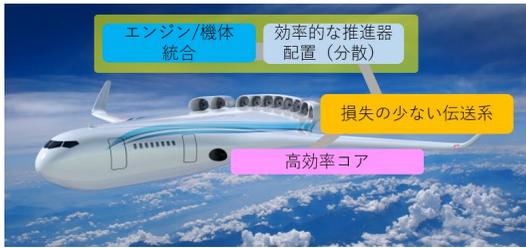
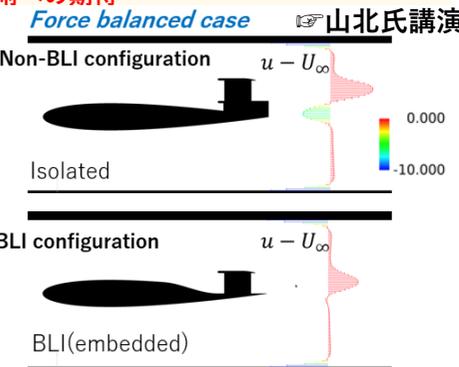
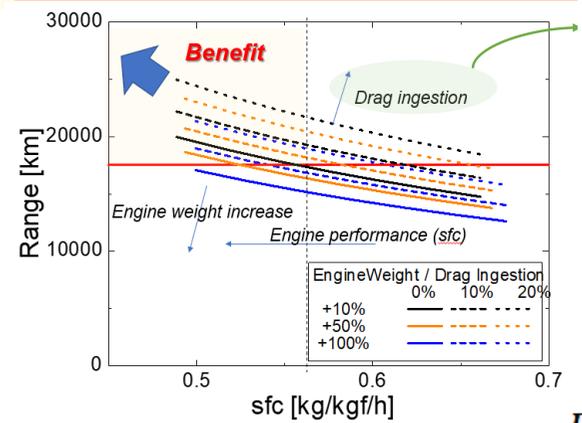
極超音速ターボジェットエンジン技術の展開
⇒ 亜音速水素燃料航空機 ⇒ 電動ハイブリッド航空機...



JAXA 空と宙 No.40 2011

5. 航空機の推進動力の電動化

機体・エンジン統合効果によって、燃費改善効果が大きければエンジン重量の増大を許容可能
現状のモーターの能力(比出力)では困難、超電導技術への期待



$$R = -H \times \ln\left(\frac{W_{end}}{W_{start}}\right)$$

ブレグーの式 L/D

$$H = \frac{u(L/D)}{g \times sfc}$$

岡井敬一, 正木亮好, 鶴田亮祐, 大串正太郎, 水島聖也, 河野雅大, 西脇大貴, 佐藤哲也, 正木大作, 推進ファン埋め込みによる機体エンジン統合効果の実験・数値解析による評価, 2A04, 日本航空宇宙学会第59回飛行機シンポジウム (2020).

6. 超電導機器の適用への期待（まとめ）

- ✓ 航空機の燃費性能の改善を大きく担ってきたエンジン性能は、さらに大きく向上させることは難しく、エンジンシステムの構成の変更が求められる。
- ✓ バイパス比の更なる増大（GTF (Geared Turbo Fan)が一つの解）には、動力発生用コアと推進ファンを分離・ファン分散化が理想 実現の手段としての電動化 【機体形式の変更（BWB (Blended Wing Body)など）なども要求しハードルが高い】
- ✓ CO₂低減の観点からは、ジェットエンジンの水素燃料化が脚光を浴びている。燃料消費量（質量）の低減が期待され、軽量化、燃料消費低減とともに、飛行時CO₂排出ゼロのため、CO₂低減の手段といえる。ただし、エンジン性能の大きな改善がみられる（エネルギー消費低減の観点）わけではない。極低温液体水素の利用は超電導技術の利用に親和性がある。
- ✓ 推力アシストなど、飛行時の消費エネルギー低減（効率向上）の観点から、段階的な推進電動化が求められる。このためには、許容可能なエンジンシステム重量である必要があり、高性能・軽量機器としての超電導技術が期待される。