

2011年度APG公募型研究報告会



実現可能性を重視した 環境適合型旅客機概念検討

本委託研究は、我が国の現有技術をベースに、2020年就航時に環境適合性においてクラス世界トップになる旅客機形態の提案を行うことを目的とする。MRJは既存の機体に比べ20%~30%の燃費削減が見込まれているが、本研究ではMRJ後継機として有望な110~150席クラスで、既存の旅客機に比べ50%以上の燃費改善を狙う。

東北大学 工学研究科 航空宇宙工学専攻 中橋・佐々木研究室
中橋 和博、佐々木 大輔、**大清水道也**、橋本成泰

内容



- 研究背景、研究目標
 - 近年の航空業界の傾向調査
 - 研究目標
- 構想設計
 - 中橋・佐々木研究室の過去の成果
 - NASA N+2分析
 - 近未来エンジンについての調査、予想
 - 機体形状考察
- 概念計算
 - エンジン数変更
 - 座席配置変更
 - 巡航速度変更
 - 概念設計まとめ
- 今後の研究予定



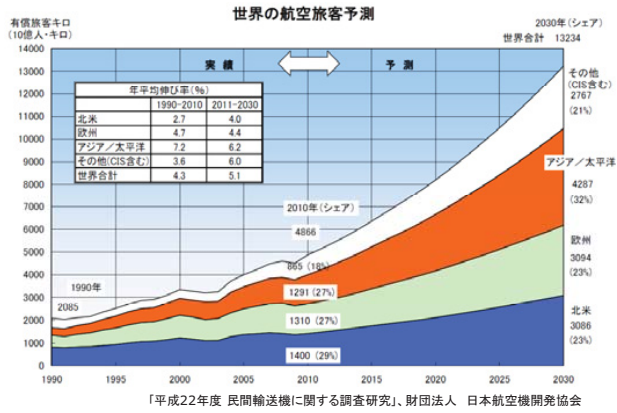
研究背景

近年の航空業界における傾向

- 航空旅客数の増加
- 燃料費の上昇
- CO₂排出抑制への動き
- 騒音規制の厳格化



航空機の環境適合理化
低燃費、低排出、低騒音



- 最新の機体 - B787
燃費-20%、排出-20%、騒音範囲-60%(B767比較)
- 数年以内に完成予定の機体 - A320neo, B737MAX
2016年頃完成予定 燃費約-15%(新エンジン)(B737NG比較)
- 進行中の計画
 - JAXA TRA2022 - 燃費-30%、排出-70%、騒音-20dB
 - TRA2035 - 燃費-50~75%、排出-70~100%、騒音-30~75dB
 - NASA N+2 - 燃費-40%、排出-75%、騒音-42dB
 - N+3 - 燃費-70%、排出-75%以上、空港周辺で55LDN

2011/12/26

▶ 3

研究目標

機体クラス

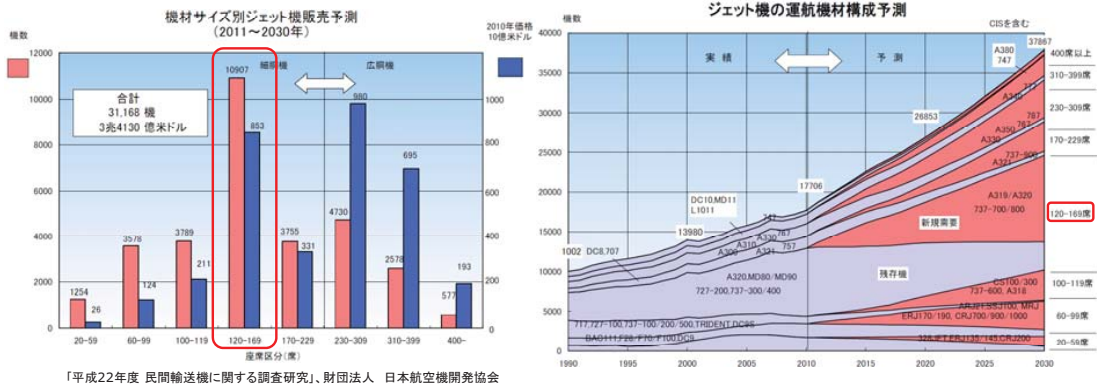
座席数 150席前後(最も需要の見込めるクラス)

達成目標

JAXA TRA2022性能目標の達成(燃料消費-30%)

機体制限

- 2020年に達成可能な機体形状である事。
- 整備、保管、運行などにおいて著しい障害がないこと。



2011/12/26

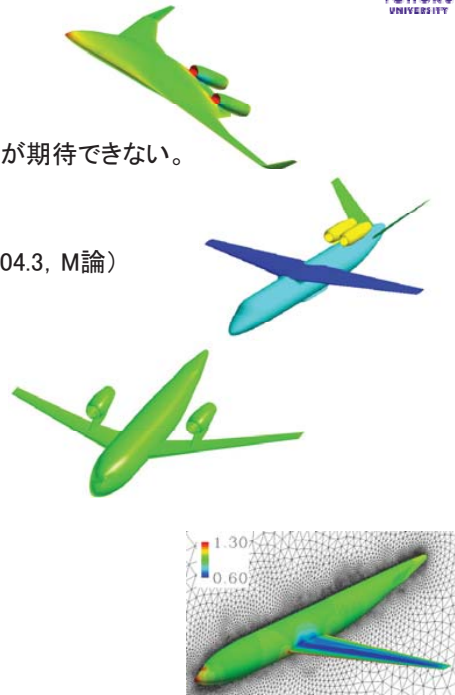
▶ 4

構想設計



中橋・佐々木研究室の過去の成果

1. 翼胴一体型 (T. E. Pambagio, 2002.3, D論)
低騒音を達成。
大型機に比べ中・小型機では濡れ面積の減少が期待できない。
安定・制御に問題あり。
2. エンジンを胴体後方上部に搭載するモデル (森田雅之, 2004.3, M論)
低騒音を達成。
拡張性・整備などに問題。
3. 翼上部に搭載するモデル (米田良太, 2010.3, M論)
低騒音が期待できる。
低燃費を達成。
整備・客室騒音などに問題。
4. 低後退角翼の機体 (砂古昌也, 2008.9, M論)
低速における低燃費を達成。
運行面での検討が必要。



2011/12/26

▶ 5

構想設計



NASA N+2 プロジェクト 分析

- Boeing - Blended Wing Body
翼胴一体形状、エンジンが胴体上に、三角形の客席部
- Northrop Grumman - Dual Fuselage
胴体(客席部、脚)が二つ、長い翼幅
- Lockheed Martine - Box Wing
細長く翼端のつながった段違いの複葉翼、高いエンジン位置

問題点

- 設計・製造
- 避難通路の確保
- 滑走路との適合性
- 空港適合性(搭乗など)
- 乗客に対するイメージ
- エンジン整備
- パイロット育成

2020年に達成可能?

実現性を重視するなら、
既存の形状に近い必要
がある。

機体制限

- 2020年に達成可能な形状である事
- 整備、運行、保管などにおいて著しい障害がない事



Mark Mangelsdorf, "Environmentally Responsible Aviation N+2 Advanced Vehicle Concepts NRA Status", NASA, 2011

2011/12/26

▶ 6



構想設計

燃費改善のメインソース

大幅な機体形状の変更が不可能
→空力的、構造的な改善少



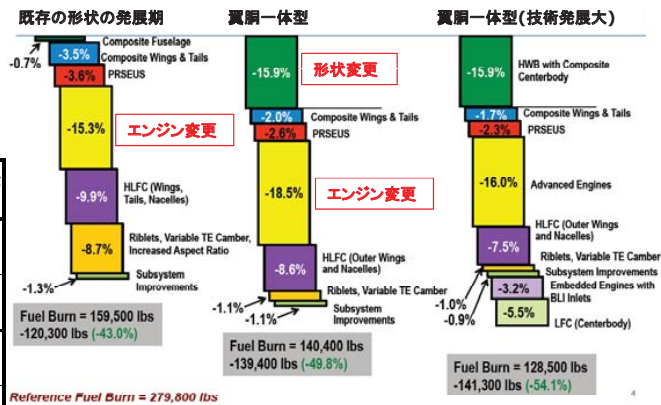
エンジンの性能向上が燃費改善の
メインソースとなる

<例>

- A320neo 2015年就航予定
 - GTFエンジンPW1000Gに換装。
 - エンジン燃費-16%
 - 機体燃費-15%
- B737MAX 2017年就航予定
 - TFエンジンLEAP-1Bに換装。
 - エンジン燃費-10~12%
 - 機体燃費-16%

機体	就航(予定)	エンジン	バイパス比	ファン直径 (cm)
A320	1987	CFM56-5	6	173
A320 neo	2015	PW1100G	12	205
B737NG	1997	CFM56-7	5.5	154
B737 MAX	2017	LEAP-1B	10	172

NASA N+2 各改善要素と改善割合予想



Reference Fuel Burn = 279,800 lbs

Mark Mangelsdorf, "Environmentally Responsible Aviation N+2 Advanced Vehicle Concepts NRA Status", NASA, 2011

2011/12/26

▶ 7

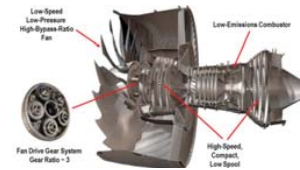
構想設計

エンジン開発の予測

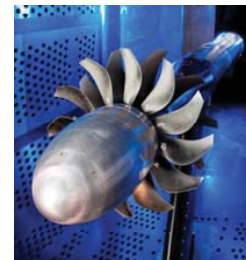
2020年達成を目指す航空機のエンジンについて、

- **ターボファンエンジン**
既存の機体に装着しやすい。
性能限界が近い。
限界を超える技術ができて、他2種のエンジンにもその技術が適用可能。
- **ギアードターボファンエンジン**
効率改善の可能性大
バイパス比増加による排気量・騒音の減少
ファン直径増加に伴い、重量・抗力増加
直径増加による装着の問題
- **オープンローターエンジン**
効率改善の可能性大(ギアードターボファン以上)
排気減少
騒音増加
(重量増加)
装着方法・位置の問題(ギアードターボファン以上に困難)

ギアードターボファンエンジン



Christopher E. Hughes, "Aircraft Engine Technology for Green Aviation to Reduce Fuel Burn", 3rd AIAA Atmospheric Environmental Conference, 2011.



オープンローターエンジン

将来性、燃費改善の期待度、2020年の時点での現実性を考慮すると、**ギアードターボファンエンジン**が選択される可能性が高い。

2011/12/26

▶ 8

構想設計



エンジン開発の予測

エンジンメーカー4社(CFM International, GE, Pratt & Whitney, Rolls-Roys)製の現存するエンジン30種のデータと、公開されている新型エンジン(PW1000G, LEAP)、及びNASA N+3プロジェクトの3チームのレポートを参考に2020年に使用可能なギアードターボファンエンジンとその性能を予想する。

※機体はB737-600と同程度であると予想し出力を設定。
 ※4発機の1エンジンの推力は双発の場合の1/2と設定。

2020年におけるギアードターボファンエンジン

出力	20 klb
バイパス比	13~17
ファン直径	190~210cm
燃費改善	20~30%

問題点

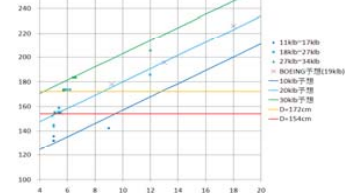
B737-600のエンジンCFM-567Bはファン直径約150cmであり、すでにグラウンドクリアランスの限界に達している。

予想される新型の低燃費、大直径な超高バイパス比エンジンを搭載するためには工夫が必要。



"NASA N+3 MIT Team Final Review", NASA Langley Research Center, 2010.

算出したバイパス比、出力とファン直径の関係



構想設計



超高バイパス比エンジンを搭載するための機体形状の考察

コンセプト	形状例	利点	欠点
高翼		<ul style="list-style-type: none"> エンジン直径に大きな余裕 パイロン長さなどの自由度 	<ul style="list-style-type: none"> 主翼位置変化に伴う設計 (居住空間確保、フェアリング) ランディングギアボックス 客室騒音 乗客の視界の妨げ メンテナンス(エンジン高さ)
リアジェット		<ul style="list-style-type: none"> エンジン直径に大きな余裕 主翼の効率改善 	<ul style="list-style-type: none"> 重心位置変化 APU搭載位置 メンテナンス(エンジン高さ) 燃料タンクとエンジンの距離 異物吸い込みの危険性
4発機		<ul style="list-style-type: none"> 既存の形状に近い 1エンジン故障時を考慮した推力の確保の必要量が少ない。 	<ul style="list-style-type: none"> エンジンコスト(メンテナンス) 抗力増加 直径の限界

構想設計



4発機の可能性の予測

エンジンを双発から4発にした場合、どの程度のバイパス比のエンジンが搭載可能か、またそれにより燃費がどの程度改善されるかを推算する。

エンジン	推力	搭載可能直径	バイパス比	燃費改善(%)
双発	20klb	150~160cm	5~9	0~10%
4発	10klb	150~161cm	12~17	17~30%

予測された新型の超高バイパス比エンジンを搭載可能。
→2020年達成目標の機体としては問題なし。

実現性の高さから、4発機コンセプトを採用

問題点

- メンテナンスコスト増加
エンジンメーカーに依存→本研究では考慮しない。
- 抗力増加

空力性能の改善目標

- 4発での抗力増加低減
- 揚抗比改善7%(TRA2022目標)

2011/12/26

▶ 11

構想設計



既存の形状での揚抗比改善案

① 座席配置変更

B737-600はB737-800の胴体を短縮した機体であり、客席数に比べ胴体が太い。座席配置を横6席から5席、4席と変更し胴体を細長くする事で揚抗比の改善を図る。

② 巡航速度変更

2000nm程度の飛行において、B737-600のMach0.785もの巡航速度は必要ない可能性がある。巡航速度を遅くすることで揚抗比の改善を図る。

CFDを用いた最適化により効果を最大限に引き出す。

※CFDを用いた最適化には大きな計算コストと時間がかかる。
→概念計算により結果をあらかじめ予想する。

2011/12/26

▶ 12



概念計算

超高バイパス比エンジン4発案増加抗力予測

エンジンを双発から4発に変更した場合の抗力の増加量を概念計算により推算する。

基準機体はB737-600、Mach0.785で巡航中とし、
基準エンジンをCFM56-7B(バイパス比5.5)とし、

- ・基準エンジン2つ(直径約150cm)
- ・バイパス比17のエンジン2つ(直径約200cm)
- ・バイパス比17のエンジン4つ(直径約150cm)

の3パターンを比較する。

$$CD_{o,component} = \frac{Cf FF Q S_{wet,c}}{S_{ref}}$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right)$$

$$f = \frac{Length}{Diameter}$$

抗力の計算には、Daniel Raymer著、Aircraft Design : A Conceptual Approach
で紹介されている経験則から導かれたComponent Buildup Methodを用いる。

	基準	超高バイパス比 エンジン2発	超高バイパス比 エンジン4発
エンジン単体の推力(klb)	20	20	10
バイパス比	5.5	17	17
ファン直径(cm)	150	200	150
エンジン、パイロンからの 有害抗力	0.00303	0.0098	0.00606
基準との比較(% (機体全体で)	0	20	8.9

バイパス比5.5の双発から
バイパス比17の4発で
約9%の抗力増加

同じバイパス比では、
4発のほうが抗力が少ない。

2011/12/26

▶ 13



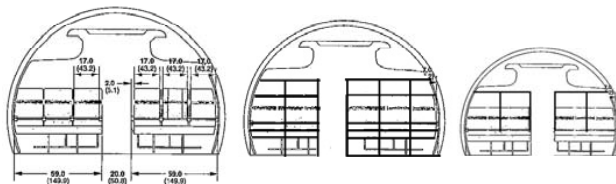
概念計算

座席配置変更 — 胴体部有害抵抗

座席配置をB737-600の横6列から、5列、4列と変更した場合の抗力変化を推算する。

抗力の計算には、Component Buildup Methodを用いる。

Daniel Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", AIAA, 1801



$$CD_{o,component} = \frac{Cf FF Q S_{wet,c}}{S_{ref}}$$

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \right)$$

$$f = \frac{Length}{Diameter}$$

	6席	5席	4席
列数	25	30	37.5
直径(m)	13.2	11.5	9.89
長さ(m)	31.06	33.07	36.9
濡れ面積(m ²)	407.7	408	408.2
胴体部有害抗力	0.0046	0.00422	0.00405
変化量	0	-0.00023	-0.00041
機体全体での %変化	0	-0.7	-1.2

座席配置横6席から
5席で約0.7%
4席で約1.2%
の抗力低減(胴体変化の影響)

濡れ面積変化はわずか。
細長さ f (直径と長さの比)が影響

2011/12/26

▶ 14



概念計算

座席配置変更 — 尾翼部抗力

座席配置を変更することで胴体の長さが変化し、尾翼と主翼の距離(モーメントアーム)が変化する。尾翼面積はモーメントアームによって決定されるため、座席配置の変化により尾翼からの面積、抗力が変化する。

座席配置変化による尾翼部抗力の変化量を推算する。
 計算方法は、Component Buildup Methodを使用。

Daniel Raymer, "Aircraft Design : A Conceptual Approach", AIAA, 1801

トリム抗力は巡航時の全抵抗の3%であると仮定する。

	6席	5席	4席
モーメントアーム(m)	12	13.01	14.92
水平尾翼面積(m ²)	32.78	30.24	26.37
垂直尾翼面積(m ²)	26.44	24.39	21.27
尾翼有害効力	0.0015	0.0013	0.0011
尾翼有害抗力変化量	0	-0.00012	-0.00031
トリムドラッグ変化(%)	0	-8.53	-14.1
尾翼部抗力%変化	0	-0.61	-1.3

座席配置横6席から
 5席で約**0.6%**
 4席で約**1.3%**
 の抗力低減(尾翼変化の影響)

胴体と尾翼の変化を合わせると、
 5席で約**1.3%**
 4席で約**2.5%**
 の抗力低減

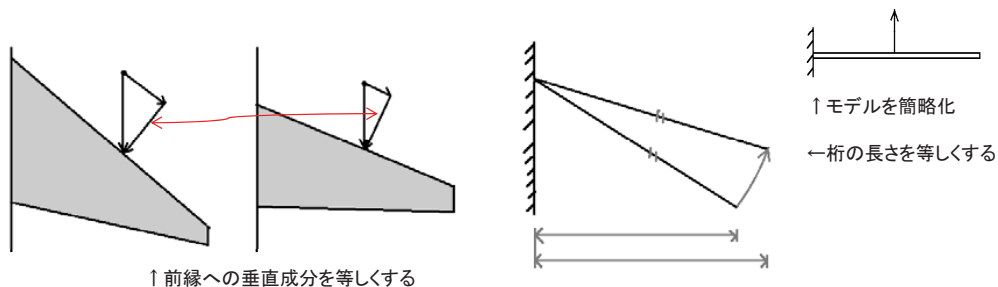
概念計算



巡航速度変更

巡航速度をB737-600のMach0.785から0.7に変更した場合の影響を推算する。
 B737-600を基準とし、翼面積、テーパー比、上反角は一定で変形する。

- 巡航速度の変化により主翼の後退角を変更できる。
 後退角を、主翼前縁への気流の垂直成分が等しくなるように決定。
- 後退角の変化により翼重量が低減。
 翼重量変化をEgbert TorenbeekのSynthesis of Subsonic Airplane Designにて紹介されている経験則から導かれた翼重量算出法により予測。
- 後退角の変化により構造的余裕ができ、翼幅の延長が可能になる。
 翼幅変化を簡略化したモデルで翼幅延長の可能性を予測。
 翼幅変化による揚抗比の改善を予測。





概念計算

巡航速度変化

主翼重量変化予測
(翼面積、テーパー比、翼幅一定)

	Mach0.785	Mach0.74	Mach0.7
後退角(deg)	25.0	17.3	5.5
主翼重量(kg)	8022	7685	7526
重量変化(kg)	0	-337	-496

B737-600の巡航速度Mach0.785からMach0.74で約300kg、Mach0.7で約**500kg**の主翼重量削減。

翼幅、抗力変化予測
(翼面積、テーパー比一定)

	Mach0.785	Mach0.74	Mach0.7
後退角(deg)	25.0	17.3	5.5
翼幅(m)	34.3	36.1	37.7
アスペクト比	9.5	10.5	11.4
抗力変化(%)	0	-4.4	-8.3

構造要求に合わせて翼幅を延長した場合、B737-600の巡航速度Mach0.785からMach0.74で約4.4%、Mach0.7で約**8.3%**の抗力低減。

2011/12/26

▶ 17

概念計算



巡航速度変化

巡航速度を変更した場合、

- ・燃料費
- ・運行乗務員費
- ・客室乗務員費
- ・整備費

なども変化する。

JAXA中島徳顕氏の論文を参考に予測。

燃料費が2020年で\$3/USガロンであるとすると、Mach0.785から0.7への変更で、運行面でのデメリットが2.8%。

結果、
空力性能8.3%－運航2.8%＝**5.4%**の経済性。

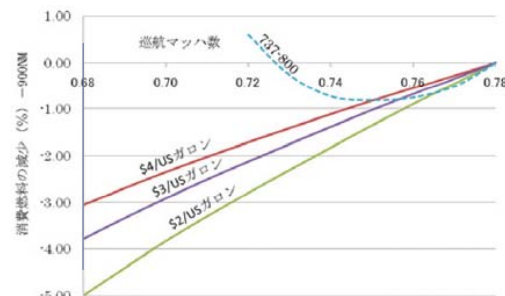


図7. 巡航マッハ数と消費燃料の減少との関係
中島徳顕、「航空機の環境配慮技術に関する運行面での一考察」、JAXA、2011



2011/12/26

▶ 18



概念計算

概念計算まとめ

エンジンを従来バイパス比(5.5)の双発から超高バイパス比(17)の4発、
座席配置を横6席から4席、
巡航速度をMach0.785から0.7に変更した場合、

エンジン部抗力増加 + 胴体部抗力低減 + 尾翼抗力低減 + 主翼抗力低減
8.9% + -1.2% + -1.3% + -8.3%

計**1.9%の抗力低減**。

エンジン変更による効力増加を打ち消し、更に空力性能を改善。

エンジンの高バイパス比化による燃費改善が20~30%、
巡航速度変更による運行コスト増加の影響が2.3%とすると、
エンジン+空力で**19.6~29.6%の燃費改善**が見込める。(目標は30%)

4発機では1エンジン故障時のための余剰推力が双発に比べて小さくてよい。
この影響も考慮した場合、更なる燃費改善が見込める。

→検討の価値ありと判断、CFDを用いた最適化へ

2011/12/26

▶ 19

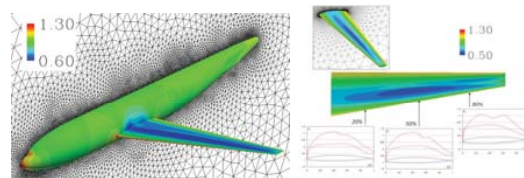
今後の研究計画



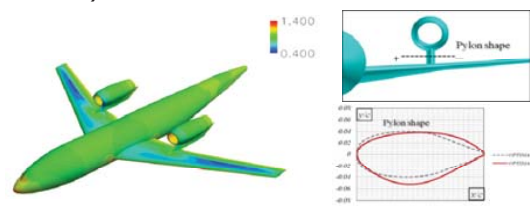
概念計算の結果から効果の期待ができる座席配置と巡航速度変化に対し、
CFDを用いた最適化を適応することでさらなる揚抗比改善を目指す。

Masaya Sunago, Daisuke Sasaki, Keizo Takenaka, Kazuhiro Nakahashi,
"Multipoint Optimization of a Short-Range Quiet Passenger Aircraft", Journal of
Aircraft, 46(3), 2009.

(巡航速度に合わせた主翼形状の最適化ソルバー)



Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, "Aerodynamic Optimization of an Over-the-Wing-Nacelle-Mount Configuration", Modelling and Simulation in Engineering, 2011.
(エンジン位置、ナセル・パイロン形状の最適化ソルバー)



2011/12/26

▶ 20



ご静聴ありがとうございました。



This work has been supported in part by the FY2011 "Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) Aviation Program Group Research Announcement".