

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

燃料消費削減を目指した将来旅客機概念設計

野村 聡幸

2013年12月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

燃料消費削減を目指した将来旅客機の概念設計*

野村聡幸^{*1}

Conceptual Design of Future Passenger Aircraft Aimed at Reducing Fuel Consumption *

Toshiyuki NOMURA^{*1}

Abstract

The conceptual design of a 120-seat class future passenger aircraft named TRA2022, which is assumed to enter service in early 2020s, is conducted using the commercial software RDS-Pro. One of the goals of TRA2022 is to reduce fuel consumption by more than 30% compared to existing aircraft. Three types of TRA2022 that differ in wing and cruise Mach number are designed, and all of them attain the above goal. Furthermore, concerning one type of TRA2022, it is found that more than a half of the reduction of fuel consumption is due to cruise SFC.

Key Words: Aircraft Conceptual Design, Fuel Consumption

概要

2020年代前半のEISを想定した120席級の将来旅客機TRA2022の概念設計を市販ソフトRDS-Proを使って行った。TRA2022は現行機からの燃料消費30%以上削減を目標値としている。主翼及び巡航マッハ数の異なる3機種のTRA2022が設計され、全機種が上記目標値を達成した。また、TRA2022の1機種に関して、燃料消費削減量の半分以上が巡航SFCによるものであることが分かった。

記号

A	アスペクト比	C_L	揚力係数
B	主翼スパン長	D	抵抗または胴体構造高
C	燃料消費率	FF	形状係数
c	翼弦長	K	誘導抵抗係数
C_D	抵抗係数	K_{door}	胴体の片側に貨物扉がある場合は $K_{door} = 1.06$
C_{D0}	有害抵抗係数	K_{Lg}	主脚が主翼にマウントされている場合は $K_{Lg} = 1.0$
$C_{DL\&P}$	空気漏れ及び突起物抵抗係数	K_{ws}	$K_{ws} = 0.75 \left\{ (1 + 2\lambda) / (1 + \lambda) \right\} (B \tan \Lambda_{c/4} / L)$
C_{Dmisc}	雑抵抗係数	L	揚力または胴体構造長
C_f	摩擦抵抗係数	M	マッハ数

* 平成25年9月25日受付 (Received 25 September, 2013)

*1 航空本部 機体システム研究グループ
(Aircraft Systems Research Group, Institute of Aeronautical Technology)

N_z	終極荷重倍数
Q	干渉係数
R	航続距離
S	主翼面積 (S_{ref} 及び S_w も同じ)
S_{csw}	主翼にマウントされた操縦翼面の面積
S_f	胴体濡れ面積
S_{wet}	濡れ面積
T	推力
t	翼厚
V	機体速度
W	機体重量
W_0	離陸重量
W_{crew}	乗員重量
W_{dg}	設計全備重量
W_e	自重 (または空虚重量)
W_f	燃料重量
W_{oil}	滑油重量
$W_{payload}$	ペイロード
$\Lambda_{c/4}$	25% 翼弦線の後退角
Λ_{LE}	前縁後退角
λ	テーパ比

1. はじめに

旅客輸送量の増加と環境負荷の低減を両立させ、さらに航空機産業の国際競争力を強化するため、将来旅客機に関する先進技術の研究開発が欧米で精力的に進められている。この研究開発の代表的なものに、NASA の Environmentally Responsible Aviation (ERA) プロジェクト¹⁻⁴⁾と、同じく NASA の Subsonic Fixed Wing (SFW) プロジェクト⁵⁻⁹⁾がある。ERA プロジェクトは 2025 年の Entry Into Service (EIS) を想定した将来旅客機 N+2 (現在より 2 世代先の機体) に搭載される技術の Technology Readiness Level (TRL)¹⁰⁾ を 2020 年に 4~6 に上げることを目標としている。一方、SFW プロジェクトは 2030~2035 年の EIS を想定した将来旅客機 N+3 (現在より 3 世代先の機体) に搭載される技術の TRL を 2025 年に 4~6 に上げることを目標としている。両プロジェクトでは、将来旅客機の機体概念と先進技術の組み合わせを考え、その組み合わせが騒音、NOx 排出、燃料消費に関する目標値を達成できるか評価した上で、有望と考えられる機体概念と先進技術を抽出し、それらに関する研究開発を集中的に推進している。特に注目すべき点として、ERA プロジェクトでは N+2 の 50% スケール以上のテストベッドを開発し、飛行試験で TRL 6 の技術実証を行うことが計画されている。

本研究においても上記プロジェクトに近いアプローチを採用し、2020 年代前半の EIS を想定した Tube and Wing の 120 席級旅客機 Technology Reference Aircraft 2022 (TRA2022) の燃料消費目標値の設定と概念設計を行った。TRA2022 を 120 席級としたのは、民間で現在開発中の 70~90 席級リージョナルジェット機の 1 クラス上で、今後の市場拡大が見込まれるクラスであり¹¹⁾、さらに海外メーカーの動向¹²⁾から将来的に我が国も市場参入の可能性があると考えたからである。本研究で行った燃料消費目標値の設定と概念設計が、平成 25 年度以降に開始予定の研究開発プロジェクトや技術評価へと展開していく流れを、NASA SFW プロジェクトと比較して図 1 に示す。TRA2022 と組み合わせる先進技術の抽出と研究開発は図 1 の各プロジェクトで実施される。

2. TRA2012 及び TRA2022 の概念設計

現行機を参考にしたリファレンス機 TRA2012A の概念設計を先ず行い、燃料消費目標値を設定した上で TRA2012A に対して高性能化 Fudge Factor の適用と設計パラメータの最適化を行って、TRA2022A 及び TRA2022B を設計した。さらに、TRA2022B に対して巡航マッハ数の変更と設計パラメータの最適化を行って TRA2022C を設計し、TRA2022C から高性能化 Fudge Factor を除いて TRA2012B を設計した。この設計変更の流れを図 2 に示す。また、各機体の概念設計の流れを図 3 に示す。なお、

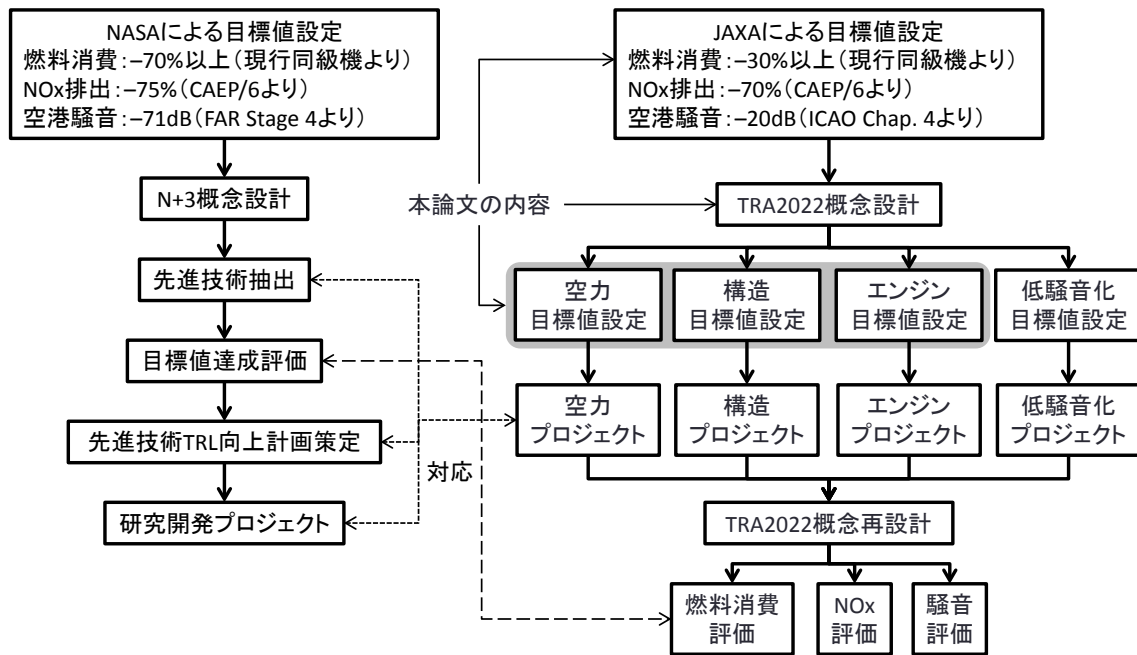


図1 NASA SFW プロジェクトと JAXA 研究開発プロジェクトの比較

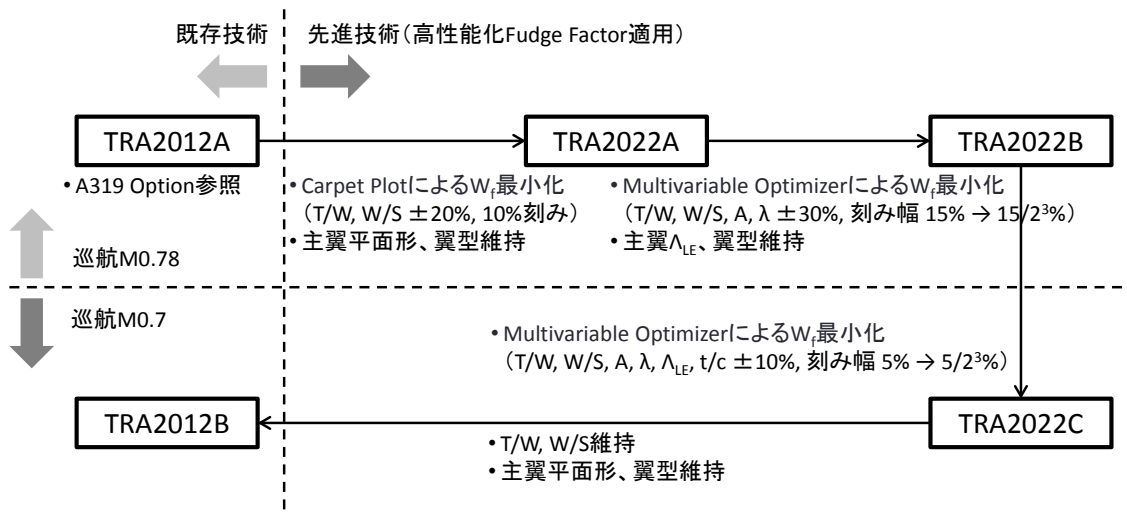


図2 TRA2012 及び TRA2022 の設計変更の流れ

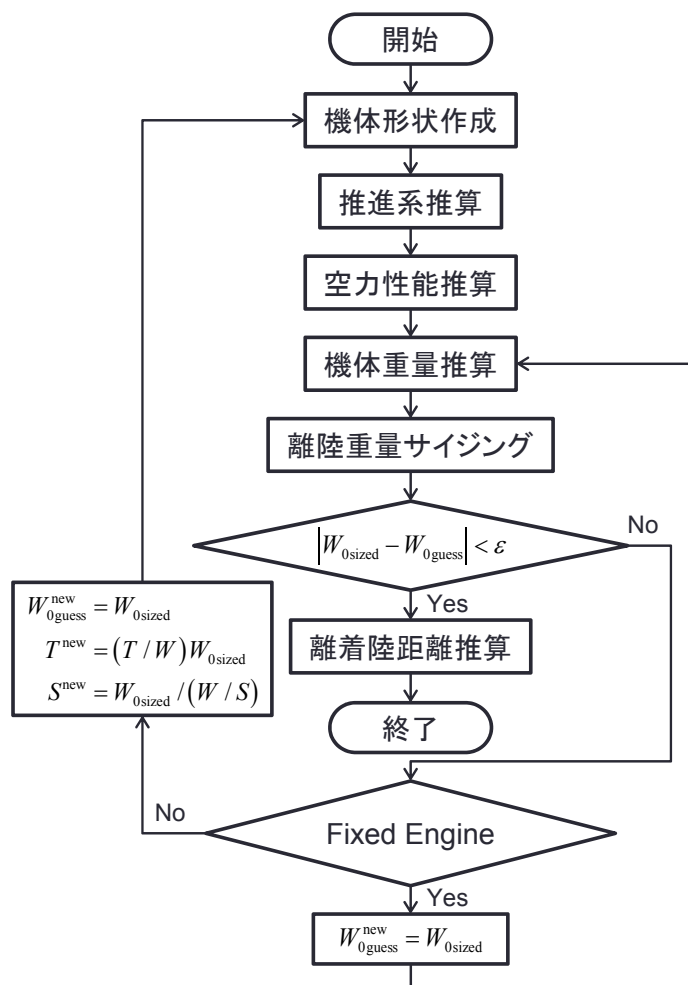


図3 概念設計の流れ

概念設計には Raymer のテキスト¹³⁾に基づく市販ソフト RDS-Pro Ver. 5.3c¹⁴⁾を使用した。

2.1 TRA2012A の設定

TRA2012A の仕様はターボファンエンジン IAE V2524-A5 を搭載した 120 席級旅客機エアバス A319 Option を参考に決めており、A319 Option の仕様は参考文献 15~17 から抽出した。また、この参考文献には記載されていないものの、RDS-Pro の入力値として必要な詳細データには、エアバス A321 を想定した RDS-Pro のサンプル機 DANBUS のデータを流用した。A319 Option は 150 席級旅客機エアバス A320 と主翼及び尾翼が共通で、A320 の胴体を短縮した機体である。そのため 120 席級としてはずんぐりした胴体となっている。そこで、TRA2012A では A320 の胴体を短縮するのではなく、A320 のエコノミー席 6 列を 1 列減らして 5 列とし、A320 の胴体を細くした。それによってビジネスクラスは A320 と同じ 12 席、エコノミークラスは 1 列 23 席とクラス境目 1 席が A320

より少ない 114 席、計 126 席の客室レイアウトとなった。なお、胴体径は客室レイアウトが TRA2012A とほぼ等しいボンバルディア CS300¹²⁾を参考にした。

2.2 機体形状の作成

RDS-Pro を構成するモジュールの一つに簡便な CAD ソフトである Design Layout Module があり、これを使って TRA2012A の機体形状を作成した。図 4 に Design Layout Module で描いた TRA2012A の三面図を示す。この形状データは後述の空力性能及び機体重量の推算に使用される。

2.3 推進系の推算

RDS-Pro の Propulsion Module はインストールによってエンジンの推力及び燃料消費率 Specific Fuel Consumption (SFC) が低下するのを推算するだけであるため、アンインストールの推力及び SFC のデータを別途作成する必要がある。参考文献 13 の付録にあるアンイン

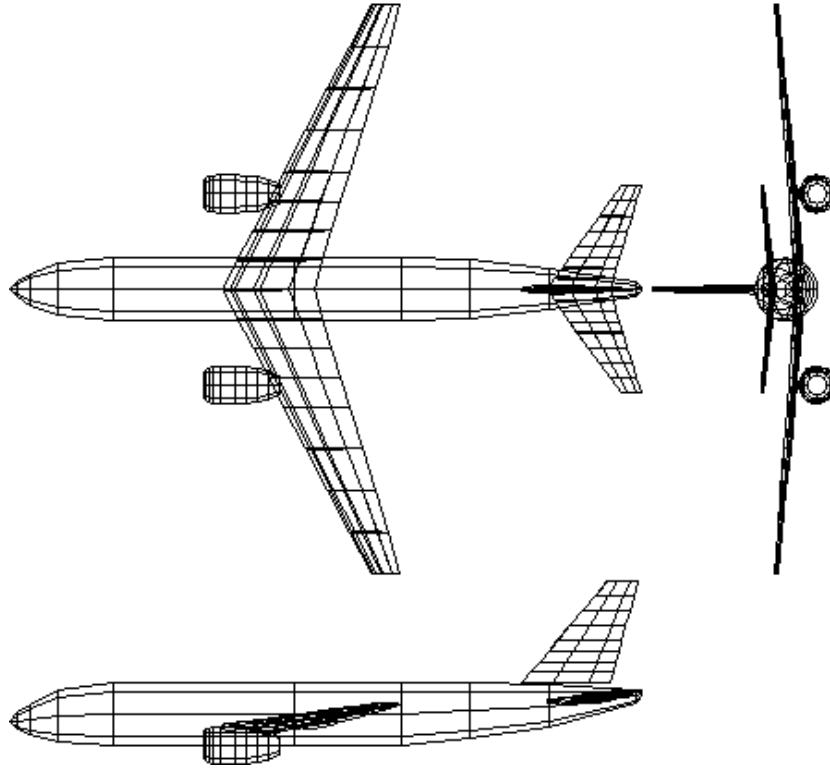


図4 TRA2012Aの三面図

ストールのターボファンエンジンのデータをスケーリングし、さらに Propulsion Module で推算したインストールの離陸推力及び巡航 SFC が V2524-A5 と同じになるように調整して、TRA2012A のエンジンデータを作成した。高度及び飛行速度を変えた場合のインストールの最大推力とその最大推力時の SFC を図 5 に示す。最大推力時以外の SFC は下記の経験式¹³⁾によって計算される。

$$C/C_{\max} = 0.1(T/T_{\max})^{-1} + 0.24(T/T_{\max})^{-0.8} + 0.66(T/T_{\max})^{0.8} + 0.1M \left\{ (T/T_{\max})^{-1} - (T/T_{\max}) \right\}$$

2.4 空力性能の推算

RDS-Pro の Aerodynamics Module では主翼のキャンバーを無視した下記の抵抗極曲線が経験的手法によって計算される。

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

ここで C_{D0} は機体の各要素の摩擦抵抗等を積算する Component Buildup Method¹³⁾ により次式で計算される。

$$C_{D0} = \frac{\sum (C_f FFQS_{\text{wet}})}{S_{\text{ref}}} + C_{D\text{misc}} + C_{D\text{L\&P}}$$

マッハ 0.6 以上では C_{D0} に造波抵抗も加算される。また、

K はマッハ数及び C_L により K が変化することを考慮した Leading-Edge-Suction Method¹³⁾ により計算される。図 6 に高度 30kft における TRA2012A の抵抗極曲線を示す。

2.5 機体重量の推算

RDS-Pro の Weights Module では TRA2012A の離陸重量推測値 $W_{0\text{guess}}$ と形状データに基づき、統計式を使って機体の各要素の重量を推算する。下記は代表的な要素の重量推算式¹³⁾である。

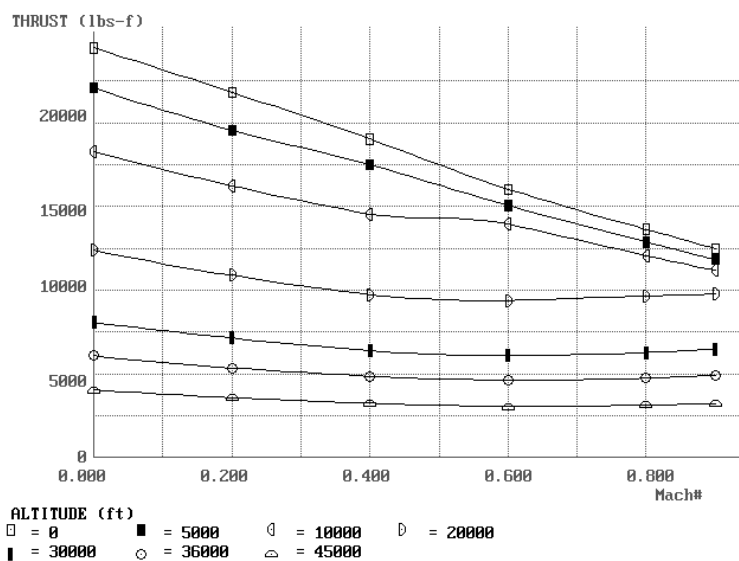
$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{dg}} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)_{\text{root}}^{-0.4} (1+\lambda)^{0.1} (\cos \Lambda_{c/4})^{-1.0} S_{\text{csw}}^{0.1}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{Lg}} (W_{\text{dg}} N_z)^{0.5} L^{0.25} S_f^{0.302} (1+K_{\text{ws}})^{0.04} (L/D)^{0.10}$$

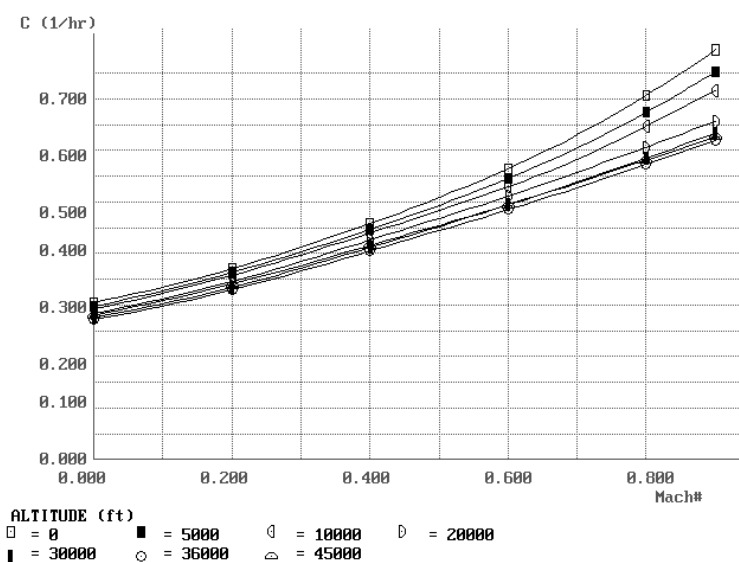
ここで $W_{\text{dg}} = W_{0\text{guess}}$ であり、初期 $W_{0\text{guess}}$ には A319 Option の離陸重量を与えた。なお、客席等の旅客機特有の装備品に関しては、参考文献 18 の統計式で重量を推算した。

2.6 離陸重量のサイジング

参考文献 15 に記載されている A319 Option の Payload-Range Chart (航続距離 3,600nm, Alternate 200nm) を参考にして、図 7 のミッション・プロファイルを設定した。Alternate を巡航に加えてミッション・プロファイルを単純化し、降下の Range Credit を 100nm とした。上昇の



(a) 最大推力



(b) 最大推力時の SFC

図 5 TRA2012A のエンジンデータ

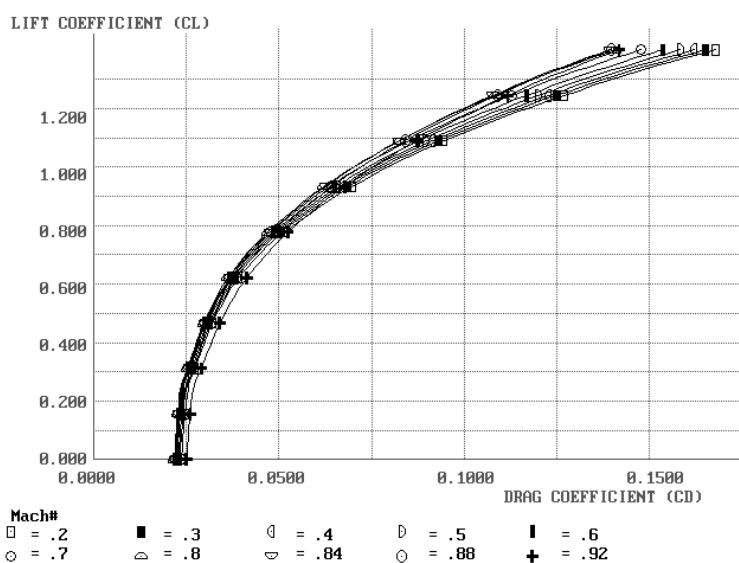


図 6 高度 30kft における TRA2012A の抵抗極曲線

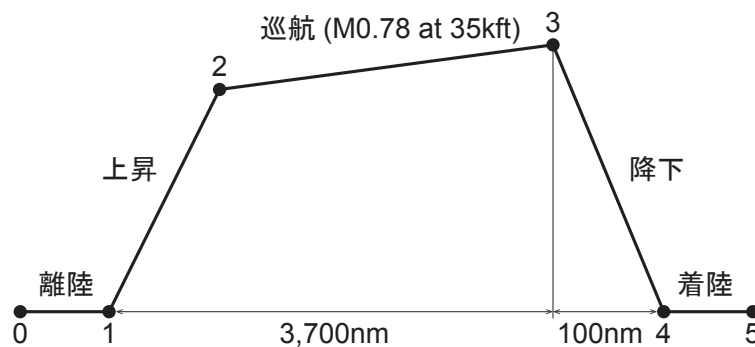


図7 ミッション・プロファイル

Range Credit は RDS-Pro により計算される。また、燃料重量にはリザーブと残渣を考慮して 6% の余裕を見込む。

RDS-Pro の Sizing & Mission Analysis Module で次式の離陸重量のサイジングを行う。

$$W_{0\text{ sized}} = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}} + W_{\text{oil}}}{1 - (W_f / W_{0\text{ guess}}) - (W_e / W_{0\text{ guess}})}$$

サイジングにより得られた離陸重量 $W_{0\text{ sized}}$ が $W_{0\text{ guess}}$ と比較して充分小さい誤差内に収まっていれば収束とし、収まっていなければ図3の Fixed Engine（離陸推力固定）の場合の手順に沿って、 $W_{0\text{ sized}}$ を次のイタレーションの $W_{0\text{ guess}}$ として、機体重量の推算と離陸重量のサイジングを繰り返す。

2.7 離着陸距離の推算

離陸重量が収束した後、TRA2012A の離着陸距離が A319 Option とほぼ同じになるように入力値を調整して、RDS-Pro の Performance Analysis Module で離陸距離については Balanced Field Length (BFL) を、着陸距離については FAR Part 25 Landing Distance を計算した。着陸距離はほぼ合わせ込めたが、120 席級としては極めて長い A319 Option の離陸距離には合わせ込めなかった。

以上が TRA2012A 概念設計の全概要である。A319 Option と TRA2012A の運用自重、離陸重量、離陸距離、着陸距離を表1にまとめる。

表1 機体重量及び離着陸距離の比較

	A319 Option	TRA2012A
運用自重	89,950 lb	90,768 lb ^{*1}
離陸重量	166,450 lb	163,550 lb
離陸距離	8,661 ft	6,714 ft ^{*2}
着陸距離	4,692 ft	4,465 ft ^{*3}

^{*1} 自重に乗員重量 1,000lb を加算

^{*2} Balanced Field Length

^{*3} FAR Part 25 Landing Distance

2.8 目標値の設定

ボーイング 737 後継機を想定した NASA N+1 の燃料消費目標値（737-800 から燃料消費 33% 削減）¹⁾と同様に、TRA2022 の燃料消費目標値を TRA2012A から燃料消費 30% 以上削減と設定し、この目標値達成のために推進系、空力性能、機体重量に下記の高性能化が必要と考えた。JAXA で推進されているクリーンエンジン技術研究開発¹⁹⁾の目標値の一つが現行エンジンからの SFC15% 削減である。TRA2022 も同様に V2524-A5 からの SFC15% 削減を目標とする。TRA2022 の空力性能については参考文献 20 を参考に表2の層流域達成を目標とし、さらに乱流摩擦抵抗低減のためにリブレットの貼り付けも行う。TRA2022 は Natural Laminar Flow を想定しているの、Hybrid Laminar Flow Control を想定した N+1 よりも小さい層流域を考えている。ボーイング 787 は機体構造に CFRP を使用することで同級の 767 より構造重量を 20% 削減している²¹⁾と推測される。TRA2022 も同様に TRA2012A からの構造重量 20% 削減を目標とする。

上記の高性能化目標を RDS-Pro による TRA2022 の概念設計に反映させるため、SFC Fudge 0.85、表2に基づいて摩擦抵抗係数の面積加重平均から求めた Drag Fudge、脚以外の構造重量推算式に対する Weight Fudge 0.8 を設定した。また、TRA2022 の離着陸距離がボンバルディア CS300（BFL 6,200ft、着陸滑走路長 4,750ft）^{12,16)}以下となることを拘束条件として下記の最適化を行っている。

2.9 Carpet Plot による最適化

上記の高性能化 Fudge Factor を TRA2012A に適用し、TRA2012A の機体形状及び離陸推力を変えずに、図3の

表2 各流れ場の濡れ面積に占める割合

	主翼・尾翼	胴体	ナセル
層流	20%	2%	50%
リブレット貼付	50%	50%	—
乱流	30%	48%	50%

Fixed Engine の場合の手順で概念設計を行った。この概念設計で得られた機体に対し、図 8 に示すように RDS-Pro の Carpet Plot Module で推力重量比 T/W (曲線の縦軸) 及び翼面荷重 W/S (曲線の横軸) を刻み幅 10% で $\pm 20\%$ ほど振って、燃料重量 (直線の縦軸) が最小となる T/W 及び W/S と燃料重量最小時の $W_{0\text{ sized}}$ を得た。 T/W 及び W/S を固定した上で、 T/W に $W_{0\text{ sized}}$ を掛けて離陸推力を変更し (Rubber Engine), また $W_{0\text{ sized}}$ を W/S で割って主翼面積を変更して、図 3 の Fixed Engine でない場合の手順で概念設計を行った機体が TRA2022A である。

2.10 Multivariable Optimizer による最適化

RDS-Pro には上記の Carpet Plot Module に加え、最大 8 種類の設計パラメータを同時に振って最適化を行う Multivariable Optimizer Module がある。簡単のため、このモジュールが 2 種類の設計パラメータ A 及び B に対して

行う最適化の手順を図 9 に示す。最適化開始点 (点 1) を中心として、設計パラメータ A に対しては振り幅 a 、刻み幅 $a/2^2$ で、設計パラメータ B に対しては振り幅 b 、刻み幅 $b/2^2$ で最適解を探索する。次に、得られた最適解 (点 2) を中心として、設計パラメータ A に対しては振り幅 $a/2$ 、刻み幅 $a/2^3$ で、設計パラメータ B に対しては振り幅 $b/2$ 、刻み幅 $b/2^3$ で最適解を探索する。同様にして探索範囲を狭めていき、設計パラメータ A に対しては振り幅 $a/2^3$ 、刻み幅 $a/2^5$ 、設計パラメータ B に対しては振り幅 $b/2^3$ 、刻み幅 $b/2^5$ で最適解を探索して、最適化を終了する。

巡航マッハ数及び抵抗発散マッハ数を TRA2022A から変えないことを考え、主翼後退角と翼型を維持する。参考文献 13 で抵抗発散マッハ数は主翼 $\Lambda_{c/4}$ の関数で与えられており、本来はこの主翼 $\Lambda_{c/4}$ を固定すべきであるが、Multivariable Optimizer Module で固定または振ることのできるのは主翼 Λ_{LE} のみである。そのため、TRA2022A に

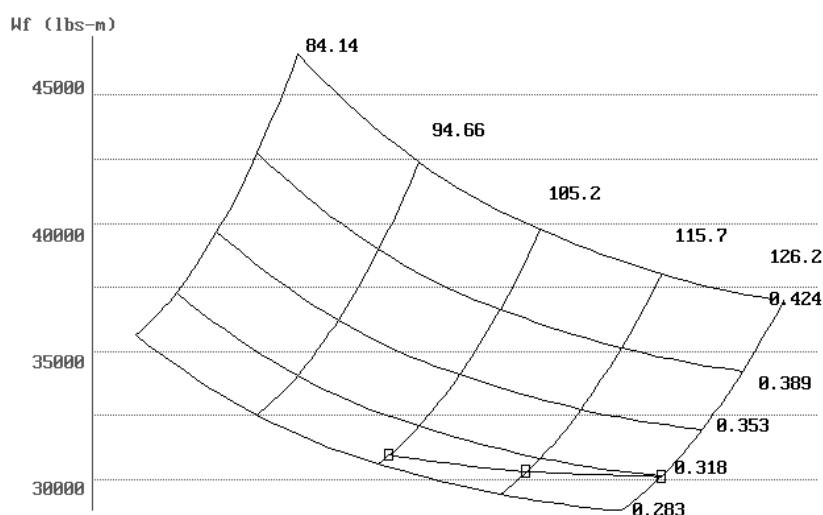


図 8 推力重量比と翼面荷重の Carpet Plot

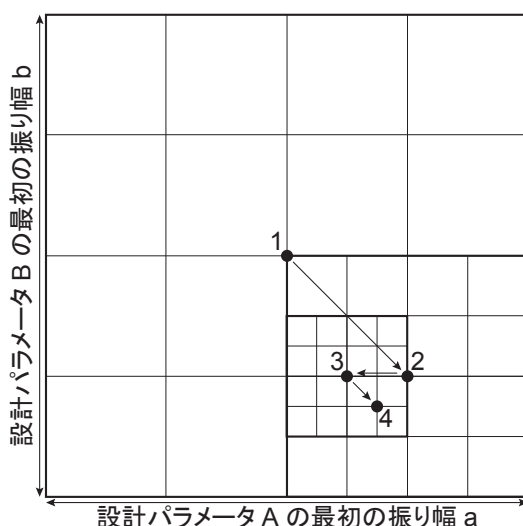


図 9 Multivariable Optimizer による最適化

対して主翼 Λ_{LE} と翼型を維持して, Multivariable Optimizer Module で T/W , W/S , A , λ を $\pm 30\%$ ほど振って, 燃料重量が最小となる T/W , W/S , A , λ と燃料重量最小時の W_{0sized} を得た. その A 及び λ から主翼平面形を変更し, T/W 及び W/S を固定して, 図 3 の Fixed Engine でない場合の手順で概念設計を行った機体が TRA2022B である.

2.11 巡航マッハ数の変更

TRA2022B に対し, ボーイングによる $N+3^5$ を参考にして巡航マッハ数を 0.78 から 0.7 に変更し, さらに Multivariable Optimizer Module で T/W , W/S , A , λ , Λ_{LE} , 翼厚比 t/c を $\pm 10\%$ ほど振って, 燃料重量が最小となる T/W , W/S , A , λ , Λ_{LE} , t/c と燃料重量最小時の W_{0sized} を得た. 主翼平面形と t/c を変更し, T/W 及び W/S を固定して, 図 3 の Fixed Engine でない場合の手順で概念設計を行った機体が TRA2022C である. なお, SFC Fudge, Weight Fudge, 表 2 の層流域等の設定は TRA2022A, TRA2022B, TRA2022C で共通である.

TRA2022C から高性能化 Fudge Factor を除き, T/W 及び W/S を TRA2022C と同じ値に固定して, 図 3 の Fixed Engine でない場合の手順で概念設計を行った機体が TRA2012B である. TRA2012A と TRA2012B を比較することで, 高性能化を仮定しなくても, 低い巡航マッハ数とそれに適した機体形状によってどの程度燃料重量を削減できるかが分かる.

3. TRA2012 及び TRA2022 の諸元

TRA2012 及び TRA2022 の全機に関して, 先ず三面図と主要諸元を示す. 次に機体重量と性能を示し, 高性能化 Fudge Factor の妥当性及び巡航マッハ数変更の得失について議論する. さらに, 簡便な手法で TRA2012A から TRA2022B への燃料重量削減に対する各高性能化の寄与を概算する.

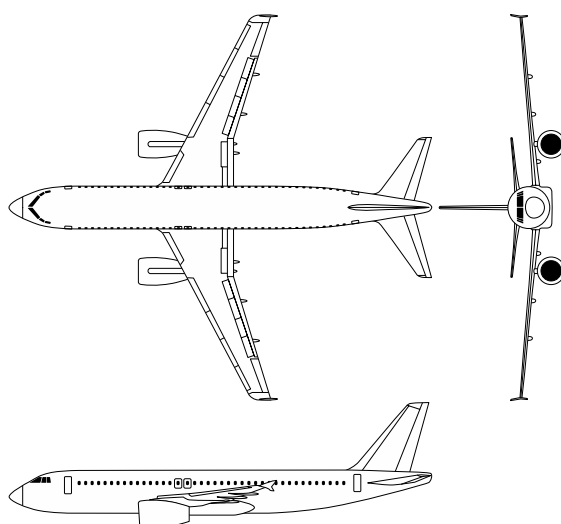
3.1 三面図及び主要諸元

全機の三面図と主要諸元を図 10 から図 14 に示す. 胴体, 主翼及び尾翼の空力中心, 尾翼容積係数は全機で共通である. 一方, 離陸推力は全機で異なるが, TRA2022 に搭載される将来エンジンの大きさについて十分な検討ができていないため, ナセルの大きさを TRA2012A から変えていない.

水平尾翼及び垂直尾翼に関して, 面積が機体毎に異なるが, 平面形と翼型は共通とした. ボーイングによる $N+3^5$ においても, 巡航マッハ数の低下に合わせて尾翼平面形を変えることはしていない.

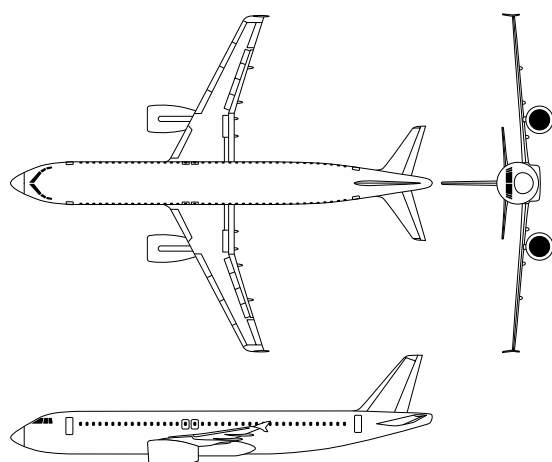
3.2 機体重量及び性能

全機の機体重量を表 3 に示す. 表中の % は TRA2012A の値に対してである. Misc W_e は客席等の旅客機特有の装備品の重量であり, W_e Allowance (自重のマージン) として自重の 10% を見込んでいる. 参考文献 15 より乗員及び乗客は手荷物込みで 1 人あたり 200lb とし, 乗員重量は運航乗務員 2 名と客室乗務員 3 名の重量, ペイロードは乗客 126 名の重量である. 滑油重量は DANBUS¹⁴⁾ の値を流用している. また, 全機の機体及びエンジン性能を表 4 に示す. 表中の % は TRA2012A の値に対してである. 巡航揚抗比 L/D と巡航 SFC は巡航中間点での値である.



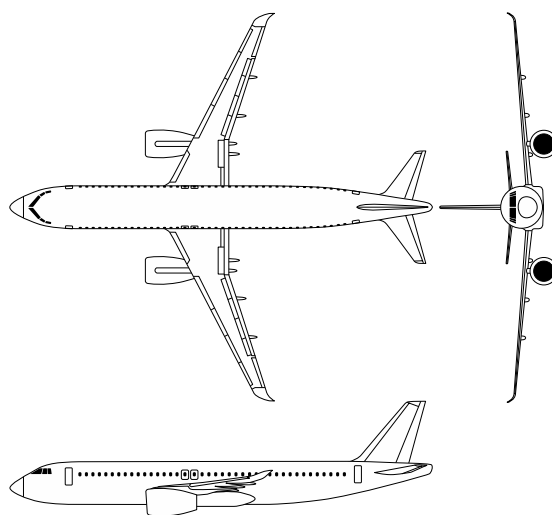
巡航速度	M0.78
航続距離	3,600 nm
席数	126
主翼スパン長	111.9 ft
主翼面積	1317.5 ft ²
主翼アスペクト比	9.5
胴体長	123.3 ft
胴体径	12.2 ft
離陸推力	24,480 × 2 lb
離陸重量	163,550 lb

図 10 TRA2012A の三面図及び主要諸元



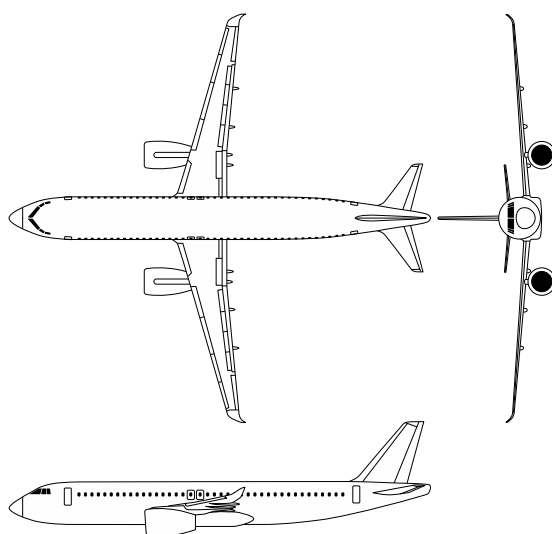
巡航速度	M0.78
航続距離	3,600 nm
席数	126
主翼スパン長	98.1 ft
主翼面積	1014.0 ft ²
主翼アスペクト比	9.5
胴体長	123.3 ft
胴体径	12.2 ft
離陸推力	20,348 × 2 lb
離陸重量	127,980 lb

図 11 TRA2022A の三面図及び主要諸元



巡航速度	M0.78
航続距離	3,600 nm
席数	126
主翼スパン長	111.9 ft
主翼面積	1013.6 ft ²
主翼アスペクト比	12.4
胴体長	123.3 ft
胴体径	12.2 ft
離陸推力	18,461 × 2 lb
離陸重量	125,540 lb

図 12 TRA2022B の三面図及び主要諸元



巡航速度	M0.7
航続距離	3,600 nm
席数	126
主翼スパン長	116.6 ft
主翼面積	1000.1 ft ²
主翼アスペクト比	13.6
胴体長	123.3 ft
胴体径	12.2 ft
離陸推力	16,967 × 2 lb
離陸重量	120,677 lb

図 13 TRA2022C の三面図及び主要諸元

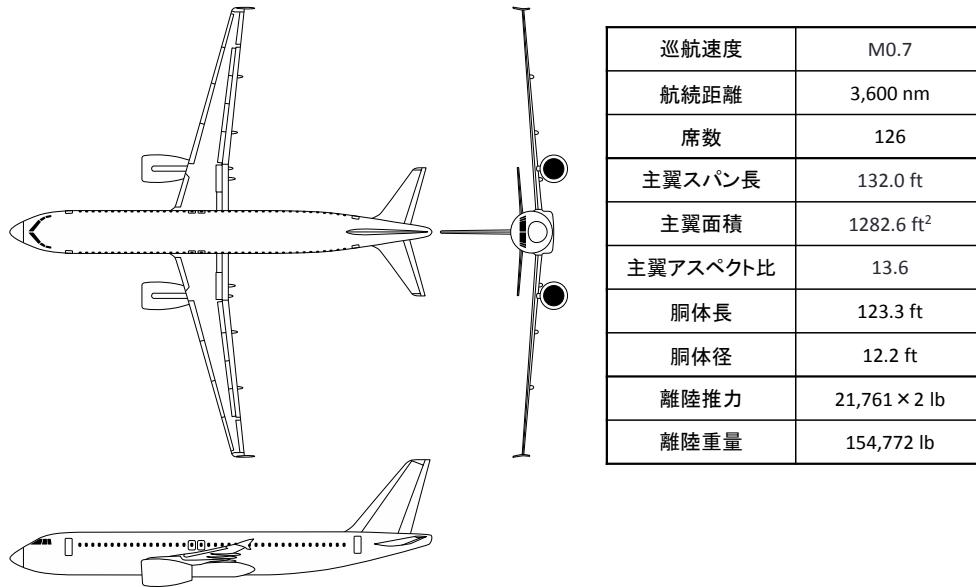


図 14 TRA2012B の三面図及び主要諸元

表 3 TRA2012 及び TRA2022 の機体重量

	TRA2012A	TRA2022A	TRA2022B	TRA2022C	TRA2012B
構造重量	47,582 lb	31,862 lb (−33%)	32,642 lb (−31%)	30,993 lb (−35%)	46,652 lb (−2%)
推進系重量	11,497 lb	9,380 lb	8,509 lb	7,818 lb	10,201 lb
装備品重量	12,333 lb	11,888 lb	11,943 lb	11,935 lb	12,367 lb
Misc We	10,196 lb	10,196 lb	10,196 lb	10,196 lb	10,196 lb
We Allowance	8,161 lb	6,333 lb	6,329 lb	6,094 lb	7,942 lb
自重	89,768 lb	69,658 lb (−22%)	69,619 lb (−22%)	67,036 lb (−25%)	87,358 lb (−3%)
乗員重量	1,000 lb	1,000 lb	1,000 lb	1,000 lb	1,000 lb
ペイロード	25,200 lb	25,200 lb	25,200 lb	25,200 lb	25,200 lb
燃料重量	47,472 lb	32,012 lb (−33%)	29,611 lb (−38%)	27,332 lb (−42%)	41,105 lb (−13%)
滑油重量	110 lb	110 lb	110 lb	110 lb	110 lb
離陸重量	163,550 lb	127,980 lb (−22%)	125,540 lb (−23%)	120,677 lb (−26%)	154,772 lb (−5%)

表 4 TRA2012 及び TRA2022 の機体及びエンジン性能

	TRA2012A	TRA2022A	TRA2022B	TRA2022C	TRA2012B
巡航L/D	16.2	16.7 (+3%)	17.8 (+10%)	19.5 (+20%)	18.9 (+17%)
巡航SFC	0.563 h ^{−1}	0.479 h ^{−1} (−15%)	0.479 h ^{−1} (−15%)	0.448 h ^{−1} (−20%)	0.527 h ^{−1} (−6%)
離陸距離 ^{*1}	6,714 ft	6,149 ft	6,071 ft	6,055 ft	5,906 ft
着陸距離 ^{*2}	4,465 ft	4,630 ft	4,618 ft	4,567 ft	4,566 ft

*1 Balanced Field Length

*2 FAR Part 25 Landing Distance

TRA2022A は燃料重量を TRA2012A から 33% 削減でき、さらに主翼を高性能化した TRA2022B は TRA2012A から 38% 削減できている。両機とも燃料消費目標値である 30% 以上削減を満足しており、高性能化 Fudge Factor の設定が妥当であることが分かる。TRA2022A の巡航 L/D は TRA2012A から 3% しか向上していない。これは抵抗低減の一方で、軽い機体重量に合わせて揚力も減少しているからであり、巡航 L/D で空力性能向上を見る際には機体重量にも注意を払う必要がある。同様のことが TRA2012B と TRA2022C の巡航 L/D についても言える。

TRA2022C は燃料重量を TRA2012A から 42% 削減できているが、TRA2022B との差は小さい。これは、TRA2022C の巡航 L/D 及び巡航 SFC が TRA2022B よりも遥かに優れている一方で、巡航速度の低下による飛行時間の増加があるためである。飛行時間の増加は利便性の低下も招く。

TRA2022B と TRA2022C の両機に表 2 の層流域等を設定していることにも注意を払う必要がある。TRA2022C は主翼後退角が小さいため、乱流遷移の主因である横流れ不安定性をより制御しやすい。そこで、TRA2022C の主翼層流域を広めに設定していれば、TRA2022C の空力性能が向上し、一層の燃料重量削減につながったと考えられる。

TRA2012B は燃料重量を TRA2012A から 13% 削減でき、高性能化を仮定せずに低い巡航マッハ数とそれに適した機体形状とただけでも有意な結果が得られた。先進技術に依存せず、現行技術と運航によりかなりの燃料重量削減が可能ということを TRA2012B は示している。

3.3 燃料重量削減に対する高性能化の寄与

巡航 L/D 、巡航 SFC、自重のそれぞれが TRA2012A から TRA2022B への燃料重量削減にどの程度寄与しているかを Raymer の初期サイジングの方法¹³⁾を用いて概算する。同じ高性能化であっても、TRA2012A に付加した場合と TRA2022B から除いた場合とでは燃料重量に対する効果が異なるため、これら 2 つの場合の平均値を求める。

Raymer の初期サイジングの方法が使えるように TRA2012A 及び TRA2022B の RDS-Pro のデータから簡易モデルを作成した。それぞれのミッション・プロファイルと Weight Fraction, W_0 式を図 15 及び図 16 に示す。さらに、TRA2012A 及び TRA2022B の簡易モデルによる重量推算の結果を RDS-Pro のデータと合わせて表 5 に示す。TRA2012A 簡易モデルの自重及び離陸重量が RDS-Pro に比べてやや重いが、それ以外の重量は簡易モデルと RDS-Pro とでほぼ等しい。

TRA2012A 簡易モデルを高性能化した場合と、TRA2022B 簡易モデルに逆の操作をした場合の燃料重量に対する効果 ΔW_f を表 6 に示す。また、これらの効果から求めた高性能化別の燃料重量削減量とその合計値を表 7 に示す。表 5 より TRA2012A 簡易モデルから TRA2022B 簡易モデルへの燃料重量削減量は 18,408lb であり、これは表 7 の合計値 18,559lb とほぼ等しい。よって、表 7 の高性能化別の燃料重量削減量がほぼ正確に全体の内訳を表していると考えてよいだろう。表 7 より巡航 SFC による燃料重量削減量は全体の 1/2 強、巡航 L/D は全体の約 1/3、自重は全体の約 1/7 を占めており、燃料重量削減に対する巡航 SFC の効果が極めて大きいことが分かる。

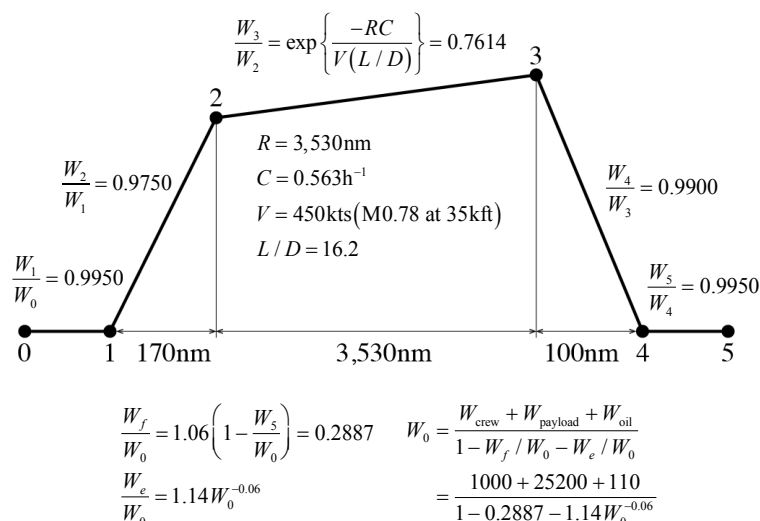


図 15 TRA2012A 簡易モデルのミッション・プロファイル

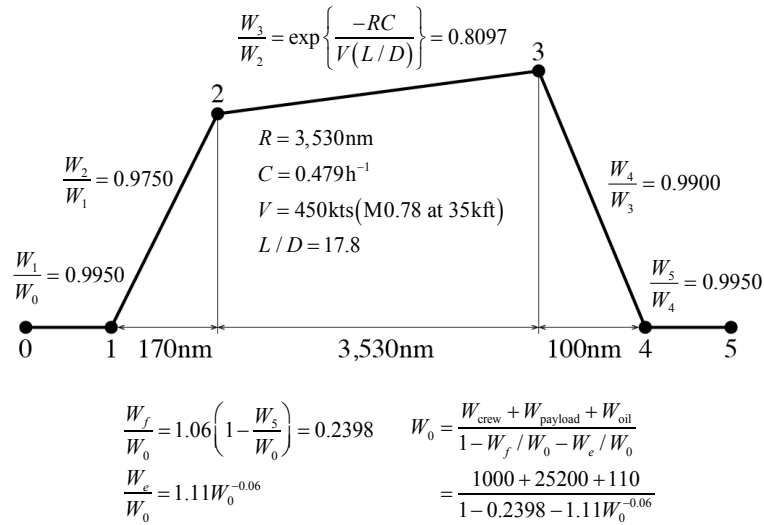


図 16 TRA2022B 簡易モデルのミッション・プロファイル

表 5 RDS-Pro と簡易モデルの機体重量比較

	TRA2012A	TRA2022B	簡易TRA2012A	簡易TRA2022B
自重	89,768 lb	69,619 lb	92,655 lb	68,403 lb
乗員重量	1,000 lb	1,000 lb	1,000 lb	1,000 lb
ペイロード	25,200 lb	25,200 lb	25,200 lb	25,200 lb
燃料重量	47,472 lb	29,611 lb	48,285 lb	29,877 lb
滑油重量	110 lb	110 lb	110 lb	110 lb
離陸重量	163,550 lb	125,540 lb	167,250 lb	124,590 lb

表 6 燃料重量に対する高性能化の効果

(a) 巡航 L/D

	簡易TRA2012A $L/D = 16.2 \rightarrow 17.8$	簡易TRA2022B $L/D = 17.8 \rightarrow 16.2$
ΔW_f	- 7,333 lb	+ 4,472 lb

(b) 巡航 SFC

	簡易TRA2012A $C = 0.563 \rightarrow 0.479$	簡易TRA2022B $C = 0.479 \rightarrow 0.563$
ΔW_f	- 11,592 lb	+ 8,339 lb

(c) 自重

	簡易TRA2012A $W_e/W_0 = 1.14W_0^{-0.06} \rightarrow 1.11W_0^{-0.06}$	簡易TRA2022B $W_e/W_0 = 1.11W_0^{-0.06} \rightarrow 1.14W_0^{-0.06}$
ΔW_f	- 3,464 lb	+ 1,918 lb

表 7 高性能化別の燃料重量削減量

	$ \Delta W_f $ 平均値
巡航 L/D	5,902.5 lb
巡航 SFC	9,965.5 lb
自重	2,691 lb
合計	18,559 lb

4. まとめ

市販ソフト RDS-Pro を使用して 120 席級旅客機 A319 Option を参考にしたりファレンス機 TRA2012A の概念設計を行い、この TRA2012A から燃料消費 30% 以上削減という目標値を 2020 年代前半の EIS を想定した将来旅客機 TRA2022 に設定した。TRA2012A に対して高性能化 Fudge Factor の適用と設計パラメータの最適化を行って、TRA2022A 及び TRA2022B を設計した。さらに、TRA2022B に対して巡航マッハ数の変更 ($M0.78 \rightarrow 0.7$) と設計パラメータの最適化を行って TRA2022C を設計し、TRA2022C から高性能化 Fudge Factor を除いて TRA2012B を設計した。

TRA2022 の 3 機種全てで 30% 以上の燃料重量削減を達成し、高性能化 Fudge Factor の設定が妥当であることが分かった。ただ、より小さい主翼後退角を考慮して TRA2022C の主翼層流域を広めに設定するのが適当であったかもしれない。また、TRA2012B は現行技術と運航によりかなりの燃料重量削減が可能ということを示している。

巡航 L/D 、巡航 SFC、自重のそれぞれが TRA2012A から TRA2022B への燃料重量削減にどの程度寄与しているかを Raymer の初期サイジングの方法を用いて概算した。その結果、巡航 SFC による燃料重量削減量は全体の 1/2 強、巡航 L/D は全体の約 1/3、自重は全体の約 1/7 を占めており、燃料重量削減に対する巡航 SFC の効果が極めて大きいことが分かった。

謝辞

TRA2012 及び TRA2022 の三面図の作成で、JAXA 情報・計算工学センターの藤野敦志氏に協力いただきました。厚く御礼申し上げます。

参考文献

- 1) Collier, F., “NASA Aeronautics Environmentally Responsible Aviation Project Real Solutions for Environmental Challenges Facing Aviation,” Key Speeches, Reports, and Presentations, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- 2) Bonet, J. T., “Boeing ERA N+2 Advanced Vehicle Concept Results,” Key Speeches, Reports, and Presentations, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- 3) Lockheed Martin ERA Team, “NASA Environmentally Responsible Aviation,” Key Speeches, Reports, and Presentations, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- 4) Drake, A., “NASA Environmentally Responsible

Aviation (ERA) N+2 Advanced Vehicle Study,” Key Speeches, Reports, and Presentations, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.

- 5) Bradley, M., Droney, C., Paisley, D., Roth, B., Gowda, S., and Kirby, M., “NASA N+3 Subsonic Ultra Green Aircraft Research SUGAR Final Review,” NASAホームページ, 2010.
- 6) GE/Cessna/Georgia Tech Team, “N+3 Small Commercial Efficient and Quiet Air Transportation for Year 2030-2035,” NASAホームページ, 2010.
- 7) MIT Team, “NASA N+3 MIT Team Final Review,” NASAホームページ, 2010.
- 8) Bruner, S., “N+3 Phase I Final Review,” NASAホームページ, 2010.
- 9) Del Rosario, R., Follen, G., Wahls, R., and Madavan, N., “Subsonic Fixed Wing Project Overview of Technical Challenges for Energy Efficient, Environmentally Compatible Subsonic Transport Aircraft,” Key Speeches, Reports, and Presentations, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
- 10) Banke, J., “Technology Readiness Levels Demystified,” NASAホームページ, 2010.
- 11) 日本航空機開発協会, “平成23年度民間輸送機に関する調査研究,” 2012.
- 12) Bombardier Commercial Aircraft, “CSERIES Brochure,” 2011.
- 13) Raymer, D. P., “Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition,” AIAA Education Series, 2006.
- 14) Conceptual Research Corp., “RDS-Professional Version 5.3 Manual,” 2011.
- 15) Airbus S. A. S., “All about the A320 Family Technical Appendices,” 2009.
- 16) Jane’s All the World’s Aircraftオンライン版.
- 17) Jane’s Aero-Enginesオンライン版.
- 18) Roskam, J., “Airplane Design Part V: Component Weight Estimation,” DAR Corp., 2003.
- 19) JAXA航空プログラムグループ, “クリーンエンジン技術の研究開発,” 第35回航空科学技術委員会, 2011.
- 20) Collier, F., “NASA’s Subsonic Fixed Wing Project,” NASA FAP 2nd Annual Technical Conference, 2008.
- 21) Boeing Commercial Airplanes, “Boeing 787 from the Ground Up,” Aero Magazine, 2006.

