

連携大学院講義

(スペースプレーン航空宇宙機システム設計)

Comparative Assessment & Parametric Analysis

舞田正孝 教授

推進システムパラメトリック評価

Ref. William J. D. Escher et al., A User's Prime for Comparative Assessments of All-Rocket and Rocket-Based Combined-Cycle Propulsion Systems for Advanced Earth-to-Orbit Space Transport Applications, AIAA 95-2474, 1995

Symbols

T : Thrust

D : Drag

m : mass

w : weight

Θ : flight path angle relative to local horizontal

g : gravity

Is : Net Specific Impulse

Ieff : Effective Impulse

t : time

Vi : Ideal Velocity

Vf : Flight Velocity

ニュートンの第2法則から運動方程式は、

$$T - D - \frac{mg}{g_0} \sin\Theta = \frac{m}{g_0} \frac{dV}{dt} \quad (1)$$

Specific Impulse の式の定義から、

$$dt = -\frac{Is}{T} dm$$

従って、

$$dV_f = -g_0 Is \frac{dm}{m} - \left[\frac{g_0 D}{m} + g \sin\Theta \right] dt$$

積分して、

$$\Delta V_f = -g_0 \int_{m_1}^{m_2} Is \frac{dm}{m} - \int_{t_1}^{t_2} \left[\frac{g_0 D}{m} + g \sin\Theta \right] dt \quad (2)$$

Is が一定であれば、

$$\Delta V_f = g_0 Is \ln \frac{m_1}{m_2} - \int_{t_1}^{t_2} \left[\frac{g_0 D}{m} + g \sin\Theta \right] dt$$

重力損失、抗力損失を無視すれば、ロケット方程式、速度増分は、

$$\Delta V_i = g_0 Is \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (3)$$

として表される。

又、Is が一定でなければ、

$$\int_{m_1}^{m_2} \frac{dm}{m} - \frac{1}{g_0} \int_{V_{i_1}}^{V_{i_2}} \frac{dV_i}{I_s} = \ln \frac{m_2}{m_1}$$

ここで第2項の積分は V_1 から V_2 までの $1/I_s$ 値の積分で在るから、仮に $1/I_s$ の V_1 から V_2 までの平均値を $1/I_s$ と仮定すれば

$$\int_{V_{i_1}}^{V_{i_2}} \frac{dV_i}{I_s} = \frac{1}{I_s} \Delta V_i$$

から、速度増分式は (3) 式に対応して、(4) 式で示される。

$$\Delta V_i = g_0 \frac{1}{I_s} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (4)$$

(1) 及び (2) 式から、

$$\frac{dm}{m} = - \frac{dV_f}{g_0 I_s \left[1 - \frac{D}{T} - \frac{mg}{Tg_0} \sin \Theta \right]} \quad (5)$$

(5) 式に於ける右項の分母を有効比推力 Effective Specific Impulse : I_{eff} で置き換えれば、(4) 式に対応して、

$$\Delta V_f = g_0 \frac{1}{I_{eff}} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (6)$$

(6) 式に於ける平均値 $1/[1/I_{eff}]$ を I^* と表し、Equivalent Effective Impulse と定義すれば、

$$\Delta V_f = g_0 I^* \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (7)$$

I^* を評価する方程式は、

$$g_0 \frac{dm}{m} = \frac{dV_i}{I_s} = \frac{dV_f}{I_{eff}} \quad I_{eff} = I_s \frac{dV_f}{dV_i}$$

の関係から近似的に (8) 式で表される。

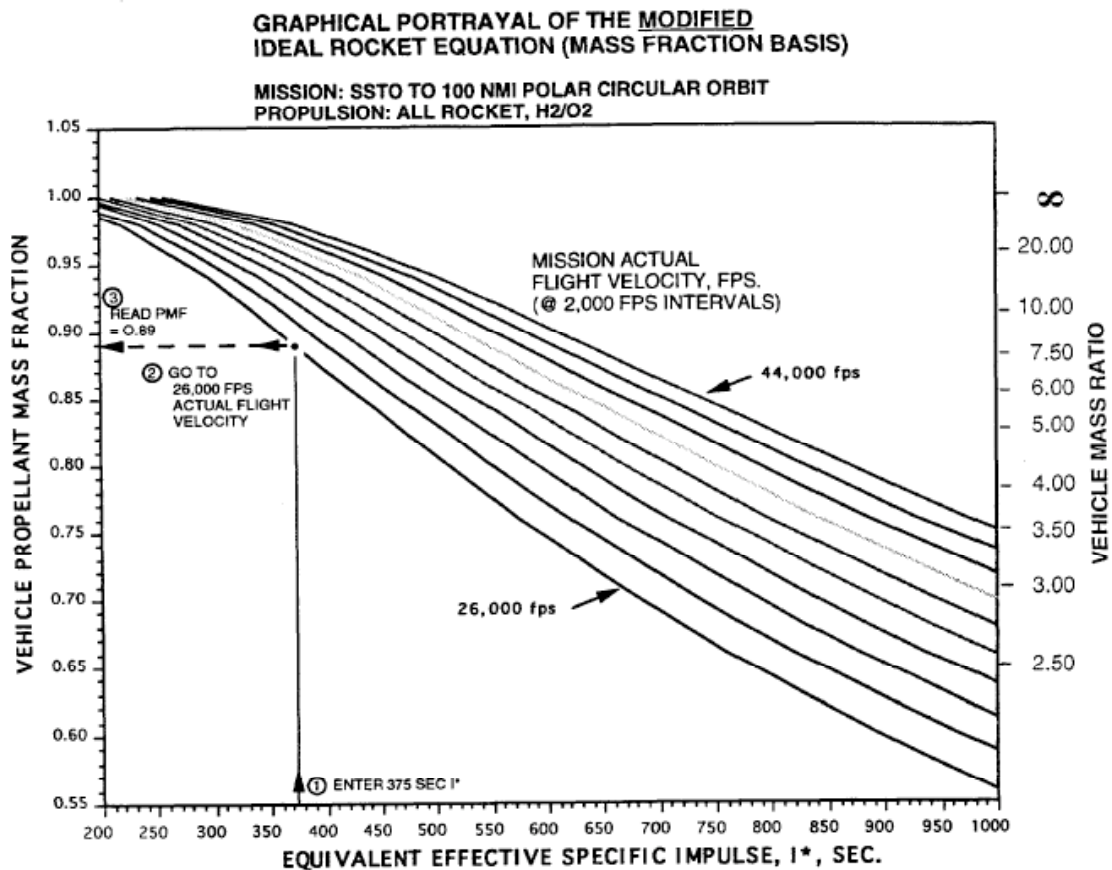
$$I^* = \frac{1}{\frac{1}{I_{eff}}} \cong \frac{V_f}{\int \frac{dV_f}{I_{eff}}}$$

ロケット方程式・速度増分を等価有効比推力 I^* : Equivalent Effective Specific Impulse で置き換え、対応させると

$$\Delta V_{flight} = g_0 I^* \ln \frac{M_0}{M_1}$$

$$I^* = \frac{\Delta V_f}{\int \frac{dv}{I_{eff}}} \quad I_{eff} = I_{sp} \left[1 - \frac{W \sin \Theta}{T} - \frac{D}{T} \right]$$

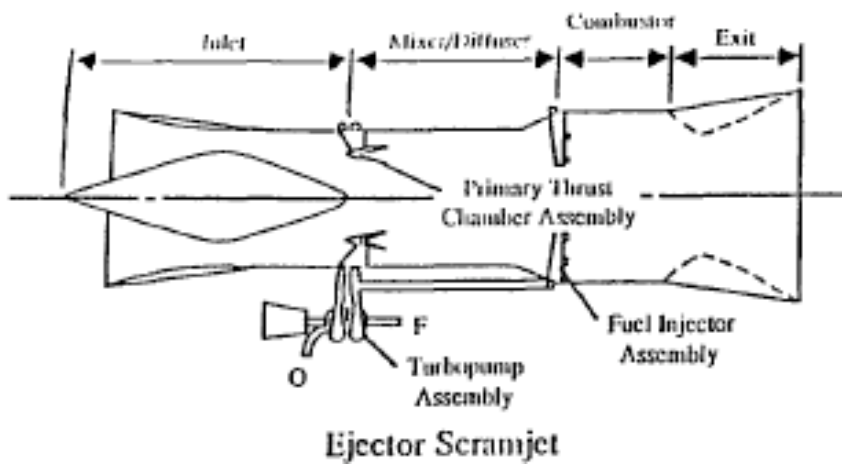
の関係式が成り立つ。これらを基に候補となる推進システムのシステム加速能力等の評価、夫々の相対比較等を迅速に図形認識に因り把握することが可能なデータベースとして纏めたものを参照する。(William J.D. Escher 他)



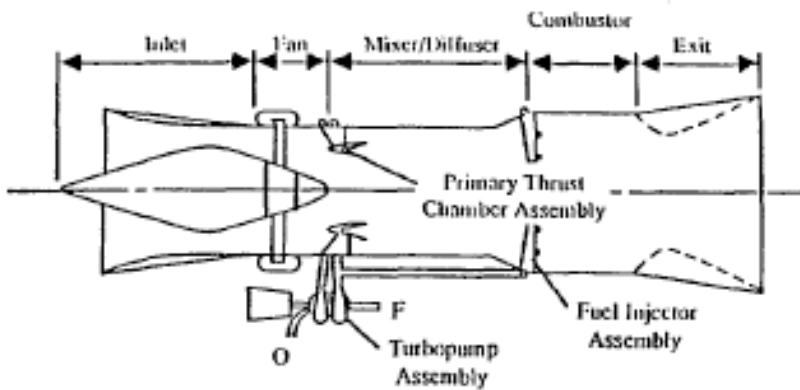
I^* は等価有効比推力で、システムレベルの飛行軌道全体の推進剤消費に懸かるパラメーターで、有効比推力をミッション軌道上での速度領域間の積分平均値として表す。(比推力 I_{sp} はエンジン推力/推進剤質量流量、 I_{eff} は重力、抗力損失を含めたシステムの実質的な比推力値。又、因みに Specific Thrust はエンジン推力を流入空気重量流量で除した値で定義される。)

RBCC として代表的な下記の形態を SSTO 低軌道へのシステムとして比較する。

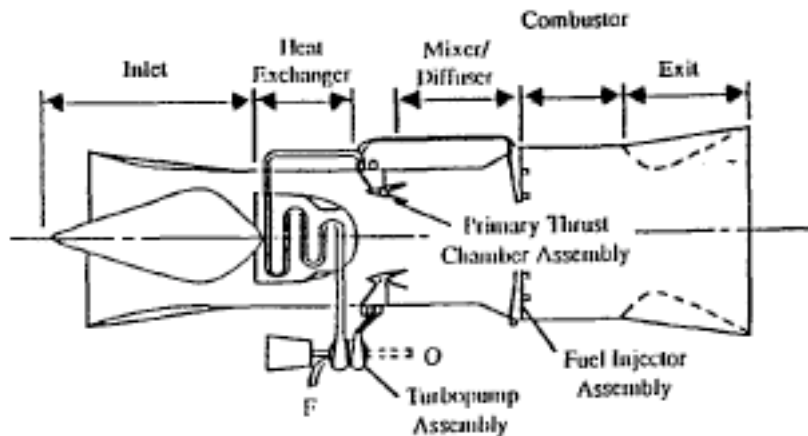
Ejector Scramjet : ESJ は最も単純なサイクルで低圧ファンはない。従って、亜音速域での I_{sp} は相対的に低い。着陸フェーズは基本的に unpowered で行う事を前提にしている。



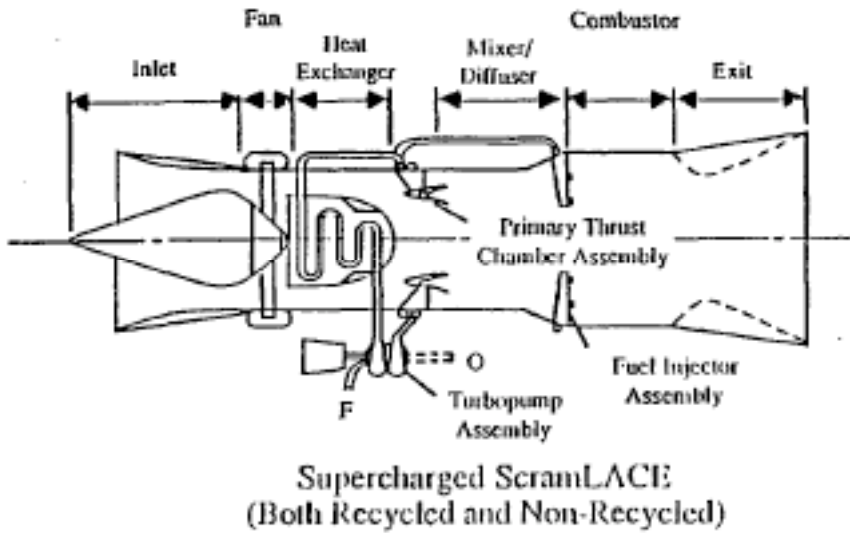
ESJ に Supercharger のファンを追加したサイクル SESJ が下記の RBCC 形態。構造はその分複雑になり、重量の増加を伴うが低速域での加速能力は上がる。



ESJ に燃料水素で空気液化ユニットを組み込んだのが SL : Srcam/LACE で在る。

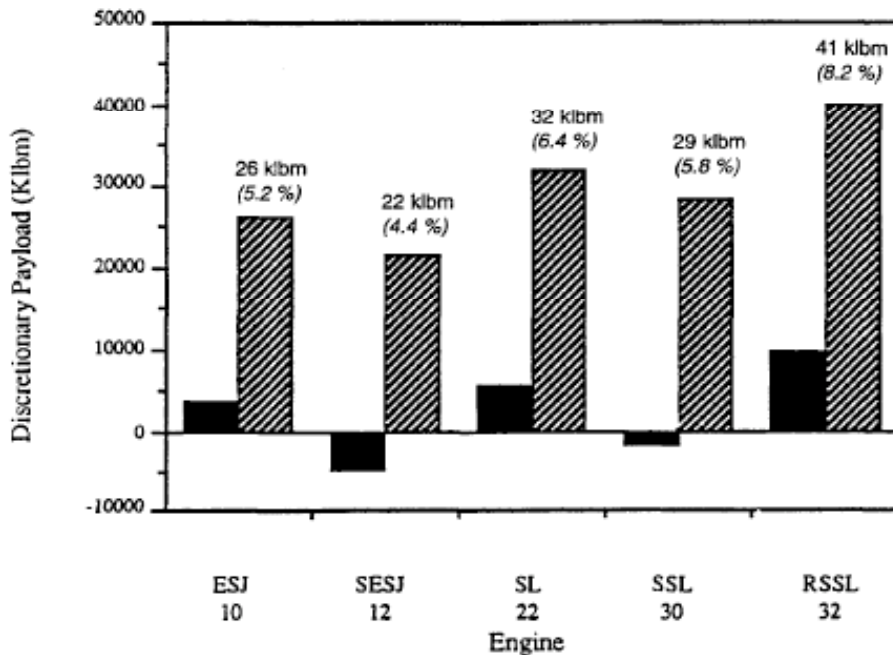


エジェクターモードの I_{sp} は 3 倍程度に上げるが、当然構造重量等の問題は持ち込む。SL に Supercharger ファンを組み込んだサイクルが SSL : Supercharged Scram/LACE で、構造重量、技術リスクは伴うが最も性能向上を図るサイクルで在る。



Recycled と在るのは、スラッシュ水素を用いてより密度を高め（～15%程度）且つ冷熱源としての能力（NBP 値より-7K）から性能を上げたサイクル：RSSL。但し、最も構造は複雑且つ重い。

**500K lbm Vehicle, 25% Strakes,
VTOHL, 1985 & 1995 TAD**

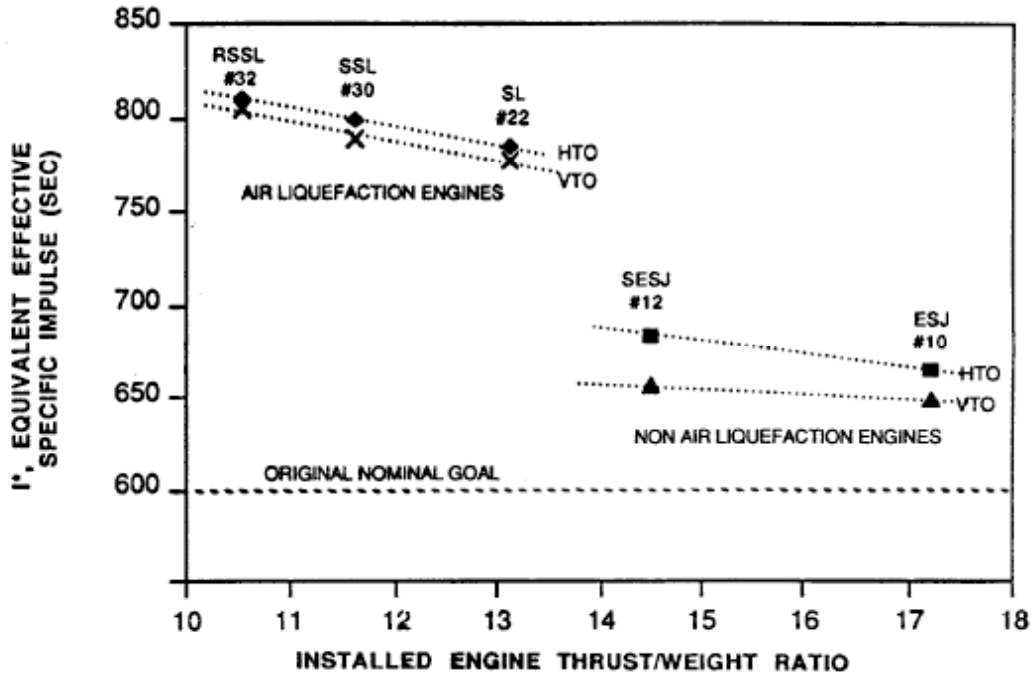


上記5形態をVTOHL方式SSTO500Klbのシステムをリファレンスにしてそのペイロード能力を1985年と1995年のTAD：Technology Availability Datesでの技術レベルで相対比較を示したのが上図で在る。

空気液化ユニットに比べて、ファン圧縮の効果は相対的に低い事は注目に値する。ファン圧縮を付加した性能効果はともに低下している傾向に在るが、但し、図には現れないが30分間のPowered-Landingの為の燃料余裕を考慮しているが、ファンの無い形態ではそのPowered-Landing能力は前提にしている事に留意する必要がある。

All-Rocket SSTOは相対比較では1%のペイロード能力で在るのに対比して、RBCCでは4～8倍程度向上する。エアブリージング推進モードが齎す酸化剤減少に因る機体初期重量の低減（1/

4~1/8 程度) も推進性能向上に併せて大きく影響していると言える。



I*のパラメーターでRBCC評価を補足すると、

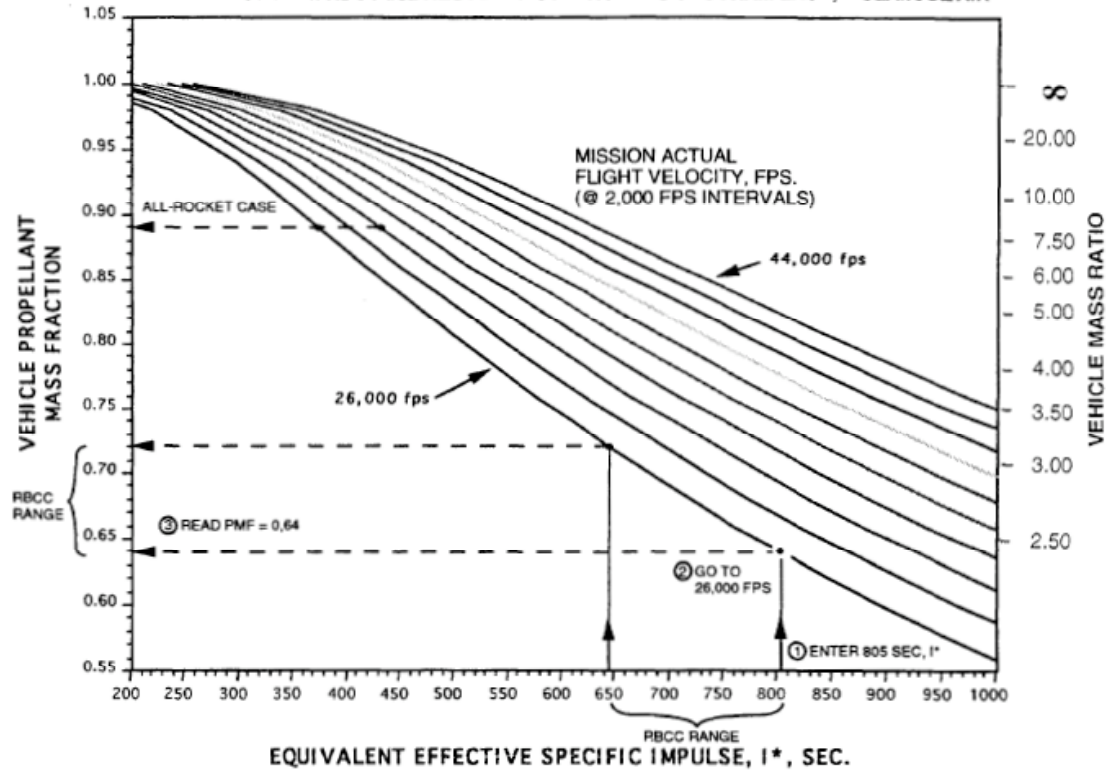
Ref. William J.D. Escher, Cryogenic Hydrogen-Induced Air Liquefaction Technologies, NATO AGARS Proceedings, 1990, Madrid, Spain 他

エンジン推力重量比 (Installed) と I* の関係を表したのが上図で在る。HTO、VTO とともに機体のリファレンス形状は Slender Conical の加速機を想定している。

より高性能のエンジンサイクルは、推力重量比は低下している事を如実に表している。HTO システムは VTO に比べて若干高い I* 値を示している。Original Nominal Goal の線は Air-Augmented Rocket のミッション平均の Isp 値 600 秒であり、I* 値に変換すると損失分を含めて低下する。(Ref.2)

**GRAPHICAL PORTRAYAL OF THE MODIFIED
IDEAL ROCKET EQUATION (MASS FRACTION BASIS)**

MISSION: SSTO TO 100 NMI POLAR CIRCULAR ORBIT
PROPULSION: RBCC #32 RECYCLED SUPERCHARGED SCRAM LACE, H2/LAIR/O2/AIR



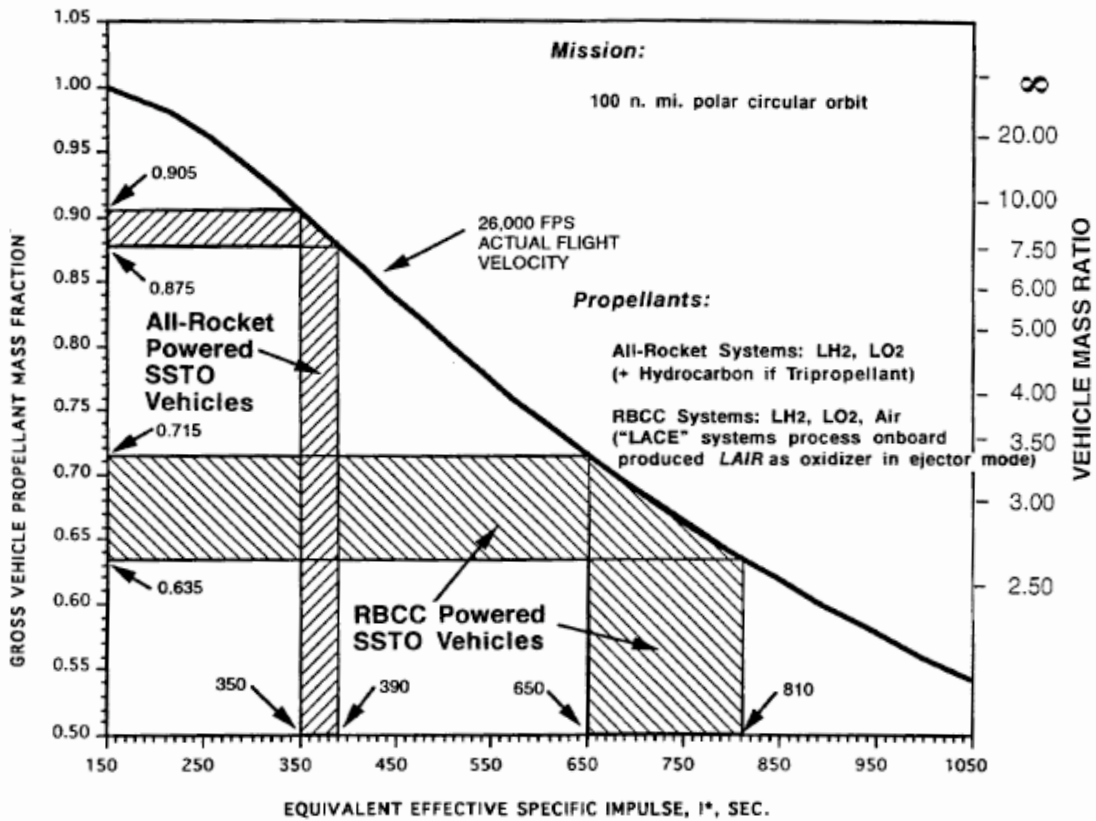
ESJ の推力重量比 17.2、VTO の推力重量比 1.3 を前提にするとエンジンシステムを除いた機体構造重量の割合はほぼ 0.2 と推定され、All-Rocket の推力重量比 80 と仮定した場合の機体構造重量割合 0.084 に対してほぼ 2.5 倍の機体構造への重量配分が可能となる。RSSL では、 $I^*=805$ 秒、推力重量比 10.5 から燃料重量比 0.64、エンジン重量を引いた構造重量は 0.235 程度となり、10% 程度構造重量への配分には余裕が生じる。

これらを纏めた図が初めの次図で在る。

エンジン推力重量比 T/W と初期機体推力重量比を想定して構造効率：SMF (Structural Mass Fraction) 燃料比率：PMF (Propellant Mass Fraction、Fuel Fraction) の相対的比較を知る事が可能で在る。纏めると

エンジン形式 (T/W)	I^*	PMF	SMF	SMF (エンジン除く)
RBCC EjectScram (17)	645	0.72	0.28	0.204
Super-charged ScramLACE(10.5)	805	0.64	0.36	0.235 (0.225*)
All Rocket (80)	375	0.89	0.11	0.084

*ファンモードによる Powered Approach & Landing を行う場合。他のロケット等の形態では可能でない。(Glider Back 方式)



ヨ
告

のパラメーターを導入し、「ロケット方程式」的な関係での評価方式を求めた。
 $I^* = 375$ 秒、26Kft/sec の低軌道増速 ΔV で同等の結果を導き出す事が可能である。
 こうした評価方式はロケット推進 SSTO に限らず、RBCC 推進 SSTO にも適応可能である。ロケット推進に比べて $I^* = 800$ 秒の RBCC による加速性能向上は推進剤比率を 90% から 64% に下げ、機体構造に 2.8 倍 (エンジン重量除く)、3.2 倍 (エンジン重量含む) の重量を配分可能とさせる。GTOW に対するペイロード比率は 5% 未満と想定され、この値は過去のシステム解析結果に符合している。

