

運用生産性相対評価指数を用いた航空機の

受動運用生産性予測

衣川 摂哉

1. 生存環境に適合する航空機の受動運用

輸送要請を随時受け航空機に指示する管制部により、複数の航空機を運用する。

管制部は受けた輸送要請を順次最適の航空機に指示する。各航空機は管制部の指示により2地点間輸送を行う受動飛行を連続的に実施し受動飛行系を形成する。そして複数の機体による受動飛行系群により受動運用が形成される。

運用生産性の追求

任意の受動飛行系について、選定した航空機の運用に必要な入力と、運用によって得られる出力を項目別に定量化し、定量化された入出力を用いて運用生産性相対評価指数 PEI を定義する。そしてPEIを用いて運用生産性の高い航空機と受動飛行系の組合せを追求する。

受動飛行系群のPEI向上への具体化

受動飛行系として汎用輸送機を使用し対応可能な輸送需要を限定しない非限定飛行系を導入する。

非限定運用において特定条件を満たす輸送需要(特定輸送需要)が高まった場合

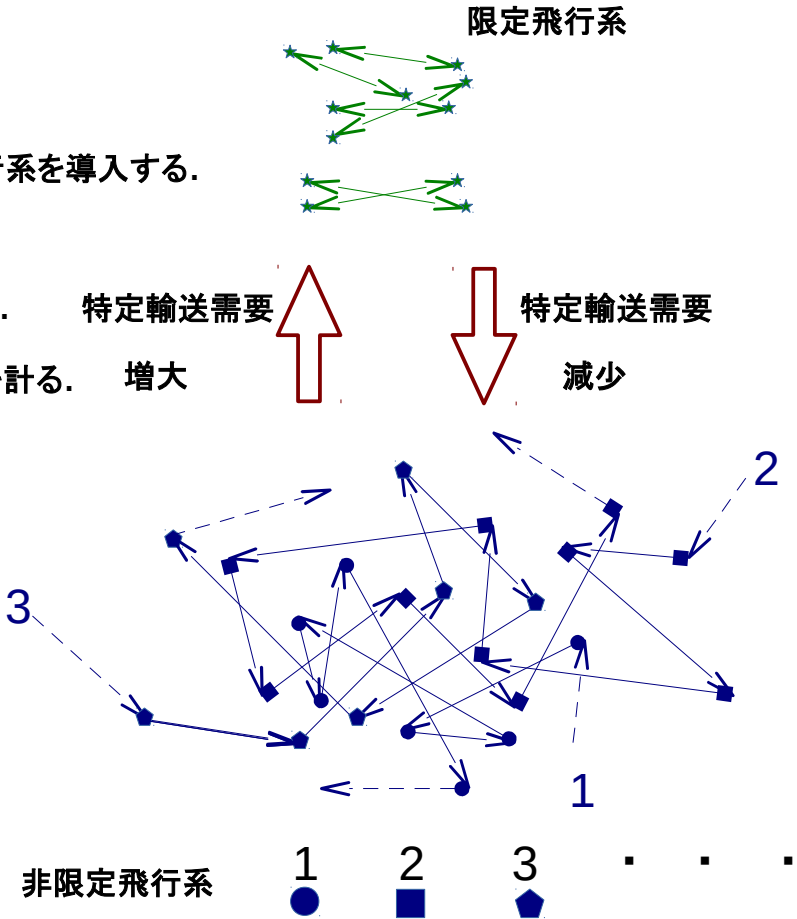
- a. 特定輸送需要を非限定飛行系の対象から除外して限定飛行系へ移行させる。
- b. 限定飛行系に特化した特化輸送機により運用生産性相対評価指数の向上を計る。

その後、特定輸送需要が減少し運用生産性相対評価指数が低下した場合

特定輸送需要を汎用輸送機を使用する非限定飛行系の対象に戻す。

2. PEI-1a の入出力項目

運用生産性相対評価指数 PEI-1a を定義するため入出力項目を具体化する。



入力項目

整備負荷量 I_1

各受動飛行毎の整備負荷量 $i_{1,k}$ を全ての受動飛行について合計する.

即ち

$$I_1 = \sum_k i_{1,k} \tag{1}$$

$i_{1,k}$ の評価

運用現場での機体整備では,モジュール交換

だけで済ませる場合が増えつつあるが, 機体か

ら外したモジュールの後方での補修,整備も整

備能力の評価対象とする.

平均整備技量指数 $s_{1p,k}$

一人の整備員に要求される技量である要求整備技量GSを次の三段階判定の判定値で表す.

1 初級 2 中級 3 上級

そして, 一人の整備員の平均技量を表す整備係数 $c_{G,k}$ を用いて平均整備技量指数 $s_{1p,k}$ を次の通り与える.

$$s_{1p,k} = c_{G,k} \times GS/3 \tag{2}$$

$i_{1,k}$ の計算

各受動飛行毎の整備負荷量 $i_{1,k}$ を整備要員能力 $i_{1p,k}$, 設備消耗量 $i_{1f,k}$, 補給消費量 $i_{1m,k}$ の和で与える.

$$i_{1,k} = i_{1p,k} + i_{1f,k} + i_{1m,k} \quad (14)$$

燃料搭載指数 I_2

各受動飛行毎の燃料搭載指数 $i_{2,k}$ を全ての受動飛行について合計する. 即ち

$$I_2 = \sum_k i_{2,k} \quad (15)$$

$i_{2,k}$ の評価

$w_{f,k}$ の計算

- 第 k 受動飛行で消費する必要燃料重量 $w_{fA,k}$ kg を巡航燃費率 γ_c , 巡航出力 P_C , エンジン基数 Ne , 第 k 飛行の飛行時間 $T_{f,k}$, 必要燃料係数 $c_{fA,k}$ により次式で概算する.

$$w_{fA,k} = \gamma_c \times 1000 \times P_C \times Ne \times T_{f,k} \times c_{fA,k} < W_T - W_0 - W_{P,k} \quad (16)$$

- 次の第 $k+1$ 飛行で使用する付加燃料重量 $w_{fB,k}$ kg を最大離陸重量 W_T , 運用自重 W_0 , 第 k 飛行の搭載重量 $W_{P,k}$, 第 k 飛行の必要燃料重量 $w_{fA,k}$, 第 k 飛行の付加燃料係数 $c_{fB,k}$ により次式で概算する.

$$w_{fB,k} = (W_T - W_0 - W_{P,k} - w_{fA,k}) \times c_{fB,k} \quad (17)$$

そして第 k 受動飛行の燃料重量 $w_{f,k}$ kg を次式で与える.

$$w_{f,k} = w_{fA,k} + w_{fB,k} \quad (18)$$

更に燃料重量 $W_{f,k}$ t の五段階判定の判定値の 5 に対する割合で評価する.

- | | | | | | |
|---|-----------|---|-----------|---|----------|
| 1 | ~40t | 2 | 40t~80t | 3 | 80t~120t |
| 4 | 120t~160t | 5 | 160t~200t | | |

運行乗員能力 I_3

各受動飛行毎の運行乗員能力 $i_{3,k}$ を全ての受動飛行について合計する. 即ち

$$I_3 = \sum_k i_{3,k} \quad (19)$$

機体難易度 OB

次の三段階判定の判定値の 3 に対する割合で評価する.

1	2	3
2より易	B.777程度	2より難

平均運行能力指数 $as_{,k}$

一人の乗員に要求される機体運行能力である要求運行能力 OS を次の三段階判定の判定値で表す.

1 初級 2 中級 3 上級

そして, 乗員の運行能力の平均値を表す運行係数 $c_{O,k}$ を用いて平均運行能力指数 $as_{,k}$ を次の通り与える.

$$as_{,k} = c_{O,k} \times OS / 3 \quad (20)$$

そして $i_{3,k}$ を次の通り与える.

$$i_{3,k} = \text{人数 } np_{,k} \times \text{平均能力レベル} \quad (21)$$

但し

人数 $np_{,k}$

一人…1, 二人…2, …

$$\text{平均能力レベル} = \text{機体難易度 } OB \times \text{平均運行能力指数 } as_{,k} \quad (22)$$

滑走距離指数 I_4

各受動飛行毎の滑走距離指数 $i_{4,k}$ を全ての受動飛行について合計し滑走距離指数 I_4 を評価する. 即ち

$$I_4 = \sum_k i_{4,k} \quad (23)$$

必要離陸距離と必要着陸距離の大きい方である必要滑走距離 $d_{,k}$ を次の通り概算する.

第 k 受動飛行の離陸重量の最大離陸重量に対する比である離陸重量比

$$C_{w,k} = \frac{W_0 + w_{p,k} + w_{f,k}}{W_T} \tag{24}$$

を用いて

CTOL機の場合

App.1より, 離陸滑走路長 $l_{t,k}$ の概算値は

$$l_{t,k} = C_{W,k}^2 \cdot L_t \tag{25}$$

着陸滑走路長 $l_{d,k}$ の概算値は

$$l_{d,k} = C_{W,k} \cdot L_d \tag{26}$$

(25),(26)を比較して, $d_{,k}$ の概算値は

$$d_{,k} = \max(l_{t,k}, l_{d,k}) \tag{27}$$

STOL機の場合

App.1より, 離陸滑走距離 $l_{t',k}$ の概算値は

$$l_{t',k} = C_{W,k}^2 \cdot L_{t'} \tag{28}$$

着陸滑走距離 $l_{d',k}$ の概算値は

$$l_{d',k} = C_{W,k} \cdot L_{d'} \tag{29}$$

(28) , (29)を比較して, $d_{,k}$ の概算値は

$$d_{,k} = \max(l_{t'}, l_{d'}) \tag{30}$$

ロータークラフト,VTOL機の場合

$$d_{,k} = 0 \quad (31)$$

$d_{,k}$ の100m毎の段階判定により $i_{4,k}$ を評価する.

$d_{,k}$	0~100m	100m~200m	...
$i_{4,k}$	1	2	...
	900m~1000m	...	
	10	...	

環境負荷量 I_5

各受動飛行毎の環境負荷量 $i_{5,k}$ を全ての受動飛行について合計する. 即ち,

$$I_5 = \sum_k i_{5,k} \quad (32)$$

$i_{5,k}$ の評価

環境負荷量 $i_{5,k}$ は, 飛行により生じる大気への影響の量である. 飛行により生じる大気への影響は主として,

大気成分への影響

熱,音響によるエネルギー放出

からなる. 単位飛行時間当りの大気への平均影響量 $(I)_{a,UT}$ のC-17の値 $(I_{a,C-17})_{UT}$ に対する比である比環境負荷量 $R_{5,c-17}$ を次式で定義する.

$$R_{5,c-17} = (I)_{a,UT} / (I_{a,C-17})_{UT} \quad (33)$$

$R_{5,c-17}$ を選定機種とC-17の単位時間当たりの燃料消費量の比で概算する.

・選定機種の単位時間当たりの燃料消費量 f_c kg/h :

$$f_c = \gamma_L \div 1000 \times P_L \times Ne \quad (34)$$

・C-17の単位時間当たりの燃料消費量 :

F117-PW-100

離昇出力18915kgp 離昇燃費率340g/kgp/h

(資料1)(世界航空機年鑑2006~2007)より

340g/kgp/h $\div$ 1000 $\times$ 18915kgp $\times$ 4(4発)

$$\div 25724 \text{ kg/h}$$

これより

$$\begin{aligned} R_{5,c-17} &= (la)_{UT} / ((la)_{c-17})_{UT} = f_c / 25724 \\ &= \gamma_L \cdot P_L \cdot Ne / 25724000 \end{aligned} \quad (35)$$

環境負荷量 $i_{5,k}$ を比環境負荷量 $R_{5,c-17}$ と飛行時間 $T_{f,k}$ との積で評価する.

$$i_{5,k} = R_{5,c-17} \times T_{f,k} \quad (36)$$

待機時間 I_6

各受動飛行の発進地点における待機開始時刻から発進時刻までの待機時間 $i_{6,k}$ hを全ての受動飛行について合計する. 即ち,

$$i_{6,k} = T_{w,k} \quad (37)$$

$$I_6 = \sum_k i_{6,k} \quad (38)$$

出力項目

飛行距離指数 O_1

各受動飛行毎の飛行距離指数 $o_{1,k}$ を全ての受動飛行について合計する. 即ち

$$O_1 = \sum_k o_{1,k} \tag{39}$$

$o_{1,k}$ の評価

受動飛行の飛行距離 $l_{,k}$ について100km毎の段階判定を行い, 10 に対する 割合で評価する.

0~100km	100km~200km	...	900km~1000km	...
1	2	...	10	...

移動速度 O_2

各受動飛行の飛行時間 $T_{f,k}$ h

各受動飛行の飛行距離 $l_{,k}$ km

を用いて次式で評価する.

$$O_2 = \frac{\sum_k l_{,k}}{\sum_k T_{f,k} \cdot 1000} \tag{40}$$

搭載実現度 O_3

各受動飛行毎の搭載実現度 $o_{3,k}$ を全ての受動飛行について合計する. 即ち

$$O_3 = \sum_k o_{3,k} \tag{41}$$

$o_{3,k}$ の評価

搭載重量 $W_{p,k}$ を評価する搭載重量指数 $o_{3w,k}$

搭載容積 $v_{OL,k}$ を評価する搭載容積指数 $o_{3v,k}$

($v_{OL,k}$ が大きい程形態自由度も大きい)

環境実現度(AC , IH)を与える

対物空調能力 AC を評価する対物空調能力指数 $o_{3A,k}$

および

居住性IHを評価する居住性指数 $o_{3I,k}$

を合計し次式により求める.

$$o_{3,k} = o_{3W,k} + o_{3V,k} + o_{3A,k} + o_{3I,k} \tag{42}$$

搭載重量指数 $o_{3W,k}$

次の搭載重量 $W_{P,k}$ t の五段階判定の判定値の 5 に対する割合を求める.

- 1
- 0~40t
- 2
- 40t~80t
- 3
- 80t~120t
- 4
- 120t~160t
- 5
- 160t~200t

搭載容積指数 $o_{3V,k}$

次の搭載容積 $v_{OL,k}$ m³の五段階判定の判定値の 5 に対する割合を求める.

- 1
- 0m³~100m³
- 2
- 100m³~200m³
- 3
- 200m³~300m³
- 4
- 300m³~400m³
- 5
- 400m³~500m³

対物空調能力指数 $o_{3A,k}$

AC についての次の四段階判定の判定値の 4 に対する割合を求める.

- 1 単発レシプロ軽飛行機 2 YS-11 3 B.747 4 3 よりワンランク上

居住性指数 $o_{3I,k}$

IH についての次の五段階判定の判定値の 5 に対する割合を求める.

- 1 単発レシプロ軽飛行機 2 YS-11クラス 3 B.767クラス 4 B.747ファーストクラス
5 4よりワンランク上

飛行実現度 O_4

各受動飛行毎の飛行実現度 $o_{4,k}$ の全ての積を求める. 即ち,

$$O_4 = \prod_k o_{4,k} \tag{43}$$

$o_{4,k}$ の評価

飛行環境が厳しいほど低下する.

飛行が実現する確率により概略評価する.

次の三段階判定の判定値の3 に対する割合で評価する.

確率 1/3 以下 1/3 以上 2/3 以下

判定値 1 2

確率 2/3以上1以下

判定値 3

受動飛行系における各受動飛行の方向と距離の分布の均一性は地球規模の輸送対応性と相関がある。

各受動飛行の発進点から到着点への方位角を北を0度とする時計回りの角度 $\theta_{d,k}$ で表し、方位角範囲群を次の通りに設定する。

$0^{\circ} \leq \theta_d < 30^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,1}$	$180^{\circ} \leq \theta_d < 210^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,7}$
$30^{\circ} \leq \theta_d < 60^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,2}$	$210^{\circ} \leq \theta_d < 240^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,8}$
$60^{\circ} \leq \theta_d < 90^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,3}$	$240^{\circ} \leq \theta_d < 270^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,9}$
$90^{\circ} \leq \theta_d < 120^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,4}$	$270^{\circ} \leq \theta_d < 300^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,10}$
$120^{\circ} \leq \theta_d < 150^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,5}$	$300^{\circ} \leq \theta_d < 330^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,11}$
$150^{\circ} \leq \theta_d < 180^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,6}$	$330^{\circ} \leq \theta_d < 360^{\circ}$	$\Delta\theta_{d,12}$

そして, 各方位角範囲に該当する受動飛行の数 $N_{\theta_d,i}$ ($i=1\sim 12$)の平均 $\overline{N_{\theta_d}}$ を次式で与える.

$$\overline{N_{\theta_d}}=\frac{\sum_i N_{\theta_d,i}}{12} \tag{44}$$

$\overline{N_{\theta_d}}$ を用いて標準偏差 σ_{θ_d} を次式で求める

$$\sigma_{\theta_d}=\sqrt{\frac{1}{12}\cdot\sum_{i=1}^{12}\left(N_{\theta_d,i}-\overline{N_{\theta_d}}\right)^2} \tag{45}$$

各受動飛行の飛行距離 $l_{,k}$ kmの飛行距離範囲群を次の通りに設定する.

$0\,km \leq l < 10\,km$	$\Delta l_{,1}$
$10\,km \leq l < 100\,km$	$\Delta l_{,2}$
$100\,km \leq l < 500\,km$	$\Delta l_{,3}$
$500\,km \leq l < 1000\,km$	$\Delta l_{,4}$
$1000\,km \leq l < 5000\,km$	$\Delta l_{,5}$
$5000\,km \leq l < 10000\,km$	$\Delta l_{,6}$
$10000\,km \leq l < 15000\,km$	$\Delta l_{,7}$
$15000\,km \leq l$	$\Delta l_{,8}$

そして、各飛行距離範囲に該当する受動飛行の数 $N_{l,i}$ ($i=1\sim 8$)の平均 $\overline{N_l}$ を次式で与える.

$$\overline{N_l} = \frac{\sum_i N_{l,i}}{8} \quad (46)$$

$\overline{N_l}$ を用いて標準偏差 σ_l を次式で求める.

$$\sigma_l = \sqrt{\frac{1}{8} \cdot \sum_{i=1}^8 (N_{l,i} - \overline{N_l})^2} \quad (47)$$

標準偏差 σ_{θ_d} , σ_l を用いて移動均等度 O_5 を次式で定義する.

$$O_5 = \frac{1}{\sigma_{\theta_d} \cdot \sigma_l} \quad (48)$$

3. 運用生産性相対評価指数PEI-1aの定義

以上定量化された入出力項目を用い, 受動飛行系と選定航空機の組合せで決まる二つの運用A, B について,運用B に対する運用A の生産性変化率を評価する運用生産性相対評価指数 PEI-1a を次式で定義する.

$$PEI-1a \equiv \frac{\prod_{i=1}^5 \frac{O_{A,i}}{O_{B,i}}}{\prod_{i=1}^6 \frac{I_{A,i}}{I_{B,i}}} \tag{49}$$

$$\prod_{i=1}^5 \frac{O_{A,i}}{O_{B,i}} = \frac{O_{A,1}}{O_{B,1}} \cdot \frac{O_{A,2}}{O_{B,2}} \cdot \dots \cdot \frac{O_{A,5}}{O_{B,5}} \tag{50}$$

$$\prod_{i=1}^6 \frac{I_{A,i}}{I_{B,i}} = \frac{I_{A,1}}{I_{B,1}} \cdot \frac{I_{A,2}}{I_{B,2}} \cdot \dots \cdot \frac{I_{A,6}}{I_{B,6}} \tag{51}$$

4. PEI-1aの計算

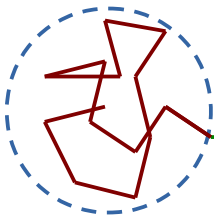
1) 1SR-1L型飛行系における計算

非限定飛行系の代表的評価飛行系として短距離飛行を行う領域SRにおける複数の短距離飛行と一回の長距離飛行からなる1SR-1L型飛行系を考える.そして,1SR-1L型飛行系に対し, V-22オスプレイ改修機を適用した運用BとC-1改修機を適用した運用AについてPEI-1aの計算を行った.

V-22オスプレイ改修機は内装を貨客混載とするもの, C-1改修機はエンジンをF7-IHI-10ターボファンに換装し, 貨客混載化, 燃料容量増大, 重量軽減を図るもので各諸元は次の通りである.

1SR-1L型飛行系

短距離飛行領域



長距離飛行

V-22改修機; 分類 ロータークラフト	
運用自重 $W_0 = 15000(\text{kg})$	最大離陸重量 $WT=21000(\text{kg})$ 巡航速度 $V_c = 500(\text{km / h})$
エンジン基数 $N_e = 2$	離昇出力 $P_1 = 6150(\text{shp})$ 巡航出力 $P_c = 4000(\text{shp})$
離昇燃費率 $G_1 = 191(\text{g/shp/h})$	巡航燃費率 $G_c = 220(\text{g/shp/h})$
離陸滑走距離 $\theta(\text{m})$ 着陸滑走距離 $\theta(\text{m})$	
要求整備技量 $GS = 2$	運行要員数 $np=2$ 要求運行能力 $OS = 2$ 機体難易度 $ob = 1$
対物空調能力 $AC = 2$ 居住性 $IH = 2$	

C-1改; 分類 STOL機	
運用自重 $W_0 = 18400(\text{kg})$	最大離陸重量 $WT = 30960(\text{kg})$ 巡航速度 $V_c = 844.8(\text{km / h})$
エンジン基数 $N_e = 2$	離昇出力 $P_1 = 6100(\text{kgp})$ 巡航出力 $P_c = 1800(\text{kgp})$
離昇燃費率 $G_1 = 245.5(\text{g/kgp/h})$	巡航燃費率 $G_c = 333(\text{g/kgp/h})$
離陸滑走距離 $L_t' = 670(\text{m})$ 着陸滑走距離 $L_d' = 670(\text{m})$	
要求整備技量 $GS = 2$	運行要員数 $np=2$ 要求運行能力 $OS = 2$ 機体難易度 $ob = 0.667$
対物空調能力 $AC=3$ 居住性 $IH = 3$	

1SR-1L型飛行系を具体化し次の通り評価飛行系1-1を設定する.

評価飛行系1-1

飛行設定系

飛行数 $K = 11$ ($1 < k < 11$)

	搭載重量	搭載容積	長飛行距離	方位角	待機時間
飛行番号 $k=1$	$W_{p,1} = 500(\text{kg})$	$vol_{,1} = 0.2(\text{m}^3)$	$L_1 = 500(\text{km})$	$\partial d_{,1} = 0^\circ$	$T_{W,1} = 0$
飛行番号 $k=2 \sim 11$	$W_{p,k} = 500(\text{kg})$	$vol_{,k} = 0.2(\text{m}^3)$	$L_k = 50(\text{km})$	$\partial d_{,k}$	$T_{W,k} = 0.5$

短飛行距離



k	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$\theta^\circ_{d,k}$	36	72	108	144	180	216	252	288	324	360

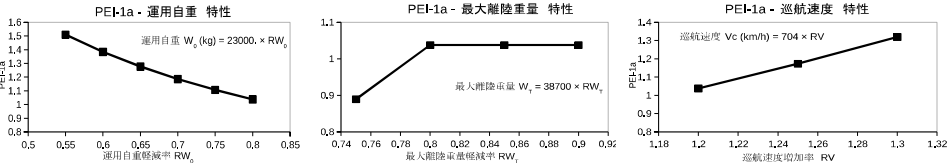
機体諸元系

$k=1 \sim 11$ $cfA_{,k} = 1.1$ $cfB_{,k} = 0.7$ $cG_{,k} = 1.6$ $o4_{,k} = 1$

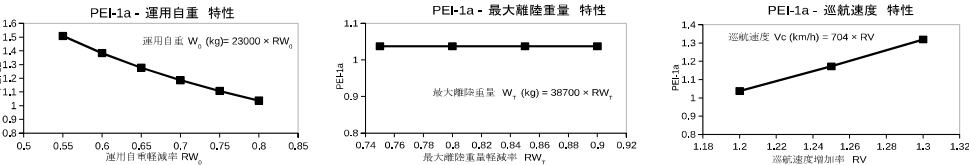
必要燃料係数 付加燃料係数 整備係数 飛行実現度

評価飛行系1-1および、評価飛行系1-1の項目群(K, W_p, I_s, I_l)を変化させた評価飛行系1-2,1-3,・・・
について、C-1改修機(運用A)の運用自重, 最大離陸重量, 巡航速度に対するPEI-1aの傾向は次の通りである.

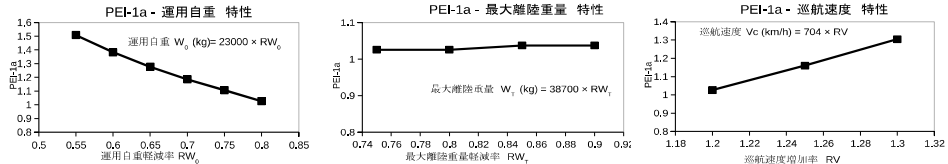
評価飛行系1-1 $K=11$ $W_p=500\text{ kg}$ $I_s=I_{l,k}(k=2\sim11) = 50\text{ km}$ $I_l=I_{l,1}=500\text{ km}$



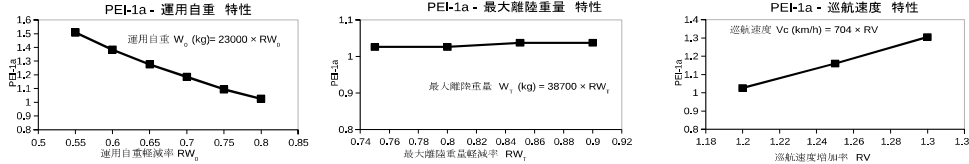
評価飛行系1-2 $K=15$ $W_p=500\text{ kg}$ $I_s=I_{l,k}(k=2\sim15) = 100\text{ km}$ $I_l=I_{l,1}=500\text{ km}$



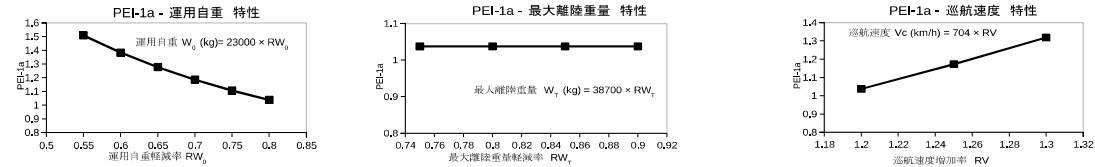
評価飛行系1-3 $K=15$ $W_p=800\text{ kg}$ $I_s=I_{l,k}(k=2\sim15) = 200\text{ km}$ $I_l=I_{l,1}=1000\text{ km}$



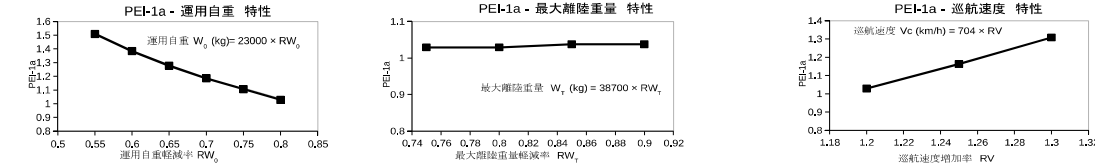
評価飛行系1-4 $K=15$ $W_p=900\text{ kg}$ $I_s=I_{l,k}(k=2\sim15) = 300\text{ km}$ $I_l=I_{l,1}=1300\text{ km}$



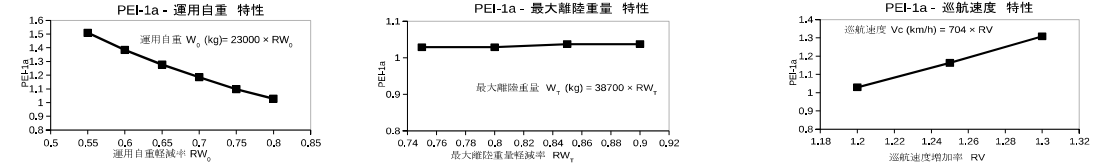
評価飛行系1-5 K=20 Wp=500 kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~20) = 100 km $I_l=I_{\cdot 1}$ =500 km



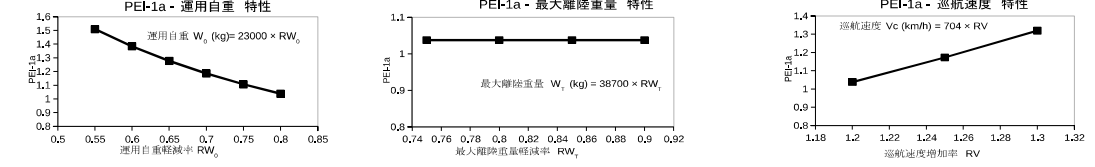
評価飛行系1-6 K=20 Wp=800 kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~20) = 200 km $I_l=I_{\cdot 1}$ =1000 km



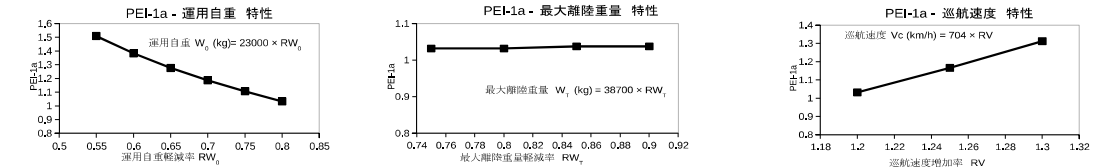
評価飛行系1-7 K=20 Wp=900kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~20) = 300km $I_l=I_{\cdot 1}$ =1300km



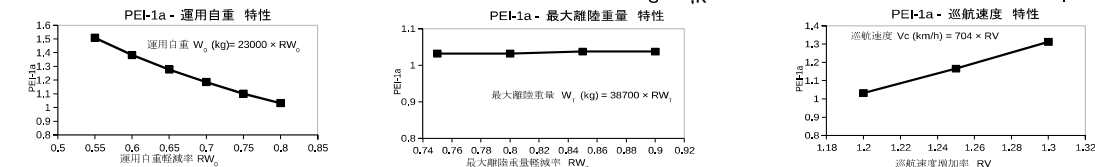
評価飛行系1-8 K=30 Wp=500 kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~30) = 100 km $I_l=I_{\cdot 1}$ =500 km



評価飛行系1-9 K=30 Wp=800 kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~30) = 200 km $I_l=I_{\cdot 1}$ =1000 km



評価飛行系1-10 K=30 Wp=1000 kg $I_s=I_{\cdot k}$ (k=2~30) = 300 km $I_l=I_{\cdot 1}$ =1300 km



5. 結論

評価飛行系1-1～1-10の計算結果から、次の1SR-1L型飛行系FS-1

飛行設定系

飛行数 K

飛行番号 $k=1$

$W_{p,1}$ (kg)

$vol_{,1}=0.2(m^3)$

L_1 (km)

$\partial d_{,1}$

$Tw_{,1} = 0$

飛行番号 $k=2\sim K$

$W_{p,k}$ (kg)

$vol_{,k}=0.2(m^3)$

L_k (km)

$\partial d_{,k}$

$Tw_{,k} = 0.5$

機体諸元系

飛行番号 $k=1\sim K$

$cfA_{,k}=1.1$

$cfB_{,k}=0.7$

$cG_{,k}=1.6$

$Co_{,k}=1.6$

$o4_{,k}=1$

$11 < K < 31$

$W_{1,k}(k=1\sim K)=\overline{W_p}$

$500\text{ kg} < \overline{W_p} < 900\text{ kg}$

$l_{,1}=l_{,l}$

$500\text{ km} < l_l < 1300\text{ km}$

$l_{,k}(k=2\sim K)=l_{,s}$

$30\text{ km} < l_s < 450\text{ km}$

$\theta d_{,k}(1 < k < K)$

$0^\circ < \theta d_{,k} \leq 360^\circ$

において

C-1改修機は

C-1からの運用自重の軽減によりPEI-1a $\div$ 1.5 > 1, 巡航速度の向上によりPEI-1a $\div$ 1.3 > 1 が可能であり,

V-22改修機に対し相対優位となり得ることが予測された.

6. 今後の課題

- 飛行系の適用範囲毎に運用生産性相対評価指数を用いてより優位性の高い実用改修機の汎用輸送機候補を見出していく。
- 更に要素技術の進歩により実用改修機の限界を超える汎用輸送機の飛行系の適用範囲、運用生産性の向上に関する目標を明確化していく。
- 飛行系FS-1におけるC-1改修機の優位性は670m以上の滑走路を有する地点に制限される。公共的チャーター輸送を充実させ僻地、過疎地の活性化、大規模災害時の機動的輸送能力の増大を実現するには、飛行系を滑走路以外の地点に拡張し PEI-1a を更に高めなければならないが実用改修機の範囲の汎用輸送機では実現困難であり、革新的要素技術の開発を可能とする基礎研究が必要である。