

KMAP の例題(2)－飛行機形状データの設定

2022(R4).2.6(D) 片柳亮二

1. KMAPによる飛行機設計

解析ソフトKMAPには、「飛行機的设计」の機能があります。ただし、飛行機的设计は解析ソフトでいくら計算しても飛行機の形を編み出してくれるものではありません。飛行機の形は、设计者自ら創造するものです。KMAPは、与えられた機体形状について、飛行性能および飛行特性を満足する機体規模（大きさと重量）の最適値を提案してくれるツールです。ここでは、機体形状を定義するインプットデータの作成方法について説明します。

2. 飛行機の形状はどんなデータで表されるのか

飛行機の形状は、図 2.1 に示すように主翼、尾翼ともにそれぞれ代表的な 5 個のデータで表すことができる。

代表的形状データ(計 16 個)

(1) 主翼

翼面積 S ，後退角 Λ ，先細比 λ ，
翼幅 b ，上反角 Γ

(2) 水平尾翼

翼面積 S'' ，後退角 Λ'' ，先細比 λ'' ，
翼幅 b'' ，上反角 Γ''

(3) 垂直尾翼

翼面積 S_V ，後退角 Λ_V ，先細比 λ_V ，
翼幅 b_V

(4) 胴体

胴体長 L_B ，胴体径 d

アスペクト比 : $A = b^2 / S$

先細比(テーパ比) : $\lambda = c_t / c_r$

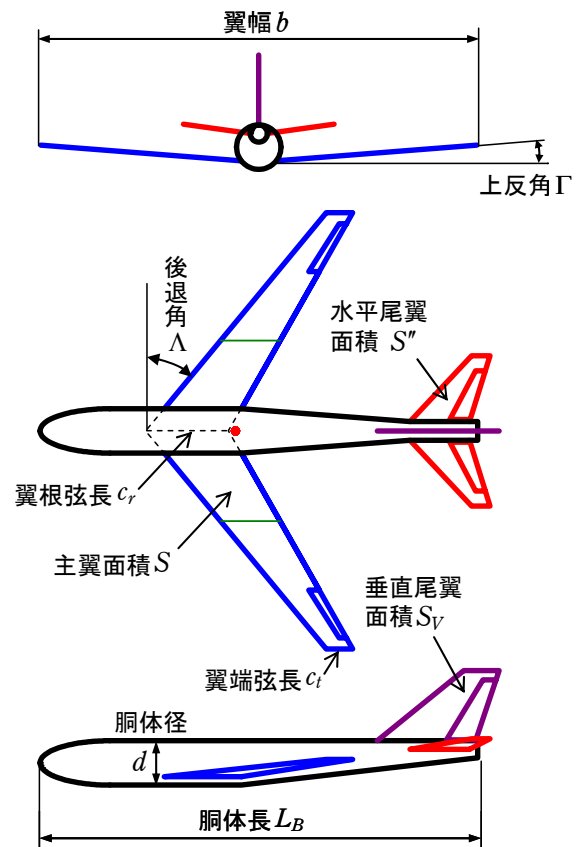


図 2.1 代表的形状データ

この16個のデータによって、その飛行機が大体どのような形状であるかを示すことができる。しかし、これらのデータだけでは飛行機を設計するには不足である。要求される飛行性能を満足するかどうかを詳細に解析するためには、翼の断面形状、翼と胴体の位置関係、主翼と尾翼の位置関係等を決める必要がある。さらに運動性能を満足するように操縦舵面の大きさも決める必要がある。具体的には以降に示す細部データを決める必要がある。

3. KMAPに必要な初期機体形状データ

上記代表的なデータに加えて、次の機体形状細部データが必要である。

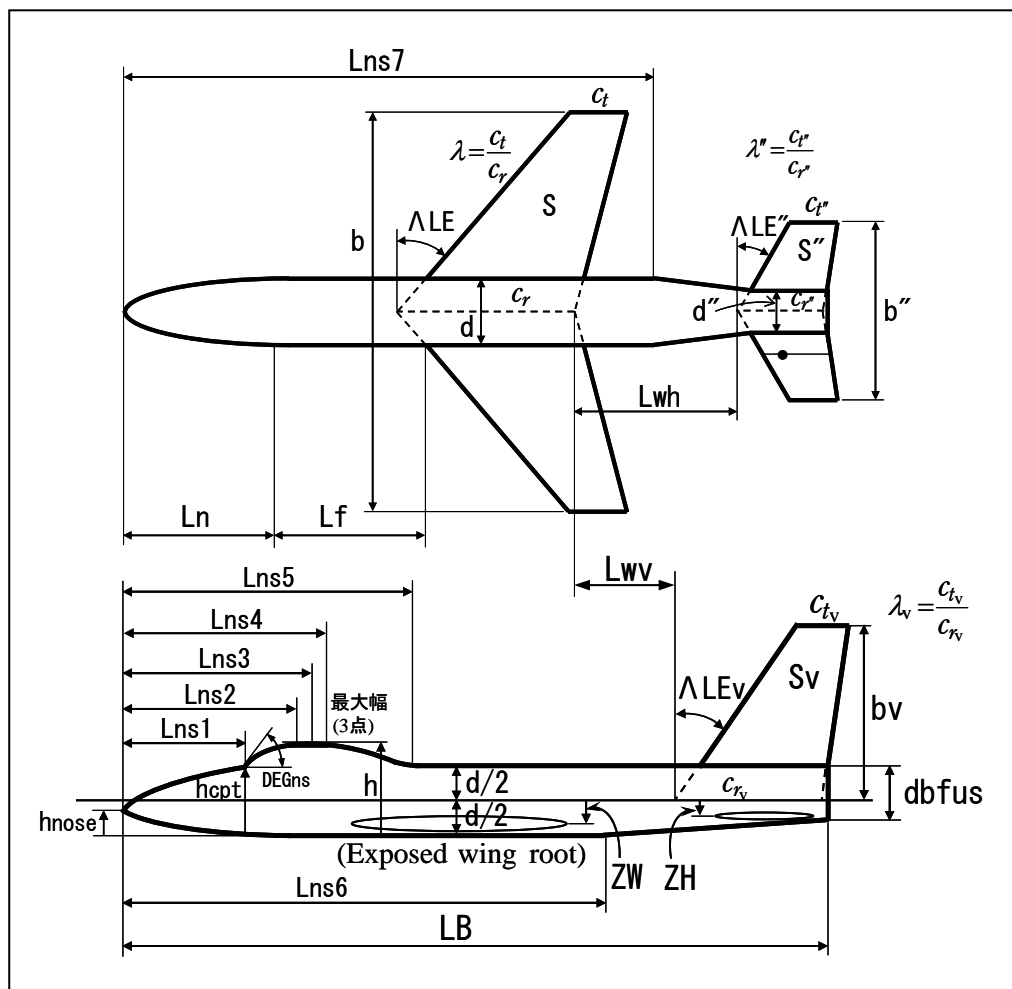


図 3.1 機体形状データ

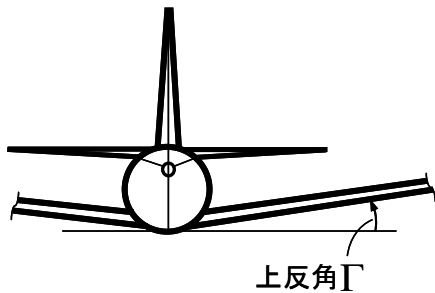


図 3.2 主翼上反角

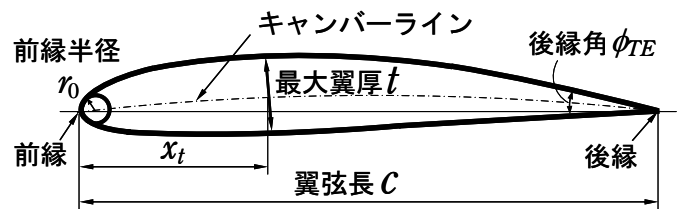


図 3.3 翼断面形状

KMAP のインプットデータ例を次に示す。

CDES. XXX. DAT

<< 4.1 性能要求値の設定 ($M \leq 0.85$) >>

1 乗員・乗客数	Npassen = 0.15000E+03 (名)
2 ペイロード(除く乗客)	Wpay = 0.00000E+00 (tf)
3 航続距離(巡航)	R3 = 0.50000E+01 (1000km)
4 巡航時の高度	Hp = 0.36000E+02 (1000ft)
5 巡航マッハ数	M = 0.74000E+00 (—)
6 巡航推力比	ETO = Tcr/Tto = 0.25000E+00 (—)
7 巡航時推力 1kgf あたりの燃料消費率	bJ = 0.60000E+00 (kgf/hr)
8 離陸滑走路長	sT0 = 0.30300E+04 (m)
9 着陸滑走路長	Ld = 0.20000E+04 (m)
10 接地速度	VTD = 0.13000E+03 (kt)
11 CLmaxT0 計算用のフラップ角	δf_{maxT0} = 0.20000E+02 (deg)
12 CLmaxLD 計算用のフラップ角	δf_{maxLD} = 0.40000E+02 (deg)

<< 4.2 空力推算用機体諸元データの設定 >>

(A) 入力データ

(A.1) 離着陸検討用データ

1 着陸開始高度	Hp = 0.15000E+01 (1000ft)
2 着陸開始マッハ数(0の時 VKEAS から計算)	M = 0.00000E+00 (—)
3 着陸開始速度 (等価対気速度)	VKEAS = 0.16500E+03 (kt)
4 離陸重量 (新設計開始時)	WTO = 0.56020E+02 (tf)
5 着陸重量 (設計で自動修正)	WLD = 0.44900E+02 (tf)
6 脚 (UP=0, DN=1)	NGEAR = 1 (—)
7 フラップ型式	NFTYPE = 1 (—)
(NFTYPE=0--> なし, NFTYPE=1--> best 2-slot)	
(NFTYPE=2--> 1-slot, NFTYPE=3--> plane)	

(A.2) 主翼, フラップおよびエルロン関係

主翼面積	S = 0.10540E+03 (m ²)
スパン(主翼)	b = 0.28900E+02 (m)
先細比(主翼)(直線延長)	λ = 0.33000E+00 (—)

前縁後退角(主翼) (999.0 なら 3 個データ)	$\Lambda LE = 0.99900E+03$ (deg)
前縁後退角(主翼)	$\Lambda LE = 0.29000E+02$ (deg)
後縁付け根後退角(主翼)	$\Lambda RTE = 0.00000E+00$ (deg)
後縁付け根スパン方向開始位置	$\eta M = 0.33000E+00$ (-)
主翼上反角	$\Gamma = 0.50000E+01$ (deg)
胴体中心～expo 主翼根距離(翼が下が正)	$ZW = 0.10000E+01$ (m)
主翼断面後縁角	$\phi TE = 0.18000E+02$ (deg)
主翼の前縁半径比	$r0/C = 0.20000E-01$ (-)
翼厚比(主翼)	$t/c = 0.11000E+00$ (-)
翼厚比(主翼) (t/c) の max 位置	$xt = 0.30000E+02$ (%MAC)
フラップの chord extention 比	$c1/c = 0.13000E+01$ (-)
フラップ弦長比(せり出し後)	$cf/c = 0.30000E+00$ (-)
フラップのスパン方向開始位置	$\eta i = 0.15000E+00$ (-)
フラップのスパン方向終了位置	$\eta o = 0.70000E+00$ (-)
フラップ舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta f = 0.20000E+02$ (deg)
エルロン弦長比	$ca/c = 0.25000E+00$ (-)
エルロンのスパン方向開始位置	$\eta iA = 0.73000E+00$ (-)
エルロンのスパン方向終了位置	$\eta oA = 0.95000E+00$ (-)
エルロン舵角(999 ならエンジン取付データ)	$\delta a = 0.99900E+03$ (deg)
エルロン舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta a = 0.20000E+02$ (deg)
主翼エンジン表示 (=0 無, =1 表示)	ATENW = 0.10000E+01 (-)
スパン方向位置(片側 2 個まで)	$\eta ENW1 = 0.33000E+00$ (-)
スパン方向位置(999 は 2 個目無)	$\eta ENW2 = 0.99900E+03$ (-)
翼下距離	RHENW = 0.11000E+01 (m)
エンジン直径(主翼)	RDENW = 0.20000E+01 (m)
エンジン長さ(主翼)	RLENW = 0.33000E+01 (m)
胴体エンジン表示 (=0 無, =1 表示)	ATENB = 0.00000E+00 (-)
機首からの距離	RBENB = 0.20485E+02 (m)
胴体中心からの上方距離	RBUPB = 0.45798E+00 (m)
胴体中心からの水平距離	RBHRB = 0.13740E+01 (m)
エンジン直径(胴体)	RDENB = 0.13740E+01 (m)
エンジン長さ(胴体)	RLENB = 0.22899E+01 (m)
垂尾エンジン表示 (=0 無, =1 表示)	ATENV = 0.00000E+00 (-)
スパン方向位置	$\eta ENV = 0.40000E+00$ (-)
エンジン直径(垂尾)	RDENV = 0.13740E+01 (m)
エンジン長さ(垂尾)	RLENV = 0.91603E+01 (m)
プロペラ機 (=0 無, =1 主翼, =2 機首)	ATENP = 0.00000E+00 (-)
エンジン直径(主翼は片側 1 個)	RDENP = 0.68693E+01 (m)
ウイングレット表示 (=0 無, =1 表示)	ATWLT = 0.00000E+00 (-)
長さ	RLWLT = 0.11449E+01 (m)
ウイングレット翼端弦長	RCWLT = 0.68287E+00 (m)
角度	DGWLT = 0.70000E+02 (deg)

“999” でなければこれらのデータは不要

(A.3) 水平尾翼およびエレベータ関係

水平尾翼面積	$S'' = 0.32000E+02$ (m ²)
スパン(水平尾翼)	$b'' = 0.12400E+02$ (m)
先細比(水平尾翼)	$\lambda'' = 0.26000E+00$ (-)
前縁後退角(水平尾翼)	$\Lambda LE'' = 0.35000E+02$ (deg)
水平尾翼上反角	$\Gamma'' = 0.90000E+01$ (deg)
胴体中心～水尾 C _{BAR} /4 距離(翼が下が正)	$ZH = -0.15000E+01$ (m)

胴体中心の主翼後縁～水尾前縁距離	Lwh = 0.10800E+02 (m)
後縁角(deg)(水平尾翼)	$\phi TE'' = 0.15000E+02$ (deg)
翼厚比(水平尾翼)	t/c'' = 0.90000E-01 (-)
エレベータ弦長比(全動は ce/c''=1.0)	ce/c'' = 0.35000E+00 (-)
エレベータスパン方向開始位置	$\eta i'' = 0.15000E+00$ (-)
エレベータスパン方向終了位置	$\eta o'' = 0.85000E+00$ (-)
エレベータ舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta e = 0.20000E+02$ (deg)

(A.4) 垂直尾翼およびラダー関係

垂直尾翼面積(胴体中心線まで)	Sv = 0.30800E+02 (m ²)
スパン(垂直尾翼)	bv = 0.80000E+01 (m)
先細比(垂直尾翼)	$\lambda v = 0.24000E+00$ (-)
前縁後退角(垂直尾翼, 999 はドールフィン) $\wedge LEv$	0.99900E+03 (deg)
前縁後退角(垂直尾翼)	$\wedge LEv = 0.40000E+02$ (deg)
ドールフィン開始位置(機首からの距離)	Ldor = 0.22800E+02 (deg)
ドールフィンの垂直尾翼上のスパン位置	$\eta dor = 0.40000E+00$ (-)
胴体中心の主翼後縁～垂尾前縁距離	Lwv = 0.84000E+01 (m)
後縁角(deg)(垂直尾翼)	$\phi TEv = 0.15000E+02$ (deg)
翼厚比(垂直尾翼)	(t/c)v = 0.90000E-01 (-)
ラダー弦長比	cdr/c = 0.25000E+00 (-)
ラダーのスパン方向開始位置	$\eta iV = 0.25000E+00$ (-)
ラダーのスパン方向終了位置	$\eta oV = 0.95000E+00$ (-)
ラダー舵角(空力推算時参考舵角)	$\delta r = 0.30000E+02$ (deg)

“999” でなければこれらのデータは不要

(A.5) 胴体関係

胴体長さ	LB = 0.32000E+02 (m)
機首部(前胴と同じ太さまで)の長さ	Ln = 0.66000E+01 (m)
機首を除く前胴部(expo 主翼根先端)長さ	Lf = 0.55000E+01 (m)
胴体直径(主翼部)	d = 0.40000E+01 (m)
胴体直径(水平尾翼部)	d'' = 0.15000E+01 (m)
胴体最大上下幅((999 なら胴体細部データ) h)	0.99900E+03 (m)
胴体腹から高さ(最大上下幅)	h = 0.40000E+01 (m)
胴体腹から高さ(主翼部)	hwing = 0.40000E+01 (m)
胴体腹から高さ(機首先端)	hnose = 0.15000E+01 (m)
胴体腹から高さ(操縦席前)	hcpt = 0.25000E+01 (m)
機首からの距離(操縦席前) ①	Lns1 = 0.16000E+01 (m)
機首からの距離(①③中間, 水平) ②	Lns2 = 0.70000E+01 (m)
機首からの距離(最大上下幅) ③	Lns3 = 0.80000E+01 (m)
機首からの距離(③⑤中間, 水平) ④	Lns4 = 0.90000E+01 (m)
機首からの距離(操縦席後端) ⑤	Lns5 = 0.95000E+01 (m)
機首からの距離(側面胴体一定) ⑥	Lns6 = 0.22500E+02 (m)
機首からの距離(平面胴体一定) ⑦	Lns7 = 0.23500E+02 (m)
機首部(操縦席前の角度)	DEGns = 0.50000E+02 (deg)
胴体後部 base 面の直径	dbfus = 0.10000E+01 (m)

“999” でなければこれらのデータは不要

これらのデータは、既存の機体のデータを用いてそれを修正して作っていきます。その方法を以下に説明します。

4. インพุットデータ用の機体形状データの作成

初期機体形状データを全く新規にご自分で作成するのは難しく、またミスが入り込む可能性がある。そこで、KMAPではオンラインで同種類の既存のデータをコピーして、それを修正して使うやり方を推奨しています。具体的な使い方を以下に示します。

(1) KMAPの起動

C:\¥KMAP フォルダ内の、“KMAP**実行スタートファイル.BAT” (**はバージョン番号) バッチファイルをダブルクリックすると、解析プログラムKMAPが起動する(下記)。

```
##### < KMAP*** 解析内容選択 > #####
##                                     (202*. *.* ) ##
##      1 : 「一般」(下記以外) ⇒ 航空機の運動・制御系解析, ##
##                                     「SPIN」スピン運動, ##
##                                     「KOPT」KMAP最適化, ##
##                                     「AIRCRAFT.DRN」ドローン ##
##      23: 「CDES」(自動化) ⇒ 航空機(含む機体形状データ)の解析, ##
##                                     オートパイロット設計 ##
##      3 : 「CDES.WAI」 ⇒ 水中ビークルの運動・制御系解析 ##
##      4 : 「EIGE」 ⇒ 一般の制御系解析, ##
##                                     'EIGE.DTU'はΔTを10倍 ##
##                                     「EIGE.6DF」シミュレーション最適化 ##
##      5 : 「EIGE.MEC」 ⇒ 工作機械の制御解析 ##
##                                     「EIGE.MEC.6DF」シミュレーション最適化 ##
##      6 : 「HAYA」 ⇒ キーインなしで航空機シミュレーション, ##
##                                     「HAYA.6DF」6-DOF最適化, ##
##                                     「HAYA.6DF.DRN」ドローン最適化 ##
##      7 : シミュレーションデータの保存と加工 ##
## ----- ##
##      11: 有限要素法(FEM)による構造物の弾性解析 (参考図書⑥ 参照) ##
##      12: 差分法(FDM)による流体, 熱の流れの解析 (参考図書⑥ 参照) ##
##      13: 飛行機の翼理論, 2次元ポテンシャル流厳密解 (参考図書⑮ 参照) ##
##      14: KMAP デジタル制御ツールボックス A (オプション) ##
## ----- ##
##      (30: 取り扱い説明書(pdf資料))←初学者はご一読下さい ##
##      (86:参考図書, 87:KMAP変更内容の履歴, 88:注意事項の表示) ##
## ----- ##
##      9 : 終了 ##
#####
● 上記の番号を選択 -->
```

“23” を選択

(2) 解析の細部メニュー

上記メニューで“23”を選択すると、細部メニューが次のように表示される。

=====

(A) 通常機 (燃料重量が変化)

“11方式”：(1) 性能要求値 (乗客数, 航続距離, 離陸滑走路長, 着陸滑走路長, 接地速度) を満足する機体諸元を探索する

(2) 自重一定で, 航続距離を指定して必要な燃料量を探索した後, 離陸重量と飛行性能 (離陸滑走路長, 着陸滑走路長, 接地速度) を求める
(⑨の製造可能な自重比の項で, “10” を選択して実行)

(3) この 11 方式 (1) の特殊ケースとして, 航続距離優先 (ブレイク-最適条件の迎角を利用) の場合は “12 方式” を選択することで可能

“13方式”：乗客数, 離陸重量, 自重, 燃料量, 離陸推力を変更して, 飛行性能 (航続距離, 離陸滑走路長, 着陸滑走路長, 接地速度) および飛行特性 (含む, シミュレーション, 制御系安定解析) を解析する

(B) 重量一定 (電池式や人力飛行機など)

“21方式”：乗客数, 離陸重量, 離陸推力を変更して, 飛行特性 (航続距離, 離陸滑走路長, 着陸滑走路長, 接地速度) および飛行特性 (含む, シミュレーション, 制御系安定解析) を解析する

(-1) : (戻る)

=====

●上記の 11, 13, 21 を選択 -->

“13” を選択

(3) 既存データファイルの利用

上記細部メニューから, “13” を選択すると, 航空機のデータの取得方法が次のように表示される。

=====

方法 98 : 既存のファイルをコピー利用して新規作成

方法 99 : 例題ファイル(リスト表示される)をコピー利用

(直接 No)100 : 表示される直接番号の例題ファイルをコピー利用
(-1) : (戻る)

=====

●上記の 98, 99, 100 を選択 -->

“99” を選択

⑮

*****<< (インプットデータ修正) (後半部) >>*****

1 = 制御則

(・ゲイン最適化を行う場合は“1”を選択して制御則に入ってください)

* = 初期飛行条件 (* 自動化操作データ表で指定)

* = パイロット操舵 (* 自動化操作データ表で指定)

4 = デバッグ時間(制御則部)

(・シミュレーション時に各状態変数を0.1秒毎に表示する開始時間)

5 = 空力(MACH 関数)

6 = 空力(MACH, ALP 関数)

7 = 空力(MACH, Hp 関数)

8 = 補間関数のデータ作成・修正

(・補間関数を利用するには, 制御則修正(行追加)にて関数 F48 で設定)

参考(① Z500, X50, H500, U40, R40, E80, D4 まで可能. 制御則は 900 行まで可能.)

(② 変数 Z は, リミット関数以外は 2 回以上定義しないこと.)

(③ 舵角 $Z1 = \delta e$, $Z2 = \delta a$, $Z3 = \delta f$, $Z4 = \delta r$, $Z5 = \delta T$. 同様にパイロット入力は $U1 \sim U5$.)

(④ x, y, z 外力(kgf)を Z6, Z7, Z8 で追加. x, y, z モーメント(kgf·m)を Z9, Z10, Z11 で追加.)

(⑤ シミュレーション時のガスト ug, vg, wg (kt) は H491, H492, H493 に定義した分も反映される.)

●何を修正しますか?(番号キー), 修正なし(完了)=0

今回は修正なしとして“0”を入力

ここで, “0” をキーインすると, 次のように表示される.

⑯

*****<< 飛行機の操縦特性 >>*****

* * * * *

* 1 : 操縦桿 押し引き操舵 (エレベータ) *

* 2 : 操縦桿 左右操舵 (エルロン) *

* 3 : フラップ 上げ下げ操作 *

* 4 : ペダル 左右踏み操作 *

* 5 : 推力 増加減少操作 *

* * * * *

*****<< 飛行機の外乱特性 >>*****

* 6 : 前後ガスト ug (線形解析用入力) *

* 7 : 上下ガスト wg (線形解析用入力) *

* 8 : 横ガスト vg (線形解析用入力) *

* (シミュレーションは ugust, wgust, vgus で時間で設定, また,) *

* (H491 (ug), H493 (wg), H492 (vg) を制御則内で入力設定) *

(不明時は 1 入力)

●上記解析メニューから選択してください

“1” を選択

ここで，“1”をキーインすると，次のように表示される．

```

⑰
*****
(NAERO=11) 縦  $\delta e$  コントロールシステム解析
●出力キー: i=4:u, 5:ALP, 6:q, 7:THE (不明なら7入力)
*****
----(INPUT)---- 出力 i=

```

“7”を選択

ここで，“7”をキーインすると計算が終了して，次のように解析結果の表示画面が出る．

```

(利用した例題ファイル名): CDES.P130C.DAT
(新しいファイル名): CDES.4.DAT
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$< 解析結果の表示 >$$$$$$$$$(KMAP125)$$$$$$$$$$
$$ 0: 表示終了(次の解析 または 終了へ) $$
$$ 1: 安定解析図(f特,根軌跡) (Excelを立ち上げてください) $$
$$ (極・零点配置,根軌跡,周波数特性などの図が表示できます) $$
$$ (極・零点の数値データは“9”(安定解析結果)で確認できます) $$
$$ 2: シミュレーション図(KMAP(時歴)) (Excelを立ち上げてください) $$
$$ (40秒または200秒のタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 3: 機体3面図 (Excelを立ち上げてください) $$
$$ 4: 飛行性能推算結果 (TES10.DAT) $$
$$ 5: 空力係数推算結果 (TES5.DAT) $$
$$ 6: ナイスト線図 (Excelを立ち上げてください) $$
$$ 7: シミュレーション図(KMAP(Simu)) (Excelを立ち上げてください) $$
$$ (Z191~Z200に定義した値をタイムヒストリー図に表示できます) $$
$$ 8: 飛行特性解析結果(機体固有) (シミュレーション結果:縦→81,横方向→82) $$
$$ 88: 飛行特性解析結果(制御系含み) (シミュレーション結果:縦→881,横方向→882) $$
$$ 9: 釣り合い飛行時のデータおよび安定解析結果 (TES13.DAT) $$
$$ 10: その他のExcel図, 101: KMAP線図(1), 102: KMAP線図(2) $$
$$ 11: 運動アニメーションを実行(ただし,飛行機と水中ビークルのみ) $$
$$ (開始:[shift]+[S], 終了:[shift]+[E], モード変更:[shift]+[V]) $$
$$ (機体拡大:[Q], 縮小:[A], 回転:[←],[↑],[→],[↓]) $$
$$ 12: 運動アニメーションの移動量を調節する $$
$$ 13: シミュレーションデータの保存と加工 $$
$$ 14: 取り扱い説明書(pdf資料), (15:インプットデータ表示), (16:Ap, B2行列表示) $$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
●上記解析結果の表示 ⇒ 0~ を選択 -->

```

この画面と同時に，次の自動化操作ファイルが表示される．このファイルを修正すると再計算が簡単に実施できる．

 AUTO. AAE 自動化操作データ新規作成用

< 1>	(1) 飛行機関係の解析の自動化	< 1>	1.00000	(←設定済み)
< 2>	(2) 飛行機関係「CDES」の解析	< 2>	1.00000	(←設定済み)
< 3>	(3) 設計方式(11, 12, 13, 21方式)選択	< 3>	13.00000	(11:設計, 13, 21:解析)
< 4>	(4) 機体データの取得方法(98, 99, ·)	< 4>	99.00000	(98:既存, 99, 100:例題)
< 5>	(5) 機体データの取得	< 5>	4.00000	(コピー利用の機体番号)
< 6>	(6) 新しいファイル名(3ケタの番号)	< 6>	4.00000	(←自動設定=同じ番号)
< 7>	(7) 制御則の選択(番号入力)	< 7>	0.00000	(以後の計算もこのまま)
< 0>		< 0>	0.00000	
< 0>		< 0>	0.00000	
< 0>	(設計方式・機体データ, 制	< 0>	0.00000	
< 0>		< 0>	0.00000	
< 8>	(8) 形状データ使うか(0=設定不変更)	< 8>	0.00000	(999=実行時に変更メニュー)
< 9>	(9) 形状データ修正(0=形状確定, ··)	< 9>	999.00000	(999=実行時に形状修正)
< 10>	(10) 縦静(0, 2=CAP考慮, 1, 3=なし)	< 10>	0.00000	(0, 1=5%, 2, 3=%値入力)
< 57>	(10) 縦静安定量(%MAC)	< 57>	5.00000	(縦静安定の条件は上記)
< 0>		< 0>	0.00000	
< 12>	(12) 性能要求値(4.1項)	< 12>	1.00000	
< 19>	(12-1) 乗員・乗客数	< 19>	130.00000	(1人の重量100(kgf))
< 21>	(12-2) ペイロード(除く乗客)(トン)	< 21>	0.00000	
< 25>	(12-4) 巡航高度(ft)	< 25>	36000.00000	(巡航高度)
< 27>	(12-5) 単位:(マッハ数=99), (ノット=98)	< 27>	99.00000	(巡航時の速度単位)
< 28>	(12-5) 巡航マッハ数(-) or 速度(ノット)	< 28>	0.75000	(巡航速度)
< 30>	(12-7) 巡航の燃料消費率(キロ/hr)	< 30>	0.70000	(巡航燃費)
< 38>	(12-11) CLmax 計算用離陸フラップ角	< 38>	20.00000	(空力係数推算用)
< 40>	(12-12) CLmax 計算用着陸フラップ角	< 40>	40.00000	(空力係数推算用)
< 0>		< 0>	0.00000	
< 13>	(13) 機体諸元(4.2項)	< 13>	1.00000	
< 42>	(13-1) 高度(ft)(CLmax 計算用)	< 42>	1500.00000	(空力係数推算用)
< 44>	(13-3) 速度(ノット)(CLmax 計算用)	< 44>	165.00000	(空力係数推算用)
< 46>	(13-4) 離陸重量(トン)	< 46>	47.70000	(Wto=Wemp+Wpay+Wfuel)
< 48>	(13-5) 自重(99=修正↓下記に入力)	< 48>	99.00000	
< 49>	(13-5) 自重を入力(トン)	< 49>	22.81100	(Wemp増=Wpay減→Wf減)
< 52>	(13-6) 燃料量(キロリットル)	< 52>	15.24200	(Wfuel→1(kL)=0.78トン)
< 51>	(13-6) 燃料量修正方法(98=W変化)	< 51>	98.00000	(燃料増減は, Wtoが増減)
< 54>	(13-7) 離陸推力(トン)	< 54>	12.00000	(離陸用推力)
< 56>	(13-8) フラップ型式(0, 1, 2, 3)入力	< 56>	1.00000	(0=無, 1=2slot, 3=plane)
< 0>		< 0>	0.00000	
< 14>	(14) インプット修正(前半)	< 14>	1.00000	(他は23方式説明資料に)
< 35>	(14-1) 機体重量(飛行解析用)(トン)	< 35>	36.48419	(飛行解析用の機体重量)
< 37>	(14-2) 重心(%MAC)	< 37>	25.00000	(飛行解析用の重心)
< 39>	(14-3) シミュレーション計算時間(秒)	< 39>	40.00000	(飛行解析用の計算時間)
< 0>		< 0>	0.00000	
< 15>	(15) インプット修正(後半)(15-1)制御則	< 15>	999.00000	(999.0で制御則修正可能)
< 20>	(15-2) スタート高度(ft)	< 20>	1500.00000	(高度>スパン*0.394(ft))
< 22>	(15-3) スタート速度(ノット)	< 22>	165.00000	(飛行解析用の初期速度)
< 24>	(15-4) スタートG(G)	< 24>	1.00000	(飛行解析用の初期G)

“0.0”を“999.0”に修正

<26>	(15-5)スタートθ (deg)	<26>	0.00000	(飛行解析用のピッチ角)
<29>	(15-6)スタートφ (deg)	<29>	0.00000	(飛行解析用のロール角)
<31>	(15-7)脚位置 (UP=0, DN=1)	<31>	1.00000	(飛行解析用の脚位置)
<33>	(15-8)トリム計算, (0=実施, 1=スキップ°)	<33>	0.00000	(スキップ°は下記直接操舵)
<58>	(15-9)パイロット操舵 (下記修正)	<58>	999.00000	(<15>=999は途中修正も)
1. NDe-----> 6				
T, De	0.0000	0.0000		
	2.0000	0.0000		
	2.1000	-5.0000		
	6.0000	-5.0000		
	6.1000	0.0000		
	60.0000	0.0000		
2. NDa-----> 2				
T, Da	0.0000	0.0000		
	60.0000	0.0000		
3. NDf-----> 2				
T, Df	0.0000	20.0000		
	60.0000	20.0000		
4. NDr-----> 2				
T, Dr	0.0000	0.0000		
	60.0000	0.0000		
5. N(THRUS)-> 4				
T, D(THR)	0.0000	0.0000		
	2.0000	0.0000		
	4.0000	0.0000		
	200.0000	0.0000		
< 0 >	-----	< 0 >	0.00000	-----
<69>	888	<69>	888.00000	
<70>	999	<70>	999.00000	

この自動化操作ファイルの(9)形状データ修正欄のデータ“0.0”を“999.0”に修正して再計算すると、次の計算の途中で1次停止するので、そこで**飛行機の形状を変更できる**。

“999.0”に修正したら、そのファイルを保存(Ctrl+S)して、<解析結果の表示>画面に戻り、“0”をキーインすると、次の表示がでる。

```
*****
*   AUTO ファイルを修正して再計算しますか ⇒ 0=No, 1=Yes(保存後) *
*****
.
```

⇒

“1”をキーイン

ここで、“1”をキーインすると再計算が開始されて次で1次停止する。

⑨

===== (機体形状設定) =====	
1 = 主翼面積 (7ス ^h 外比一定) (Sh, Sv 比)	16 = 水平尾翼後端を胴体後端から前方へ移動
2 = 主翼スパン, (51=7ス ^h 外比) (bh, bv 比)	17 = 水平尾翼の断面形状
3 = 主翼の先細比	18 = エレベータ形状
4 = 主翼の前縁後退角 (後縁付け根の後退角を指定する場合も“4”を選択)	19 = 垂直尾翼の面積 (7ス ^h 外比一定)
5 = 主翼の上反角	20 = 垂直尾翼のスパン, (71=7ス ^h 外比)
6 = 主翼の主翼上下位置	21 = 垂直尾翼の先細比
7 = 主翼の断面形状	22 = 垂直尾翼の前縁後退角およびドーサルフィン
8 = フラップ形状 (CLmax 計算用フラップ°角とフラップ°型式を 4.1, 4.2 項で設定見直し要)	23 = 垂直尾翼後端を胴体後端から前方へ移動
9 = エルロン形状	24 = 垂直尾翼の断面形状
10 = 水平尾翼の面積 (7ス ^h 外比一定)	25 = ラダー形状
11 = 水平尾翼のスパン, (61=7ス ^h 外比)	26 = 胴体長さ
12 = 水平尾翼の先細比	27 = 機首部長さ
13 = 水平尾翼の前縁後退角	28 = 機首を除く前胴部長さ
14 = 水平尾翼の上反角	29 = 胴体直径および前胴細部
15 = 水平尾翼の水尾上下位置	30 = エンジン取付
	31 = ウイングレット取付

=====

(形状確認は, エクセル図 “KMAP(機体図)*.xls” にてデータ更新してください.)

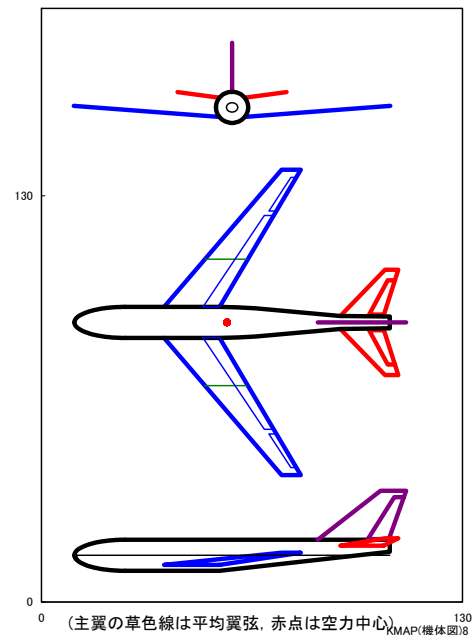
(★細かい修正 (特に 27~29) は, C:\¥KMAP¥DAT データ (CDES) のインプットデータを)
(メモ帳で表示して直接修正・保存・再実行して形状修正した方が簡単です)

●上記修正 (番号キー), 形状確認 (=99), 形状確定 (=0)

これにより, 飛行機の機体形状を修正することができる。上記修正の番号をキーインして説明に従ってデータを修正する。結果の機体3面図は“99”をキーインするとExcelの図を更新することで形状確認ができる。

機体形状修正が終了したら形状確定“0”をキーインすると, 計算が再開して上記⑮<<(インプットデータ修正)(後半部)>>の状態です。1次停止するので, それ以降は, 上記と同様に計算を続ける。

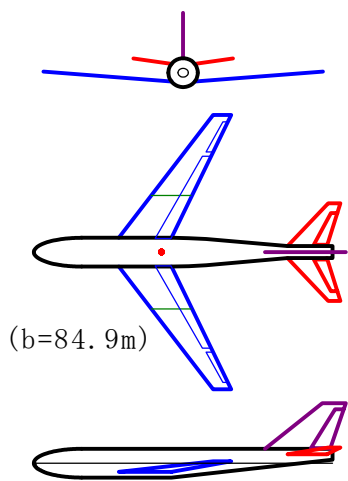
さらに再計算する場合は, 自動化操作ファイルの(9)形状データ修正欄のデータを



“0.0”に戻しておくといよい。そうすると、次の計算時は「⑨(機体形状設定)」の画面はスキップして計算が進むことになる。

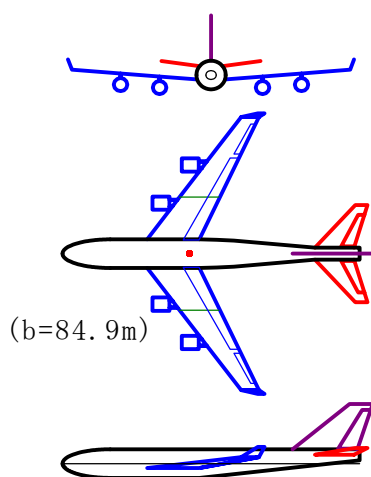
5. KMAPで利用できる既存機体形状データ例

機体形状データを作成するとき利用できる既存の機体形状データを以下に参考として示す。



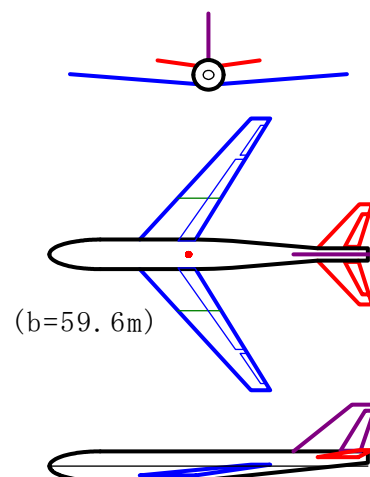
(b=84.9m)

(1) CDES. P800B. DAT
(800名, 650tf クラス)



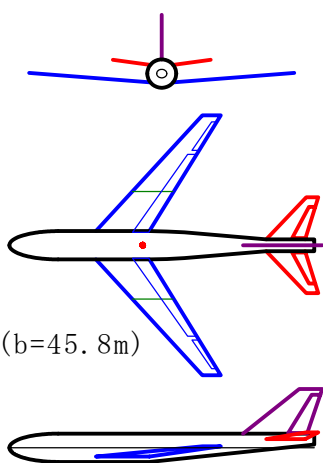
(b=84.9m)

(301) CDES. P800E. DAT
(800名, エンジン付き)



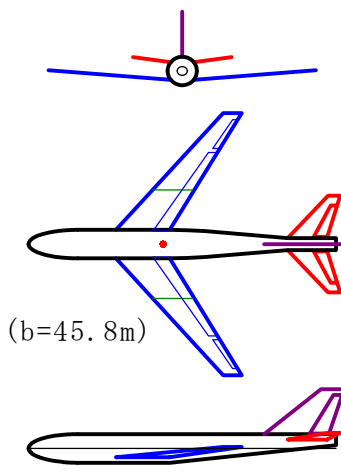
(b=59.6m)

(2) CDES. P450B1. DAT
(450名, 330tf クラス)



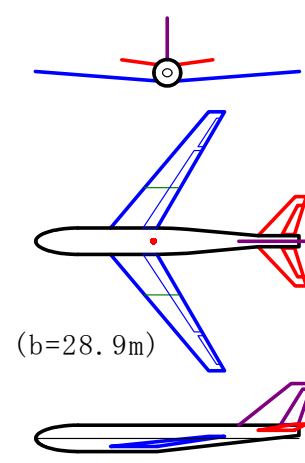
(b=45.8m)

(3) CDES. P300B. DAT
(300名, 180tf クラス)



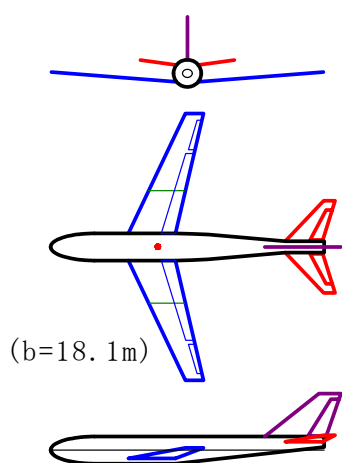
(b=45.8m)

(302) CDES. P300B1. DAT
(300名, 別操舵データ)

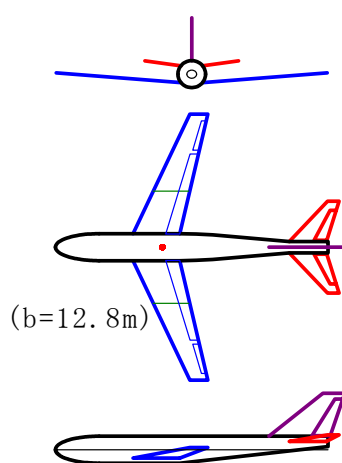


(b=28.9m)

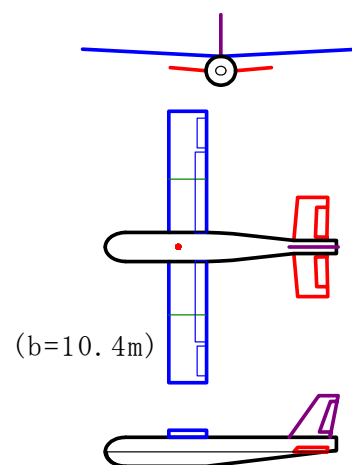
(4) CDES. P130C. DAT
(130名, 50tf クラス)



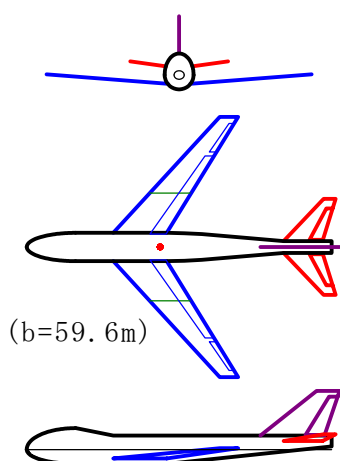
(5) CDES. P50C. DAT
(50名, 20tf クラス)



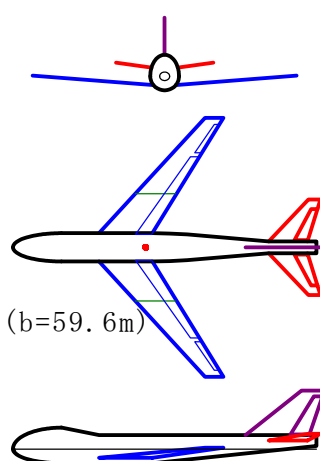
(6) CDES. P10B. DAT
(10名, 10tf クラス)



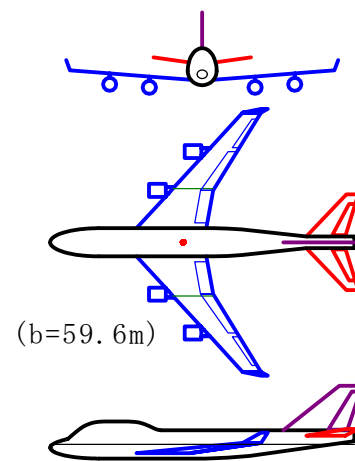
(7) CDES. P4B. DAT
(4名, 1.5tf クラス)



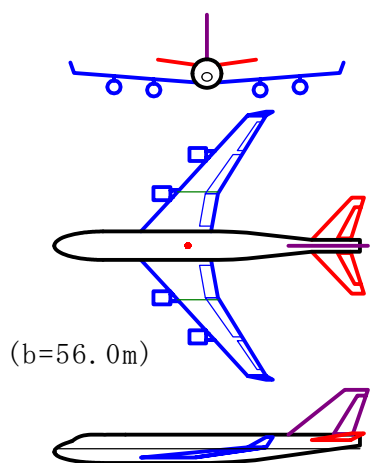
(10) CDES. EXAMPLE. DAT
(大型旅客機の例題)



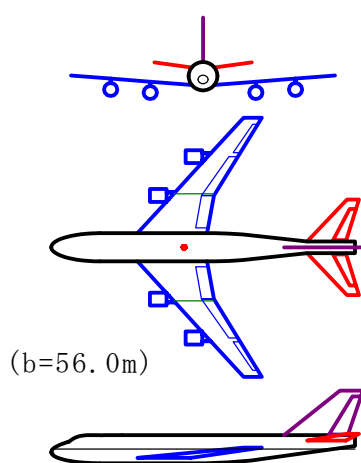
(11) CDES. B747C
RevB1. DAT
(B747タイプ空力チェック用)



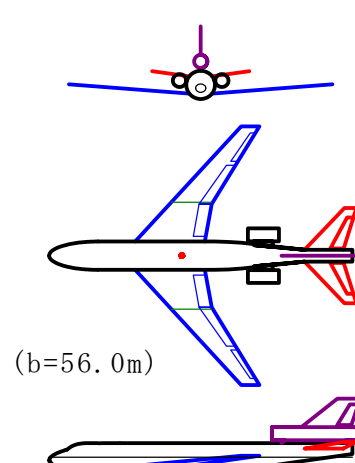
(-) CDES. B747 エンジン
4発ウイングレット付. DAT
(450名, 4発エンジン付)



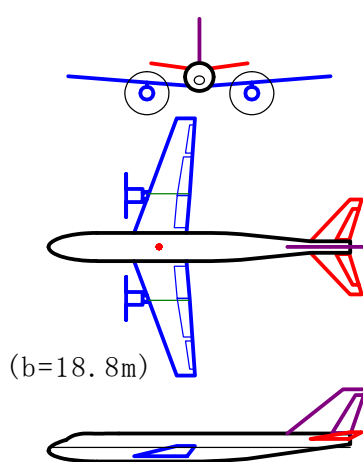
(303) CDES. 主翼エンジン 4 発
ウイングレット付 A. DAT
(450 名, 4 発エンジン付)



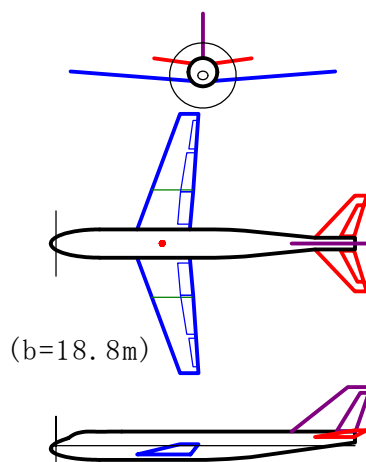
(304) CDES. 主翼エンジン
4 発例 A. DAT
(450 名, 4 発エンジン付)



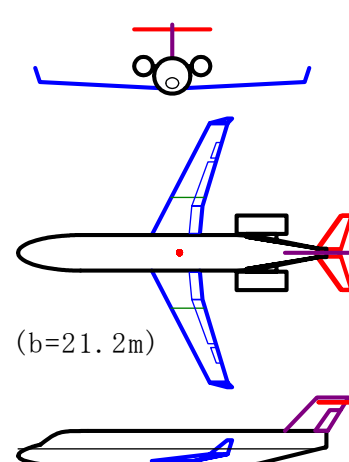
(305) CDES. 胴体尾翼
エンジン 3 発例 A. DAT
(450 名, 3 発エンジン付)



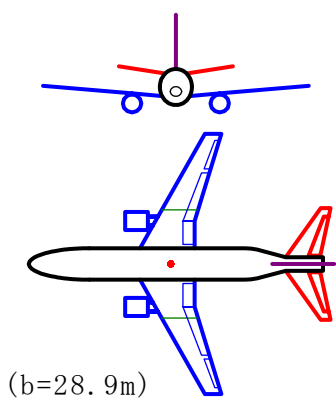
(306) CDES. 主翼プロペラ
2 発例 A. DAT
(50 名, プロペラ 2 発)



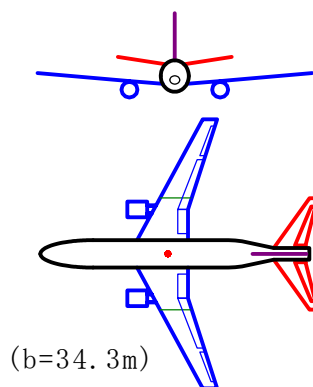
(307) CDES. 機首
プロペラ機例 A. DAT
(50 名, プロペラ 1 発)



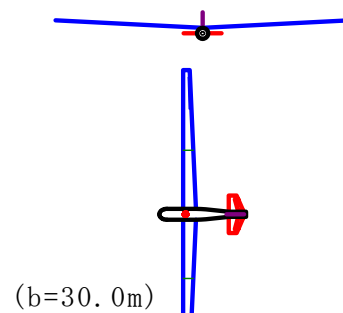
(71) CDES. CRJ200
タイプ A. DAT
(50 名, 23tf クラス)



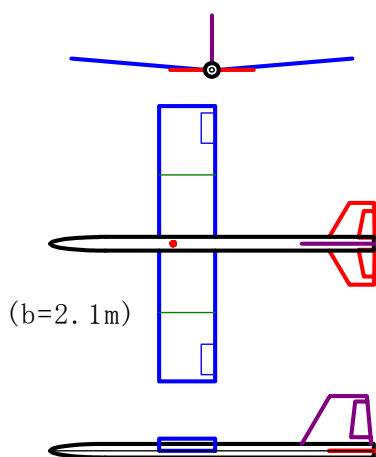
(24) CDES. B737-300
タイプ . DAT
(150名, 56tf クラス)



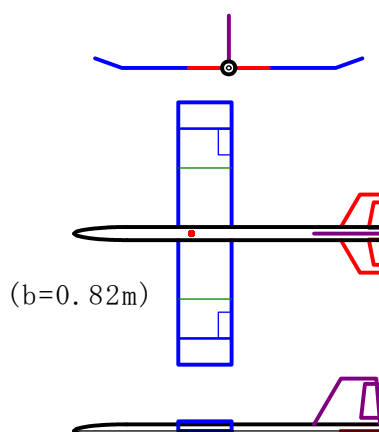
(28) CDES. B737-700
タイプ . DAT
(150名, 60tf クラス)



(308) CDES. GEF
. JINRIKI-A. DAT
(人力飛行機, 地面効果有)



(8) CDES. MOKEI1KGA. DAT
(模型飛行機, 1kgf クラス)



(9) CDES. MOKEI0.15KGC. DAT
(模型飛行機, 0.15kgf クラス)

以上