

# 航空機設計法第一

## レポート課題3 機体三面図(初期案)

学籍番号 03-170313

飯山敬大

2018年2月20日

## 目次

1	概要	2
2	設計点の変更	2
3	主翼の設計	3
3.1	翼型の選定	3
3.2	アスペクト比 $AR$ , 後退角 $\Lambda$ , テーパー比 $\lambda$ , 上端角 $\Gamma$	3
3.3	翼端部, 翼根部のコード長	4
3.4	その他パラメタ	4
3.5	BWB 機の主翼形状について	5
3.6	燃料タンク容量 $V_t$	5
4	エンジンの選定	6
5	胴体寸法	6
5.1	胴体断面	6
5.2	客室長さ	8
5.3	客室高さについての検討	8
6	尾翼設計	8
7	舵面の設計	9
8	タイヤのサイジング	9
9	重量推算	10
9.1	主翼重量	10
9.2	尾翼重量	10
9.3	胴体質量	10
9.4	ナセル重量	11
9.5	脚重量	11
9.6	推進系統重量	11
9.7	装備品重量	11
9.8	運用に必要なアイテム重量	12
9.9	運用空虚重量	12
10	重心位置の計算	12
11	脚配置	13
12	三面図	13

## 1 概要

以下に示す設計要求を満たす航空機のサイジングを行う。なお、設計要求から、Blended Wing Body 型として見積もりを行う。

表 1: 設計要求

Payload	420Passengers(excluding 2 Pilots & Cabin attendants)
Range	7500nm with max. payload,alternate airport(200nm) and 45min. loiter
Altitude	38,000ft for the design Range
Cruise Speed	M0.8
Climb	as required in FAR25.
Take off & landing	10,000ft take-off field length at sea level 7000ft landing field length at $W_L = 0.8W_{TO}$ at sea level
Powerplants	Turbo Fan
Certification Base	FAR25
Max. landing weight ratio	0.88

## 2 設計点の変更

前回行ったサイジングプロットでは、設計点を  $C_{L_{max}L} = 3.0, C_{L_{max}TO} = 2.2$  の点にとったが、今回 BWB 機の胴体設計を行ったところ、この設計点では主翼が小さすぎて翼根部の厚さが足りず、十分な客室高さを確保できないことが判明した。また、無尾翼機として設計することに変更したため、機体トリムの確保の問題から高性能の後縁フラップをつけることができず、着陸時の  $C_{L_{max}}$  は通常の機体よりも小さな値になると考えられる。そこで下図のように設計点を左側に移し、 $C_{L_{max}L} = 1.9, C_{L_{max}TO} = 1.7$  の両直線が交錯する場所とした。すると、

$$\begin{cases} T = 2.44 \times 10^6 [lb] \\ S = 7.80 \times 10^3 [ft^2] \end{cases}$$

となった。これを元に設計を進めていくことにする。

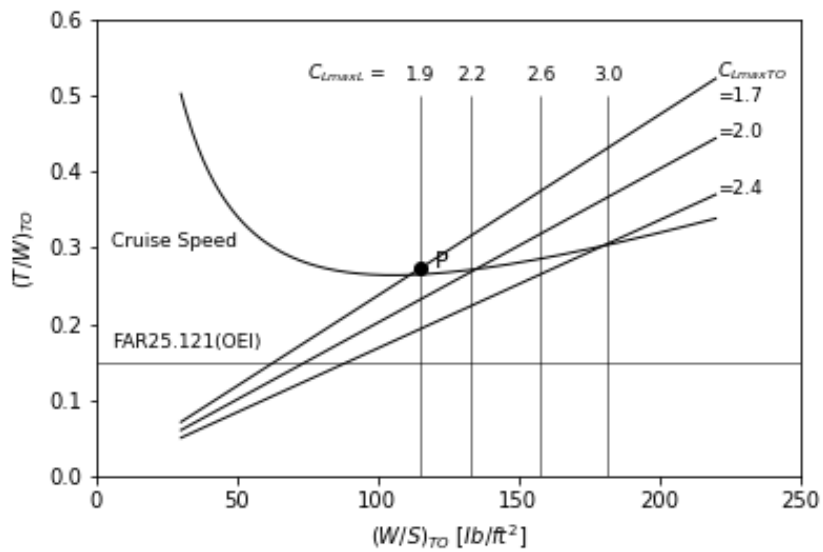


図 1: サイジングプロットの変更

### 3 主翼の設計

BWB 機の設計において、胴体の設計を行う前に、主翼の設計を行う必要があると判断したので、先に主翼の設計を行う。

#### 3.1 翼型の選定

遷音速機であるから、抵抗発散を遅らせるため、スーパークリティカル翼型を採用する。

#### 3.2 アスペクト比 $AR$ , 後退角 $\Lambda$ , テーパー比 $\lambda$ , 上端角 $\Gamma$

アスペクト比はレポート問題 2 より、

$$AR = 9.0$$

とする。後退角  $\Lambda$ , テーパー比  $\lambda$ , 上端角  $\Gamma$  は、教科書の目安の数字より、

$$\Lambda = 30[deg]$$

$$\lambda = 0.3$$

$$\Gamma = 6.0[deg]$$

と設定した。

### 3.3 翼端部, 翼根部のコード長

レポート問題 2 より,

$$S = 4939[ft^2]$$

であるから, 翼幅  $b$  は,

$$b = \sqrt{S \times AR} = 265[ft]$$

となる. したがって, 翼端部, 翼根部のコード長は

$$\begin{cases} c_r = \frac{2}{1+\lambda} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 45.3[ft] \\ c_t = \frac{2}{1+\frac{1}{\lambda}} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 13.6[ft] \end{cases}$$

さらに平均空力翼弦  $\overline{c_H}$  は,

$$\overline{c_H} = \frac{2}{3} \overline{c_H} \frac{1 + \lambda_H + \lambda_H^2}{1 + \lambda_H} = 32.3[ft]$$

となる.

### 3.4 その他パラメタ

教科書を参考にし, 厚み比  $t_r$ , 揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  はそれぞれ,

$$t_{root} = 18[\%], \quad t_{tip} = 12.0[\%], \quad C_{L\alpha} = 4.5[1/rad]$$

と設定する. また巡航時揚力係数  $C_{L_{cruise}}$  は

$$\begin{aligned} C_{L_{cruise}} &= \frac{W_{TO} - 0.4W_F}{qS} \\ &= \frac{896000 - 0.4 \times 238044}{194 \times 4939} \\ &= 0.53 \end{aligned}$$

となるので, 胴体取り付け角  $\alpha_i$  は,

$$\alpha_i = \frac{C_{L_{cruise}}}{C_{L\alpha}} = 6.06[deg]$$

となる.

### 3.5 BWB 機の主翼形状について

BWB 機において後に胴体の設計を行う際に、翼根でのコード長がこの値では足りないので、下図のように翼根でのコード長を延長し、下図のような翼形状とした。この際に、主翼面積を変更する必要があるとも考えられるが、このレポートでは新しく付け足した部分是一种のキंकとして扱い、基準翼面積は下図の斜線部分として定義し、主翼濡れ面積にはこのキंक部を含めて扱うことにする。

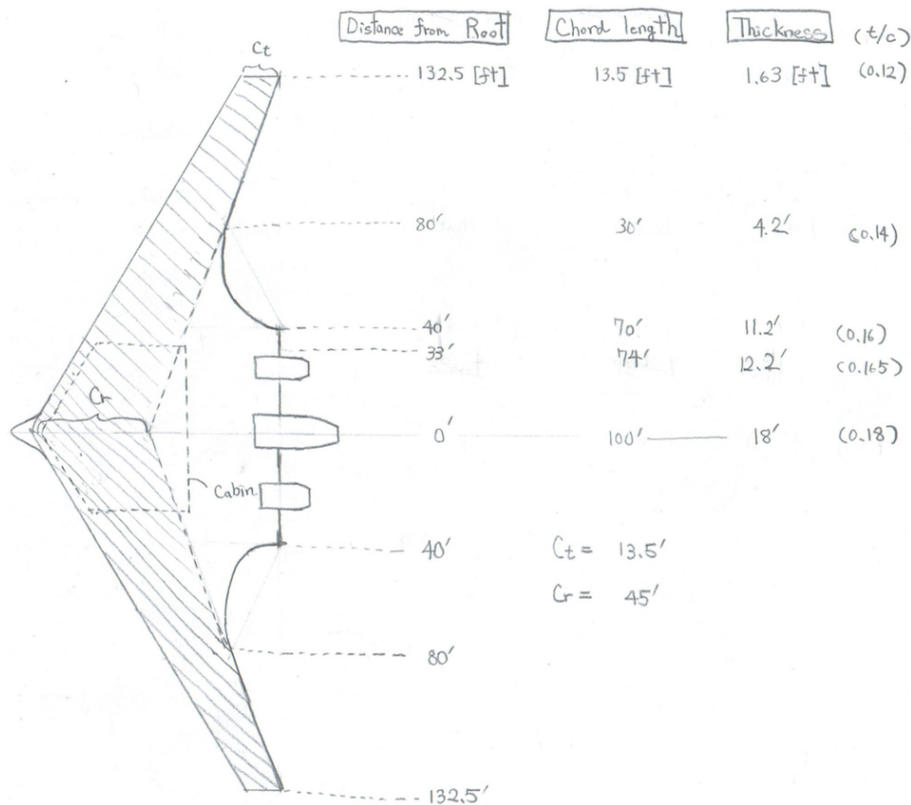


図 2: 主翼

### 3.6 燃料タンク容量 $V_t$

教科書記載の統計式より、燃料タンク容量  $V_t$  は、

$$V_t = 0.54 \frac{S^2}{b} t_{root} \frac{1 + \lambda \sqrt{\frac{t_{tip}}{t_{root}}} + \lambda^2 \frac{t_{tip}}{t_{root}}}{1 + \lambda^2} = 8091 [ft^3] = 60527 [gal]$$

必要な燃料体積  $V_F$  は、

$$V_F = \frac{W_F}{\rho_F} = \frac{238044 [lb]}{6.7 [lb/gal]} = 35528 [gal]$$

$V_F < V_t$  より, 十分である.

BWB 機なので, 翼の内部には客室が配置されるが, 前述した通り, キンク部の存在により, 実際にはより多くのスペースを確保できるので, 十分であるとみなせる.

## 4 エンジンの選定

レポート 2 より, エンジン 1 発あたりの推力は,

$$T/3 = 81300[Ib]$$

ここでは, 参考として, GEAE が 1996 年に開発したジェットエンジン, GE90-85B の諸元用いることにする. その諸元は以下の通りである.

形式:	軸流式, 2 軸, ターボファン
全長:	192.8in
直径:	135in
乾燥質量:	15596Ib
推力:	海面高度で 84,700 [Ib]    巡航時 17500 [Ib]

表 2: GE90-85B の諸元

## 5 胴体寸法

### 5.1 胴体断面

参考文献 [2] より, 胴体は下図のような Cabin bay を 5 つ横に並べた形を設けることにする. 1 階に Economy Class, 2 階に Buisness Class と First Class の座席を設けることにする. 各 Bay において, Economy Class の座席は通路を挟んで片側 3 席ずつ, Buisness Class の座席は通路を挟んで片側 2 席ずつとする. 一階には 5 つの客室用の Bay を, 2 階には 3 つの客室用 Bay を設けることとする. また高さの関係上, 荷物を客室下部に収納することはできないと考えられるので, 客室側面に荷物収納用のスペースを設ける.

シートピッチをビジネスクラス/ファーストクラス 65in, エコノミークラス 33[in] とし, 座席幅をエコノミークラス 21[in], ビジネスクラス 30[in], 通路幅をエコノミークラス 25[in], ビジネスクラス 30[in], 構造部材厚さを 12[in] と設定する. 各 bay の幅は以下ようになる.

$$\begin{cases} \text{Economy 用 bay: } w_{economy} = 6 * 21 + 25 = 151[in] \\ \text{Buisness 用 bay: } w_{buisness} = 4 * 30 + 30 = 150[in] \end{cases}$$

これで1階と2階の Bay の幅はほぼ同じになる。各 bay を区切る壁の厚さを  $w_{wall} = 5[in]$  とすると、胴体内径 (幅) と外径 (幅) は最も広くなる場所で、

$$\begin{aligned} D_{in} &= w_{economy} * 5 + w_{wall} * 4 \\ &= 151 \times 5 + 5 \times 4 = 775[in] \\ D_{out} &= D_{in} + 12 = 787[in] \approx 65.5[ft] \end{aligned}$$

となる。

以上より、客室の断面は下図のように表せる。

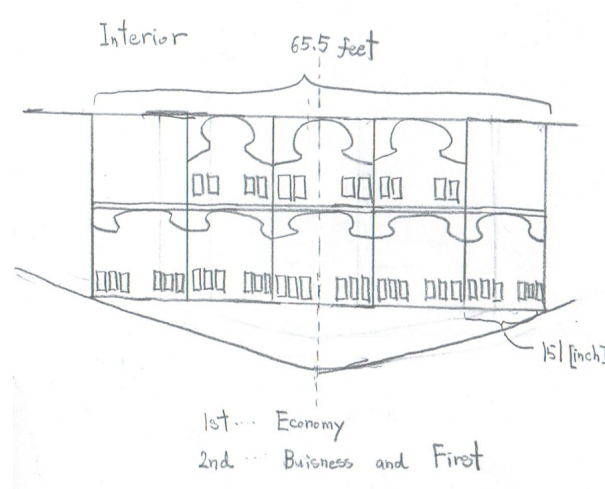


図 3: 客室正面図 (寸法は考慮していない)

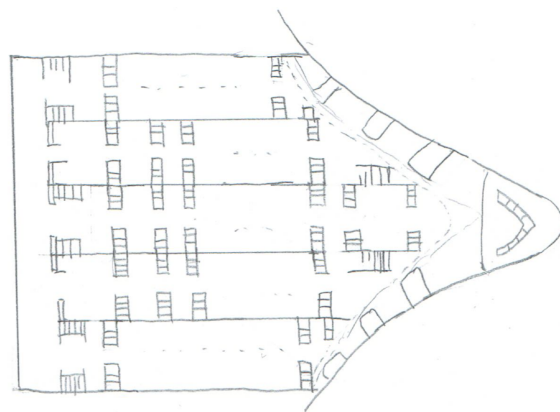


図 4: 客室上面図 (寸法は考慮していない)



## 5.2 客室長さ

ファーストクラス + ビジネスクラス 64 名, エコノミークラス 354 名とすれば, 一列あたりの人数はビジネス・ファーストクラスは  $4 \times 3 = 12$  名, エコノミークラスは  $6 \times 5 = 30$  名であるから, 必要な列数はビジネス・ファーストクラスが  $64/12 = 6$  列, エコノミークラスは  $354/30 = 12$  列であるから, それぞれの bay の長さは, 前後に

$$\begin{cases} \text{Economy 用 bay: } l_{economy} = 6 \times 65[in] + 2 \times 25[in] = 37.1[ft] \\ \text{Buisness 用 bay: } l_{buisness} = 12 \times 33[in] + 2 \times 25[in] = 36.6[ft] \end{cases}$$

となり大体等しくなるので, 整合性が取れる. また客室の前後に廊下やトイレ, 階段等の設備を備えることを踏まえて, 客室長さ (各 Bay の長さ) を,

$$l_c = 45[ft]$$

とする.

## 5.3 客室高さについての検討

最後に, 2 階分の高さを確保することができるか検討する. 第 3 章で示した図のように, 胴体全長を翼根部で 100[ft] とする.

すると, 各部分でのコード長と主翼厚さの概形は下のグラフのようになる.(実際は滑らかに変化する)

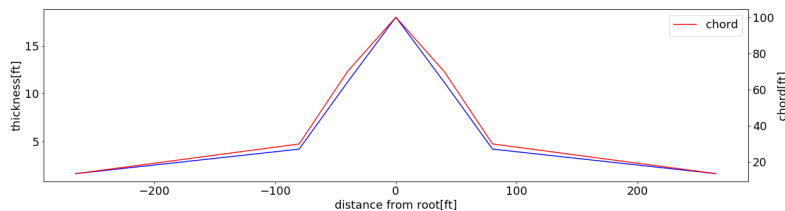


図 5: 最大厚さとコード長

胴体の幅が 65.5feet であるから, 胴体の最も外側の部分の主翼の最大厚さが 12.2[ft], コード長は 74[ft] であるから, 2 階の両端の Bay には客室は配置されない (荷物を収納する場所とする) ことも考慮に入れると, 十分に 2 階立ての客室 (全長 45[ft]) を収容できると考えられる.

## 6 尾翼設計

無尾翼機であるので, 尾翼の設計は省略する.

これに伴って主翼に搭載する舵面を工夫する必要があるが生じる. これについては次章で論じることとする.

## 7 舵面の設計

無尾翼機であるため、通常の機体とは異なる舵面操作で機体を制御する必要がある。まずヨー制御であるが、ラダーの代わりにスポイラーを用いて行う。この目的のスポイラーには揚力を減少させるだけでなく、抗力を増大させるエアブレーキ的な効果も求められる。また水平尾翼がないため、エレボンと呼ばれるエレベーターとエルロン役割を兼ね備えたものが用いられる。左右の動翼を同時に動かすことでエレベーターとして、逆方向に動かすことでエルロンとして機能し、それらを合成することで両方の機能を同時に使うことができる。これらの舵面の制御には、緻密な電子制御が求められる。

エレボンのサイジングであるが、良い文献を見つけることができなかったため、教科書に記載されている通常のエルロンを参考に、コード長を主翼のその 20% とし、スパン長を翼弦長の比に反比例する格好で主翼セミスパン長の 40-60% 程度に取るものとする。

## 8 タイヤのサイジング

レポート問題 2 より、

$$W_{TO} = 896000[Ibs]$$

である。前輪は 4 輪、後輪は片側 4 輪計 8 輪とし、全機重量で前輪で 15%、後輪で 85% 支えると、前輪後輪でタイヤ一つが支える重量  $W_{NW}, W_{MW}$  は、

$$W_{NW} = \frac{0.15W_{TO}}{4} = 33600[Ib]$$
$$W_{MW} = \frac{0.85W_{TO}}{8} = 95200[Ib]$$

となる。配布資料から、

$$\text{Main Wheel Diameter} = 1.63 \times W_{MW}^{0.315} = 60.32[in] = 5.02[ft]$$

$$\text{Main Wheel Width} = 0.1043 \times W_{MW}^{0.480} = 25.55[in] = 2.13[ft]$$

とする。前輪については後輪の 70% のサイズとし、

$$\text{Nose Wheel Diameter} = 3.52[ft]$$

$$\text{Nose Wheel Width} = 1.49[ft]$$

とする。

## 9 重量推算

### 9.1 主翼重量

主翼重量  $W_w$  を考える. 終局荷重倍数  $N_{ult}$  と零燃料時の最大質量  $W_{mzf}$  及び 50% 翼弦長での後退角  $\Lambda_{1/2}$  を,

$$N_{ult} = 3.8$$

$$W_{mzf} = W_{OE} + W_{PL} = W_{TO} - W_F = 658000[Ib]$$

$$\Lambda_{1/2} = \tan^{-1} \left( \frac{\frac{b}{2} \tan \Lambda + \frac{c_t}{4} + \frac{c_r}{4}}{\frac{b}{2}} \right) = 27.4[deg]$$

とする. また主翼濡れ面積を, キンク部分を考慮して,

$$S_w = S * 1.2 = 11697[ft^2]$$

とすると,

$$\begin{aligned} W_w &= 0.0017 \times W_{mzf} \left( \frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left( \frac{6.25}{b} \cos \Lambda_{1/2} \right)^{0.5} \right\} N_{ult}^{0.55} \left( \frac{b S_w}{t_{root} c_r W_{mzf} \cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.30} \\ &= 157450[Ib] \end{aligned}$$

となる.

### 9.2 尾翼重量

今回は尾翼を考えないので, 省略する.

### 9.3 胴体質量

胴体濡れ面積は, 胴体を高さ 12.2[ft], 幅 65.5[ft], 長さ 45[ft] の角柱と近似する (第 4 章参照) ことにより,

$$S_{fus} \approx 2 * (12.2 \times 65.5 + 12.2 \times 45 + 65.5 \times 45) = 8591[ft^2]$$

また, 設計急降下速度  $V_d$  は,

$$V_d = (0.80 + 0.05) \times 0.867 \times 111 = 822[ft/s]$$

となる. 以上から  $W_{fus}$  は,

$$W_{fus} = 0.0065 \times V_d^{0.5} \times 1.85 \times S_{fus}^{1.2} = 18129[Ib]$$

ただし体積計算にあたっては胴体の最大幅, 最大高さの値で計算したので, 実際にはより小さくなると考えられる.

## 9.4 ナセル重量

今回採用したエンジンは高バイパス比エンジンなので、

$$F_{nacelle} = 0.065$$

ここで、第二回レポートより

$$T_{TO} = 244044[Ib]$$

であるから、ナセル重量  $W_n$  は、

$$W_n = F_{nacelle} T_{TO} = 15862[Ib]$$

## 9.5 脚重量

今回は低翼機として、

$$K_{gr} = 1.0$$

とすると、

$$W_{mg} = K_{gr}(40.0 + 0.16W_{TO}^{0.75} + 0.019W_{TO} + 1.5 \times 10^{-5}W_{TO}^{1.5}) = 34445[Ib]$$

$$W_{ng} = K_{gr}(20.0 + 0.10W_{TO}^{0.75} + 2.0 \times 10^{-6}W_{TO}^{1.5}) = 4628[Ib]$$

より、

$$W_g = W_{mg} + W_{ng} = 39074[Ib]$$

## 9.6 推進系統重量

エンジンは第4章を参考にして、

$$W_{eng} = 15596 \times 3 = 46788[Ib]$$

となる。よって、教科書 (9.11) 式より、

$$W_P = 1.16W_{eng} + 5950 = 60224[Ib]$$

## 9.7 装備品重量

遠距離機体なので、

$$F_{fix} = 0.08$$

とすると、装備重量  $W_{fix}$  は、

$$W_{fix} = F_{fix} W_{TO} = 71680[Ib]$$

となる。

## 9.8 運用に必要なアイテム重量

長距離路線なので,  $F_{OP} = 35$  として, 装備重量  $W_{OP}$  は,

$$W_{OP} = 187N_{crew} + F_{OP}P = 187 \times 17 + 35 \times 420 = 17879[Ib]$$

となる.

## 9.9 運用空虚重量

以上を合計し,  $W_{tfo}$  は最大離陸重量の 0.5% として,

$$W_{ME} = W_w + W_{fus} + W_n + W_g$$

$$W_{OE} = W_{ME} + W_p + W_{fix} + W_{tfo} + W_{crew} + W_{OP} = 388265[Ib]$$

となった. レポート 2 での計算の結果は,

$$W_{OE} = 497787[Ibs]$$

であったから, かなりの誤差が生じてしまっているが, BWB 機に特化した統計データがなく胴体や主翼の計算が精度を欠いていることを考えると, 今後のさらに詳細なサイジングにより, この差を埋めていくものとする.

## 10 重心位置の計算

原点は胴体軸上, 機首先端にとった. 各要素の重心位置と計算された重心は以下ようになった. 空力中心位置が 47.4[%] 位置にあるので, 重心位置と概ね一致する結果となった. 主翼の重心は平均空力翼弦 40[%] 位置, 胴体, 乗務員, アイテム質量, 装備品の重心は客室長さの 45[%] 位置, 客の重心はホイール上面, 推進系統の重心は前面から 85[%] とした. また x 座標は胴体長さ  $L_f$  によって無次元化されている. 計算の結果, 重心位置は,

$$\bar{x} = 100 \times 0.49 = 49[ft]$$

となる.

表 3: 重心位置諸元表

		重量 w[lb]	重心位置 x[/Lf]
主翼	$W_w$	157450	0.52
胴体	$W_{fus}$	18129	0.20
前脚	$W_{ng}$	4628	0.10
後脚	$W_{mg}$	34445	0.54
推進系統	$W_p$	60224	0.85
ナセル	$W_n$	15862	0.85
乗務員	$W_{crew}$	3485	0.20
アイテム質量	$W_{op}$	17879	0.20
装備品	$W_{fix}$	71680	0.20
その他	$W_o$	4483	0.20
計	$W_{OE}$	399166	
重心			0.488

## 11 脚配置

前章での配置の結果, 前脚で 14.8[%], 後脚で 85.1[%] の重量を支える結果となった. また重心の地面からの高さが 18[ft], 後輪の y 位置が 20[ft] になるように脚の長さ及び位置を設定すると, overturn angle が  $48.2[\text{deg}] < 63[\text{deg}]$ , tipback angle が  $10.0[\text{deg}]$ , 後輪-重心角が  $16.1[\text{deg}] > 15[\text{deg}]$  となり, 条件を満たす.

## 12 三面図

以上の概念設計に基づく機体三面図 (初期案) を添付する.

## 参考文献

- [1] 李家賢一. (2013). 「航空機設計法」. 東京: コロナ社
- [2] Flying Wings and Tailless Aircraft. Blended wing body retrieved 2018 2.20 from <http://www.twitt.org/bldwing.htm#top>