

設計シートの取り扱い説明書

1.1 設計シートの目的は以下のようになる。

- 1.1.1 構造設計・空力設計を統合し、強豪校水準以上の設計能力を確保すること。
- 1.1.2 製作・運用面での技術連携を行い、省力化すること（WPM やフライトシム）。
- 1.1.3 新たな設計シートを作成する際の叩き台となること。
- 1.1.4 チームの技術力維持において設計者の敷居を下げる事を可能にしておくこと。

1.2 注意

1.2.1 設計理論解説資料の理解を前提としている、理解していない場合は小林 OB に連絡をとり指南してもらうように。

(十分丁寧な解説資料なので、7 割ぐらいは自走してください)

連絡先は oe22nkobayashi@ec.usp.ac.jp 又は orihoan_8991@outlook.jp

返信が来ない場合は連投すること。

1.2.2 この設計シートを使って設計して良いが桁試験での安全確認は必ず行ってください。

1.3 本資料の解説におけるプログラム群は、設計理論の解説におけるプログラム群と対応している。

2.1 GroupA 解説(基本サイジング)

県大版 WPM(IWDS)同様、桁根側を境界条件として計算を行う。

翼端側の境界条件に注意する。各種パラメータの解説は IWDS の解説資料参照

ただし、リブ間隔と解析間隔は同一の値にしてください。

100mm を推奨します。

2.2 GroupB 解説(翼型解析)

翼型データ形式	dat				
groupB					C
マクロ1	翼座標データ回収				C
マクロ2	解析値回収				C
マクロ3	解析値の連続関数化				
マクロ4	解析範囲データ出力				
マクロ5	キャンバ近似				

GroupB では翼型解析(ポスト処理)を行う

2.2.1 画像のマクロ 1、マクロ 2 を行う上で下準備が必要となるので、それを解説する。

㊦1 現在開いている設計シートのパスを確認する。

同一のファイル名でもパスが異なる位置で行うと後述の操作が反映されない事に注意する。

※図 2.2.1.1 のように、プロパティからパスが分かる。

場所: C:\Users\██████\OneDrive\デスクトップ\設計実行フォルダ

図 2.2.1.1

㊦2 マクロ 1 において㊦3-B で指定される翼型座標を回収する。

設計シートと同一のパスに翼型 dat データを配置する。

㊦3-A マクロ 2 において翼解析データを回収する。

設計シートと同一のパスに Xflr5(ver6.48)の Batch 解析データを出力する。

出力手順は Xflr5 の解説資料を参照せよ。

Version6.48 より新しいバージョンは Batch 解析機能が改悪されて出力できない。

アーカイブが見つからないときは BiwaTech の Google ドライブにインストーラがないか探すこと。

㊦3-B

マクロ 2 において回収する解析データの Re 数の下限値と上限値

後述のマクロ 3 で表示するグラフ迎角の範囲と Re 数を入力する。

W	X	Y	Z
23	24	25	26
解析範囲	最小	最大	Δ
α	-18.000	20.000	0.500
Re	100000	1000000	10000
翼型名	EPPLER654		
1.000	Re^1	Re^2	Re^3
1	7.00E+05	4.9.E+11	3.4.E+17

マクロ 2 指定範囲

ξ 3-C

プランク開始位置(上面)、終了位置(下面)、桁位置を入力する。
すべて 1 を 100% とする形式で指示する。

	AL	AM	AN	AO	AP
16			翼厚	17.21142	
17		プランク	上面	0.600	-
18			下面	0.250	-
19		桁位置	0~1	0.33	-

ξ 4

マクロ 3 では解析データの連続間数化を行う、マクロ 2 ができていれば自動。

図 XXX のように近似係数が出力される。

	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U
1	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
2		Cl	0.606	0.114	0.000	-0.000	-0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
3		Cd0	0.082	0.000	-0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000
4		Cm	-0.038	-0.001	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000

ξ 5

マクロ 4 ではグラフ表示を行う。必ずしも実行する必要はない。

ξ 6

マクロ 5 では VLM 解析に備えてキャンバ分布の連続関数化を行う。

マクロ 1 ができていれば自動

	AA	AB	AC	AD	AE	AF	AG	AH	AI	AJ	AK
1	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37
2		-	1	x^1	x^2	x^3	x^4	x^5	x^6	x^7	x^8
3		zc	0.000	0.434	-2.918	14.287	-42.186	73.307	-74.595	41.329	-9.659
4											

2.2 GroupC 解説(主桁寸法)

GroupC は主桁寸法のページにある。

groupC			
マクロ0	GroupC 解説		
マクロ1	剛性係数等計算	主桁重量/断面	
マクロ2	翼厚計算		

マクロ 0 は GroupC の解説が表示される。

§1 マクロ 1 では主桁重量、断面二次モーメントや曲げ剛性を計算する。

§2 マクロ 2 では最大翼圧と桁高さを比較する。(丸桁用の補助機能)

マクロ 1 の実行には次のデータ入力が必要となる。

§3.1 各桁番号に対してヤング率とポアソン比を入力する

(スパー番号は自動入力 Tip 右側は記入不要であるはず)

	A	B	C	D
1	1	2	3	4
2		スパー諸元	フランジ	フランジ
3		スパー番号	ヤング率	ポアソン比
4		単位	E	ν
5		単位	Gpa	
6		0	72.6	0.33
7		1	72.6	0.33
8		2	72.6	0.33
9		3	72.6	0.33
10		4	72.6	0.33
11		Tip	72.6	0.33
12				

§ 3.2

フランジ密度を入力する。フランジのくせに A5052 とあるが嘘である、アルミなら同一してよい。

	AO	AP	AQ	AR	AS
1	41	42	43	44	45
2					
3		材料密度	記号	値	単位
4		A5052	-	2680	kg/m ³
5					

§ 3.3

GroupB 翼型解析セル AO16 に出力されたデータを入力する。
翼型 1 をメインの主翼翼型、翼型 2 はサブの主翼翼型とする。
丸桁では、この機能でプランクと桁の干渉を判定する。

	A	B	C
32		翼根コード長	
33		最大リブ番号	103
34		翼型1翼厚	17.21142
35		翼型2翼厚	11.94746
36		最大桁番号	3

2.3 GroupD,GroupE 解説 （主翼）

空力構造計算の下準備を GroupD
空力構造計算の実行を GroupE で行う。

2.3.1 GroupD について

	G	H	I
7			
8	groupD_A		
9	解説マクロ	GroupD 解説マクロ	
10	マクロ1	一次構造更新	
11	マクロ2	二次構造重量推算	
12	マクロ3	慣性モーメント	
13	マクロ4	データ送信	

ξ1

マクロ1はGroupCで出力したデータを回収する。

ξ2

マクロ2はリブ、ブランクの重量を計算する。

図 2.3.1.A に示す GroupB の出力セルについて、図 2.3.1.B に示す GroupC のセルにコピーする。

接着材重量等は実測値があればそれを適用すれば良い。

(熱線カットしたりするとカタログ値からずれる)

BI36				
	AM	AN	AO	AP
11	名	記号	値	単位
12	翼型1	全周	2.070	m
13		ブランク長	0.556	m
14		リブ材長	1.514	m
15		リブ面積	0.111	m^2
16		翼厚	17.2114	
17	ブランク	上面	0.608	-
18		下面	0.250	-
19	桁位置	0~1	0.33	-
20				
21				

図 2.3.1.A (GroupB における結果出力欄)

BO13				
	BJ	BK	BL	BM
3	主翼2次構造入力	記号	値	単位
4	翼型1	全周	2.070	m
5		ブランク長	0.556	m
6		リブ材CAP長	1.514	m
7		リブ面積	0.111	m^2
8	翼型2	全周	2.047	m
9		ブランク長	0.539	m
10		リブ材CAP長	1.508	m
11		リブ面積	0.082	m^2
12	リブ	厚さ	0.007	m
13	ブランク	厚さ	0.003	m
14	ストリング本数(代表値)	本数	8	-
15		断面積	0.000025	m^2
16	リブ材(CAP)	厚さ	0.001	m
17	後縁材	幅	0.050	m
18		厚さ	0.003	m
19	接着剤①	リブ面積に比例するもの	0.008	kg
20	接着剤②	コード長に比例するもの	0.008	kg
21	接着剤③	スパンに比例するもの	0.030	kg
22	ウイングレット	厚さ	0.000	m

図 2.3.1.B (GroupC における入力欄)

ξ3 マクロ3の下準備

	BK	BL	BM
29	Zcg	0.035	m

図 2.3.1.C Zcg の入力 桁の上下方向重心位置を入力する。
もしかしたら、自動入力機能が実装されているかもしれない。

ξ4 マクロ4について

自動で実行されるので気にしなくてよい。

2.3.2 GroupE について

GroupE では初回は多くの入力項目が必要になる。

	G	H	I
--			
16	GroupE_A		
17	解説マクロ	GroupE 操作説明	
18	マクロ 1	たわみ更新	
19	マクロ 2	TR797	
20	マクロ 3	MainWing	

ξ1

たわみ更新は繰り返し計算するとマクロ2が発散する(強錬成ではないため)ため

TR797 実行可能条件は、たわみ更新を1回した場合のみとなる。

ただし TR797 実行後と MainWing 実行後はもう1度だけ、たわみを更新してもよい。

困ったときは、セルC45 から BX45 までの列について、それより下側の全データを delete
して GroupC以降をやり直すこと。

上記プログラムについては利便性を向上させたいが着手できるかは分からない。

§2 TR797 の下準備

§2.1 TR797 では初期たわみに応じて最適循環を計算する。

上反角を持つ場合、2 段に分かれる循環が解となるが正しい。(ワイヤー機で見る分布)

§2.2

翼根は胴体中心を含むことに注意する。

TR797 の三大用途に応じてパラメータを入力すべし。

三大用途については設計理論解説を参照せよ。

パネル幅 ds は GroupA で設定した解析間隔の半分であることに注意する。

	AU	AV	AW	AX
10				
11	名	記号		単位
12	曲げモーメントの制限	-	なし	-
13	翼根から翼端までの翼の長さ	le	10.220	m
14	パネルの半幅	ds	0.0500	
15	翼根曲げモーメントの制約	β	0.884	-

§2.3

解析条件を入力する。TR797 では最適化したい対気速度 V と高度 hE が必要。

	AZ	BA	BB	BC
18	解析用(LLT/TR797)			
19	名	記号	値	0.000
20	全機迎角	α	0.000	deg
21	横滑り角	β	0.000	deg
22	対気速度	V	10.500	m/s
23	高度	hE	4.000	m
24	角速度	p	0.000	deg/s
25		q	0.000	deg/s
26		r	0.000	deg/s
27	迎角変化率	$d\alpha/dt$	0.000	deg/s
28			0.000	deg/s
29			0.000	deg/s

解析条件を入力する。TR797 では揚力 L が必要。(入力箇所に注意する)

§ 2.5

ついでに桁位置も入力しておく

§ 3 LLT の下準備

と 3.1 : と 2.3 では言及しなかった青色セル部分を埋める

と 3.2 GroupB の §4 で出力したデータをメイン翼型、サブ翼型についてペーストする。

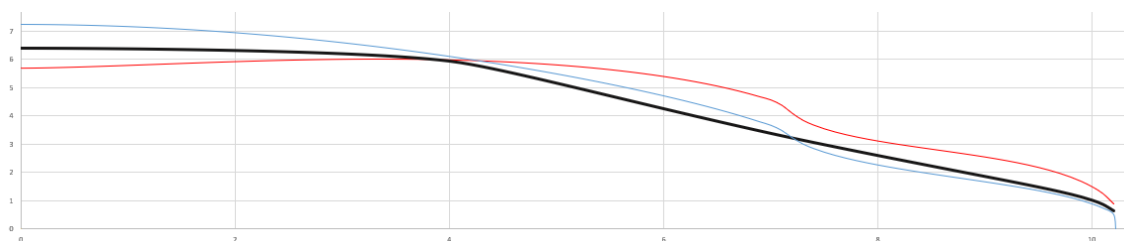
	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W	X	Y
19															
20			1	α	α^2	α^3	α^4	α^5	α^6	α^7	α^8	Re	Re^2	Re^3	Re^4
21	翼型A	Cl	0.606	0.114	0.000	-0.000	-0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
22		Cd0	0.082	0.000	-0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000
23		Cm	-0.038	-0.001	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000
24	翼型B	Cl	0.491	0.113	-0.002	-0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
25		Cd0	0.073	-0.000	0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000
26		Cm	-0.082	0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	0.000	-0.000	-0.000	0.000	-0.000	0.000

§ 3.3 本当は LLT ではなく VLM で必要だが、
GroupB の § 6 で出力したデータをペーストする。

	AB	AC	AD	AE	AF	AG	AH	AI	AJ	AK	AL	AM
20		キャンバーライン										
21		-	1.000	x^1	x^2	x^3	x^4	x^5	x^6	x^7	x^8	
22		zc	0.000	0.434	-2.918	14.287	-42.186	73.307	-74.595	41.329	-9.659	
23		zc	0.000	0.203	-0.368	1.325	-6.450	15.528	-19.151	11.822	-2.909	
24									+			

以上でプログラム群 E の下準備が完了する。

2.4 GroupF に入る前に行う設計ループについて



TR797 による解を最適循環と呼ぶが、現在の主翼形状による循環分布(LLT の結果)を現在循環と呼ぶことにする。

現在循環は GroupA にのみ決まり、最適循環は GroupE の § 2 で入力した項目で決まる。
⇒GroupA を変更して、現在循環を GroupE に近づけることで形状を最適化したい。

ここで現在循環を変えても GroupB の結果は変わらない。

そこで 2 回目以降は GroupA ⇒ GroupC ⇒ GroupD ⇒ GroupE の順で実行する。

翼スパンや解析間隔を変えない限りは GroupA の chord 長と迎角の入力値を調整すればよい。

ただし TR797 実行後に 2.3.2 (GroupE について)の § 1 で言及したクリーンアップ作業が必要になることに注意してほしい。

注意点として、設計では作業の効率化を優先して最適循環から敢えて外すこともある。

今追い求めてる最適化が作業コストに見合うかは自分で考えよう。

GroupF の解説に移りたいが学会前日の午前二時なので、一旦ここで解説を終了する。
正直、ブラケット設計は説明書なしで設計できてほしい。