

بِسْمِ اللّٰهِ الرَّحْمٰنِ الرَّحِیْمِ

بسمه تعالی

پروژه طراحی سازه‌های هوایی

عنوان

طراحی بال هواپیما

توسط

استاد مربوطه

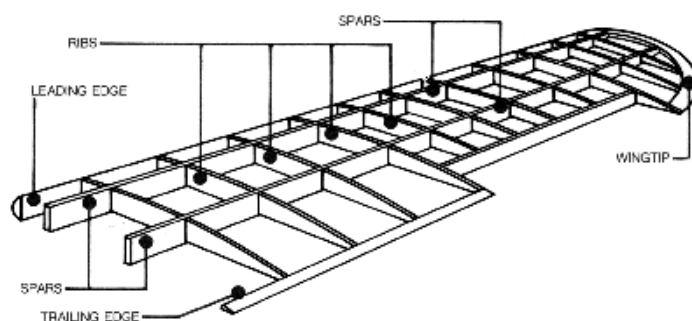
بهمن ماه ۱۴۰۰

توضیحاتی در خصوص بال هواپیما

بال هواپیما حساس‌ترین و مؤثرترین قسمت هواپیما محسوب می‌شود. به همین دلیل در هنگام ساخت بال می‌بایست ظرافت و دقت خاصی به کار گرفته شود. تقریباً تمام نیرویی که هواپیما را به سمت بالا می‌کشاند توسط بال هواپیما ایجاد شده و بدنه نیز که به بال متصل است از حرکت بال پیروی می‌کند. کار بال‌ها افزایش نیروی بالا برنده (Lift) می‌باشد و در گردش هوا بسیار کمک می‌کنند. در طراحی هواپیما محاسبات بسیار گسترده‌ای برای بدست آوردن شکل مناسب بال اعم از سطح مقطع بال (airfoil)، طول بال (wing span) زاویه نصب بال (angle of incidence)، مکان نصب بال به بدنه (dihedral)، زاویه بین بال سمت چپ و بال سمت راست و... صورت می‌گیرد. یک اشتباه کوچک در ساخت بال حتی در یک هواپیمای مدل می‌تواند باعث زمین خوردن یا انحراف عمده هواپیما در حین پرواز شود.

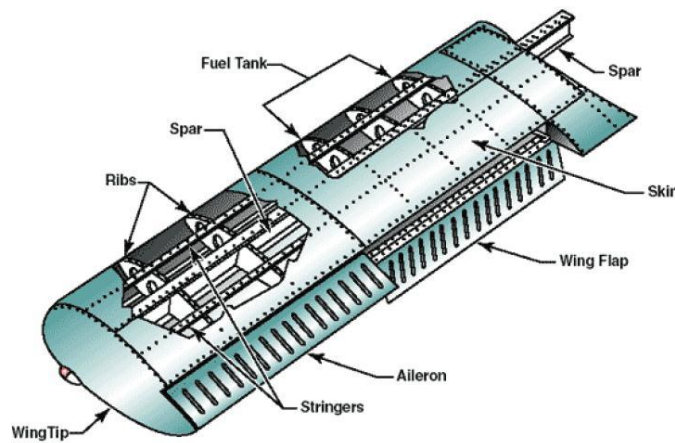
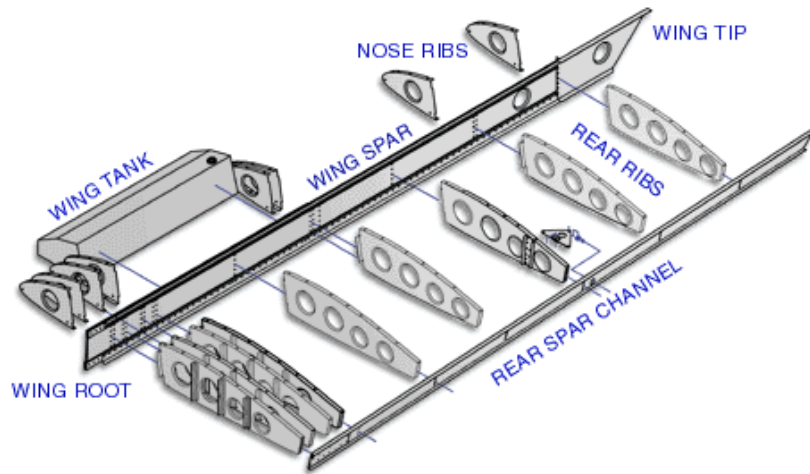
بال هواپیما از ساختار کلی ذیل تشکیل شده است:

• تیرک ها	Spars
• تیغه ها	Ribs
• پوسته روی بال	Skin
• میخ پرچ هایی به صورت قارچ	Rivets



تیرک طولی بال (Spar)

تیرکهای محکم و با استحکامی است که در طول بال کشیده شده است و در واقع دنده های عرضی، Ribها را به یکدیگر متصل می نماید. به نوعی میتوان گفت Spar کل وزن هواپیما را در حین پرواز می نماید. ساختمان هربال ممکن است از یک یا چند تیرک مستقل تشکیل گردد، در این شرایط هردو تیرک میتوانند یک ساختار مستقل و قوی بنام Box Spar تشکیل دهند که در این حالت اجزا سازه ای فرعی لبه حمله و لبه فرار بال به آن متصل میشوند.



نمایی از داخل بال

از لحاظ تعداد Spar بالها به دو نوع تقسیم می شوند:

• هواپیماهای دارای یک Spar در هر بال	Mono spar
• هواپیماهای دارای چند Spar در هر بال	Multi spar

تیغه یا دنده های عرضی (Rib)

اجزا سازه ای اصلی در یک بال که در امتداد خط وتر قرار میگیرند. دنده های عرضی بین لبه حمله بال و لبه فرار بال کشیده شده اند و در واقع باعث ایجاد شکل دوکی برای مقطع بال میشود و در نهایت توسط پوسته (Skin) پوشش داده میشود.

اجزا طولی تقویت کننده و استحکام بخش (Stringer)

اجزا سازه ای تقویت کننده ای که به منظور تحمل نیروهای عمود بر سطح به سازه متصل میشوند. اجزا طولی تقویت کننده در بدنه، بال و سطوح مجموعه دم که به سازه شکل داده و پوسته روی آن نصب میشود. این اجزا در بدنه قاب ها، Frame ها و در بال دنده های عرضی Rib را به یکدیگر متصل میکنند.

ریشه بال wing root

بالها به بدنه هواپیما متصل شده و محل اتصال را Wing Root می نامند. ساختمان بال از نظر سازه ای از اجزایی مانند Spar , Rib , Stringer , Skin و Stiffener تشکیل شده است.

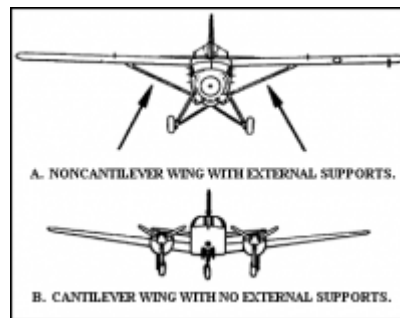
بال در هواپیماها به دو صورت به بدنه متصل می گردد:

• به کمک نگهدارنده خارجی Braced

• بدون نیاز به نگهدارنده و وابرهای خارجی Cantilever

• نیم سگدستی Semi cantilever

بطور کلی به اجزا ساختمانی مثل یک تیرک، که تنها در یک نقطه بصورت صلب به تکیه گاهی متصل شده و فاقد هرگونه نگهدارنده ای باشد Cantilever گفته میشود.



هواپیما با و بدون نگهدارنده

سگدستی cantilever

نوع بالی است که تمامی استحکامات ساختمانی آن درون بال قرار دارد و به مهار بندی نیاز ندارد. بعبارت دیگر تمام مهار بندی در درون هواپیما اعمال شده که نتیجه آن ظاهر آراسته تر و Drag کمتر در این حالت می باشد. این نوع بال معمولا بر هواپیماهای ترابری و نیز هواپیماهایی یافت می شود که از عملکرد بالایی برخوردارند.

نیم سگدستی semi cantilever

بال نیم سگدستی استحکام خود را هم از طرح داخلی سازه و و هم از مهار بندی خارجی و سیم های محکم کننده کسب می کند. این نوع بال معمولا بر هواپیماهای سبک و هواپیماهای کم سرعتی که برای حمل بارهای سنگین طراحی شده اند، وجود دارند.

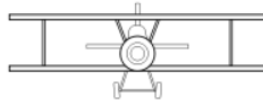
مهار بندی Braced

در تقریبا تمام هواپیماهای چند باله (multiplane) و حتی برخی از هواپیماهای تک بال (monoplane) مانند Fokker Eindecker مهار بندی خارجی بنام Braced بکار می رود. هواپیماهای braced یا دارای مهار بندی دو نوع هستند:

-
- strut braced
 - wire braced
-

مهاربند پایه‌ای **Strut braced**

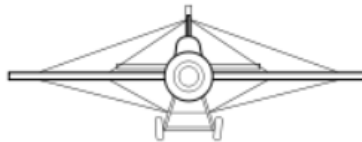
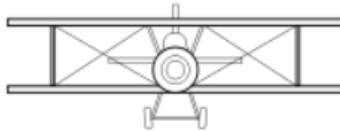
در این نوع مهاربندی از طریق میله محکمی، بال مورد حمایت قرار می‌گیرد که ممکن است هنگام تنش‌ها و کنش‌های بال به کار بیاید. دو نوع هواپیمای **strut braced** را در زیر می‌توانید مشاهده نمایید:



دو نوع هواپیمای *strut braced*

مهاربند سیمی **wire braced**

این نوع مهاربندی از طریق سیم (علاوه بر **strut braced**) به کمک بال می‌آید. در واقع سیم تنها به تنش بال کمک می‌کند. دو نوع هواپیمای **wire braced** را در زیر می‌توانید مشاهده نمایید:



دو نوع هواپیمای *wire braced*

این مقیاس، نشانگر میزان گستردگی بال در برابر وتر بال می‌باشد. به عبارتی میزان بلندی و باریکی بال ملاک قرار می‌گیرد. بر این اساس بال‌ها به سه نوع تقسیم می‌گردند:

Low Aspect Ratio •

Moderate Aspect Ratio •

High Aspect Ratio •

طراحی بال

برای طراحی بال، داده‌های زیر در نظر گرفته شده است.

طراحی بال برای هواپیمایی با مأموریت برخاست- پرواز افقی- نشست، می‌باشد.

Root chord	4.09 m
Tip chord	1.04 m
Semi Span length	10.02 m
Airfoil (root)	NACA23015
(Tip)	NACA23015
Aircraft weight	20990 kg
Limit Load Factor	6g
Design Factor	1.5
Given Spar Position (in % of chord length)	
Front Spar	20%
Rear Spar	65%

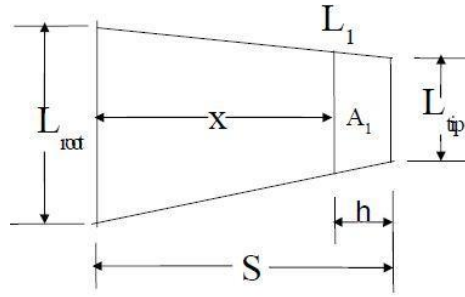
جزئیات وزن هواپیما بصورت زیر می‌باشد:

Fuel weight	Empty weight	Wing structure weight	Passengers and baggage
3791.4 kg (1359 US Gal.)	12007 kg	4800 kg	5100 kg

مطابق داده‌های فوق داریم:

Max. take-off weight	20990 kg
Limit load	$20990 \times 9.81 \times 6 = 1235471.4 \text{ N}$
Design Load	$1235471.4 \times 1.5 = 1853207.1 \text{ N}$
Load on semi-span	$1853207.1 / 2 = 926603.55 \text{ N}$
Semi-Wing area	$51.18 / 2 = 25.59 \text{ m}^2$
Pressure load on semi-wing	$926603.55 / 25.59 = 36209.6 \text{ N/m}^2$

نمای کلی بال بصورت دوزنقه می‌باشد. بال به ۸ قسمت با فاصله مساوی (در واقع فاصله قرار گیری ریب‌ها) تقسیم شده و اندازه وتر و محل قرارگیری مرکز ثقل به صورت زیر محاسبه گردیده است.



Wing box sections

$$\text{Chord length: } l_1 = l_{root} - \frac{l_{root} - l_{tip}}{\text{semi span}} * x$$

$$\text{Area of trapezoid sec. } A_1 = \frac{(l_1 + l_{tip}) * h}{2}$$

$$\text{C.G. of trapezoid sec.} = \frac{h * (l_{tip} + 2 * l_1)}{3 * (l_{tip} + l_1)}$$

Section 1:

$$l_1 = 4.09 - \frac{4.09 - 1.04}{6} * 8.7675 = 1.42125, \quad A_1 = 1.5414, \quad CG = \frac{1.2525 * (1.4213 + 2 * 1.04)}{3 * (1.4213 + 1.04)} = .6586 \text{ from tip}$$

Section 2:

$$l_2 = 2.5 - \frac{2.5 - .925}{5.25} * 4.5 = 1.8025, \quad A_1 = 2.0189, \quad CG = \frac{1.2525 * (1.8025 + 2 * 1.4213)}{3 * (1.8025 + 1.4213)} = .6509 \text{ from } l_1$$

section on the wing from root	Chord length [m]	Area [m2]	C.G.
8.7675	1.4213	1.5414	0.6586
7.515	1.8025	2.0189	0.6509
6.2625	2.1838	2.4964	0.6462
5.01	2.5650	2.9739	0.6430
3.7575	2.9463	3.4514	0.6407
2.505	3.3275	3.9289	0.6389
1.2525	3.7088	4.4065	0.6376
0	4.0900	4.8840	0.6365

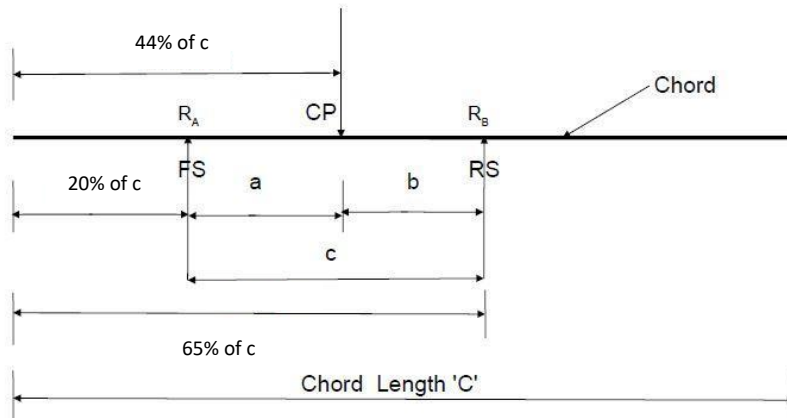
Loads and bending moments at sections(نیروها و ممان‌ها در هر بخش)

$$p_1 = A_1 * p = 55811.95, \quad M_1 = p_1 * C.G._1 = 36756.95$$

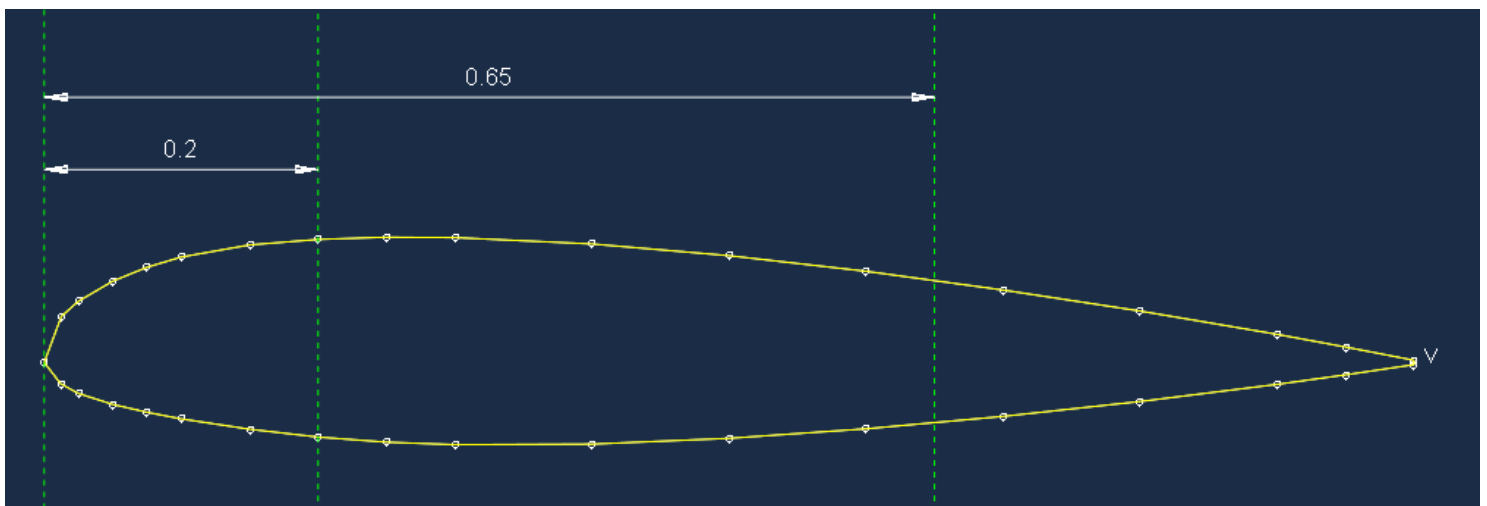
section on the wing from root	cumulative shear force	Shear force on sections	cumulative bending moment on sections	bending moment on sections
10.02	0	0	0	0
8.7675	55811.9498	55811.95	36756.9452	36756.95
7.515	128914.5495	73102.6	84342.1597	47585.21
6.2625	219307.7989	90393.25	142755.6438	58413.48
5.01	326991.6980	107683.9	211997.3972	69241.75
3.7575	451966.2470	124974.5	292067.4200	80070.02
2.505	594231.4457	142265.2	382965.7123	90898.29
1.2525	753787.2942	159555.8	484692.2740	101726.6
0	930633.7925	176846.5	597247.1051	112554.8

Shear force distribution

Load distribution over front and rear spars (توزیع نیرو حول اسپارهای جلو و عقب)



نمایشی از وتر و محل قرارگیری اسپارها



نمایشی از ایرفویل و محل قرارگیری اسپارها

section on the wing from root	Percentage of acting load on front spar	Percentage of acting load on rear spar	shear force on front spar	shear force on rear spar	bending moment on front spar	bending moment on rear spar
10.02	46.67%	53.33%	0.00	0.00	0	0
8.7675	46.67%	53.33%	26045.58	29766.37	17153.24108	19603.70409
7.515	46.67%	53.33%	60160.12	68754.43	39359.67455	44982.4852
6.2625	46.67%	53.33%	102343.64	116964.16	66619.30042	76136.34333
5.01	46.67%	53.33%	152596.13	174395.57	98932.11868	113065.2785
3.7575	46.67%	53.33%	210917.58	241048.67	136298.1293	155769.2907
2.505	46.67%	53.33%	277308.01	316923.44	178717.3324	204248.3799
1.2525	46.67%	53.33%	351767.40	402019.89	226189.7279	258502.5461
0	46.67%	53.33%	434295.77	496338.02	278715.3157	318531.7894

Shear force and bending moment distribution over spars

جنس منتخب aluminium 7075-T6 است که در زیر برخی از خصوصیات آن بیان شده‌اند:

Aluminium 7075-T6	
Ultimate tensile strength	572 Mpa
Shear strength	331 Mpa
Density	2810 kg/m ³
Young's modulus	71.7 Gpa
Poisson's ratio	0.33

Moment of inertia (ممان اینرسی)

$I = \frac{M \cdot y}{\sigma}$ where: I = Moment of Inertia, in m⁴, M = Bending Moment, in N-m, y = distance b/w neutral axis to top surface, in m, σ = Tensile strength, in Mpa

مطابق فرمول فوق ممان اینرسی حول اسپار جلو و عقب محاسبه می‌گردد:

section on the wing from root	height of front spar	bending moment on front spar	moment of inertia on front spar
10.02	0.1456	0	0
8.7675	0.1990	17153.24108	3.80177E-06
7.515	0.2524	39359.67455	1.10636E-05
6.2625	0.3057	66619.30042	2.26867E-05

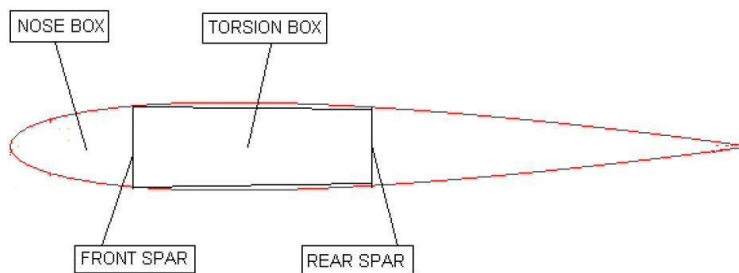
5.01	0.3591	98932.11868	3.95725E-05
3.7575	0.4125	136298.1293	6.26222E-05
2.505	0.4659	178717.3324	9.27371E-05
1.2525	0.5192	226189.7279	0.000130819
0	0.5726	278715.3157	0.000177768

Moment of Inertia distribution over Front spar

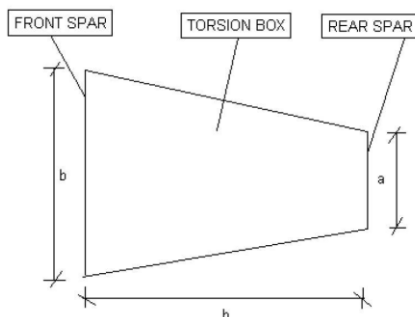
section on the wing from root	height of rear spar	bending moment on rear spar	moment of inertia on rear spar
10.02	0.1040	0	0
8.7675	0.1421	19603.70409	2.8885E-06
7.515	0.1803	44982.4852	8.4058E-06
6.2625	0.2184	76136.34333	1.7237E-05
5.01	0.2565	113065.2785	3.0066E-05
3.7575	0.2946	155769.2907	4.7578E-05
2.505	0.3328	204248.3799	7.0459E-05
1.2525	0.3709	258502.5461	9.9392E-05
0	0.4090	318531.7894	1.3506E-04

Moment of Inertia distribution over Rear spar

TORSION (پیچش)



Airfoil section with Torsion box



Cut view of Torsion box

Area of Torque Box	$A = \frac{(h_{RS} + h_{FS}) * \text{distance b.w. FS and RS}}{2} = 0.0584$
CG of Torque Box	C.G.= 0.247 [m] from rear spar
Distance Between CG & CP	d=0.468 [m]
Torque	$T = \text{Load} * d$ [N-m]
Shear flow	$q = T/2 * A$ [N/m]

مطابق توضیحات فوق مساحت، مرکز ثقل، فاصله بین مرکز ثقل و مرکز فشار، گشتاور و جریان برشی برای جعبه پیچش هر ایرفویل محاسبه می گردد.

section on the wing from root	height of rear spar	height of front spar	distance b.w. FS and RS	C.G (from rear spar)
10.02	0.1040	0.1456	0.468	0.2470
8.7675	0.1421	0.1990	0.639563	0.3375
7.515	0.1803	0.2524	0.811125	0.4281
6.2625	0.2184	0.3057	0.982688	0.5186
5.01	0.2565	0.3591	1.15425	0.6092
3.7575	0.2946	0.4125	1.325813	0.6997
2.505	0.3328	0.4659	1.497375	0.7903
1.2525	0.3709	0.5192	1.668938	0.8808

0	0.4090	0.5726	1.8405	0.9714
---	--------	--------	--------	--------

CG of Torque box from Rear spar

section on the wing from root	cumulative load	Distance (b.w. C.G. and C.P.)	Torque	cumulative torque
10.02	0	0.0286	0	0
8.7675	55811.9498	0.0391	35695.23	35695.23
7.515	128914.5495	0.0496	104565.8	140261
6.2625	219307.7989	0.0601	215511	320076.8
5.01	326991.6980	0.0705	377430.2	592941.2
3.7575	451966.2470	0.0810	599222.5	976652.7
2.505	594231.4457	0.0915	889787.3	1489010
1.2525	753787.2942	0.1020	1258024	2147811
0	930633.7925	0.1125	1712831	2970855

Torque on each section of the wing

section on the wing from root	cummulative load	A	shear flow
10.02	0	0.0584	0
8.7675	55811.9498	0.1091	163623.4
7.515	128914.5495	0.1754	399726.3
6.2625	219307.7989	0.2575	621476.4
5.01	326991.6980	0.3553	834474.6
3.7575	451966.2470	0.4687	1041783
2.505	594231.4457	0.5979	1245196
1.2525	753787.2942	0.7428	1445830
0	930633.7925	0.9033	1644414

Shear flow distribution on wing

Shear Force due to Torsion (نیروی برشی ناشی از پیچش)

Shear force (SF) on Front Spar: $SF_{FS} = q * h_{FS}$

On Rear Spar: $SFRS = q * h_{RS}$

section on the wing from root	height of front spar	shear flow	shear force on front spar (due to torsion)	shear force acting on front spar	total shear force on front spar
10.02	0.1456	0	0	0	0
8.7675	0.1990	163623.4	32556.97	26045.58	58602.55
7.515	0.2524	399726.3	100870.9	60160.12	161031.06
6.2625	0.3057	621476.4	190000.9	102343.64	292344.52
5.01	0.3591	834474.6	299659.8	152596.13	452255.96
3.7575	0.4125	1041783	429709.4	210917.58	640626.95
2.505	0.4659	1245196	580074.5	277308.01	857382.51
1.2525	0.5192	1445830	750711.1	351767.40	1102478.48
0	0.5726	1644414	941591.4	434295.77	1375887.17

Total Shear force on Front spar

section on the wing from root	height of rear spar	shear flow	shear force on rear spar(due to torsion)	shear force acting on rear spar	total shear force on rear spar
10.02	0.1040	0	0	0	0
8.7675	0.1421	163623.4	23254.98	29766.37	53021.35
7.515	0.1803	399726.3	72050.67	68754.43	140805.10
6.2625	0.2184	621476.4	135714.9	116964.16	252679.08
5.01	0.2565	834474.6	214042.7	174395.57	388438.31
3.7575	0.2946	1041783	306935.3	241048.67	547983.93
2.505	0.3328	1245196	414338.9	316923.44	731262.37
1.2525	0.3709	1445830	536222.2	402019.89	938242.09
0	0.4090	1644414	672565.3	496338.02	1168903.31

Total Shear force on Rear spar

Web Thickness (ضخامت وب)

با توجه به نیروها و ممان‌های بدست آمده، مشخصات اسپارها بصورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$\tau_{shear strength} = \frac{SF_{fs}}{A_{web}}$$

where:

$\tau_{shear strength}$ = Shear strength of the material , A_{web} = Area of the web = (height * thickness) in m^2

Moment of Inertia of a rectangular section web is given by: $I_{web} = t_{web} * \frac{h_{fs}^3}{12}$

section on the wing from root	height of front spar	total shear force on front spar	web thickness of front spar	area of web	Moment of Inertia of a rectangular section web
10.02	0.1456	0	0	0	0
8.7675	0.1990	58602.55	0.00089	0.000177	5.84123E-07
7.515	0.2524	161031.06	0.001928	0.000486	2.58171E-06
6.2625	0.3057	292344.52	0.002889	0.000883	6.87935E-06
5.01	0.3591	452255.96	0.003805	0.001366	1.46827E-05
3.7575	0.4125	640626.95	0.004692	0.001935	2.74405E-05
2.505	0.4659	857382.51	0.00556	0.00259	4.68444E-05
1.2525	0.5192	1102478.48	0.006415	0.003331	7.48294E-05
0	0.5726	1375887.17	0.007259	0.004157	0.000113573

Web Thickness of Front spar

section on the wing from root	height of rear spar	total shear force on rear spar	web thickness of rear spar	area of web	Moment of Inertia of a rectangular section web
10.02	0.1040	0	0	0	0
8.7675	0.1421	53021.35	0.001127	0.00016	2.7E-07
7.515	0.1803	140805.10	0.00236	0.000425	1.15E-06
6.2625	0.2184	252679.08	0.003496	0.000763	3.03E-06
5.01	0.2565	388438.31	0.004575	0.001174	6.43E-06
3.7575	0.2946	547983.93	0.005619	0.001656	1.2E-05
2.505	0.3328	731262.37	0.006639	0.002209	2.04E-05
1.2525	0.3709	938242.09	0.007643	0.002835	3.25E-05
0	0.4090	1168903.31	0.008634	0.003531	4.92E-05

Web Thickness of rear spar

Flange Thickness (ضخامت فلنچ)

توجه شود که در این قسمت مقادیر بدست آمده برای فلنچ، در واقع مجموع مقادیر برای هر دو سر اسپار در هر قسمت می باشد. لازم به ذکر است فلنچها برای هر دو سر به صورت مشابه در نظر گرفته شده اند، در واقع در هر قسمت اسپار، وجه جانبی آن متقارن می باشد.

$$MOI_{flange} = MOI_{fs} - MOI_{web} \quad , \quad I_{flange} = A_{flange} * y_{fs}^2$$

Where: I_{flange} = Moment of Inertia of flange in m^4

y_{FS} = height from neutral axis to top surface of the flange in m

Therefor : $A_{flange} = I_{flange}/y_{fs}^2$

section on the wing from root	moment of inertia on front spar	Moment of Inertia of a rectangular section web	Moment of Inertia of the flange (front spar)	area of flange(front spar)	flange volume(front spar)
10.02	0	0	0	0	0
8.7675	3.80177E-06	5.84123E-07	3.21764E-06	0.000200202	0.000251
7.515	1.10636E-05	2.58171E-06	8.48187E-06	0.000328104	0.000411
6.2625	2.26867E-05	6.87935E-06	1.58074E-05	0.000416605	0.000522
5.01	3.95725E-05	1.46827E-05	2.48898E-05	0.000475463	0.000596
3.7575	6.26222E-05	2.74405E-05	3.51817E-05	0.000509388	0.000638
2.505	9.27371E-05	4.68444E-05	4.58927E-05	0.000520928	0.000652
1.2525	0.000130819	7.48294E-05	5.59892E-05	0.000511587	0.000641
0	0.000177768	0.000113573	6.41944E-05	0.000482304	0.000604
Total volume					0.004314

Flange Thickness of front spar

section on the wing from root	moment of inertia on rear spar	Moment of Inertia of a rectangular section web (rear spar)	Moment of Inertia of the flange (rear spar)	area of flange (rear spar)	flange volume(rear spar)
10.02	0	0	0	0	0
8.7675	2.8885E-06	2.7E-07	2.6188E-06	0.000369	0.000462
7.515	8.4058E-06	1.15E-06	7.2540E-06	0.000635	0.000795
6.2625	1.7237E-05	3.03E-06	1.4203E-05	0.000847	0.001061
5.01	3.0066E-05	6.43E-06	2.3632E-05	0.001021	0.001279
3.7575	4.7578E-05	1.2E-05	3.5603E-05	0.001166	0.001461
2.505	7.0459E-05	2.04E-05	5.0074E-05	0.001286	0.001611
1.2525	9.9392E-05	3.25E-05	6.6901E-05	0.001383	0.001732
0	1.3506E-04	4.92E-05	8.5834E-05	0.001459	0.001828
Total volume					0.010229

Flange Thickness of rear spar

Mass calculation (محاسبه وزن)

با به دست آوردن ابعاد فلنچ و وب اسپارها می توان وزن اسپارها را بصورت زیر محاسبه کرد.

$$A_{spar} = A_{flange} + A_{web} \quad , \quad volume_{spar} = A_{spar} * 1.2525 \quad , \quad Mass = Density * Total Volume$$

section on the wing from root	area of front spar	volume of front spar
10.02	0	0
8.7675	0.000377	0.000473
7.515	0.000815	0.00102
6.2625	0.0013	0.001628
5.01	0.001842	0.002307
3.7575	0.002445	0.003062
2.505	0.003111	0.003897
1.2525	0.003842	0.004813
0	0.004639	0.00581

Total volume of front spar	0.02301
mass of front spar	64.65681

Mass of front spar

section on the wing from root	area of rear spar	volume of rear spar
10.02	0.000529	0
8.7675	0.00106	0.000662
7.515	0.00161	0.001328
6.2625	0.002195	0.002017
5.01	0.002822	0.002749
3.7575	0.003495	0.003534
2.505	0.004218	0.004378
1.2525	0.004991	0.005283
0	0.000529	0.006251
Total volume of front spar		0.026202
mass of front spar		73.62866

Mass of rear spar

Buckling (کمانش)

اسپارها باید از لحاظ کمانش تحت بارها که اگر رخ دهد اسپار و به دنبال آن بال میشکنند، بررسی شوند. توجه شود که ریبها در فواصل مساوی و برابر با 1.2525 m قرار دارند. با توجه به معادلات زیر ضخامت وبها زمانی که تحت کمانش هستند را با استفاده از چرخه تکرار تا زمانی که ضخامتها تقریبا به عدد ثابتی برسند، محاسبه می گردند.

Condition: Shear stress_{induced} < Buckling stress (safe design)

$$F_{induced} = q/t_{web} \quad , \quad F_{critical} = K * E * \left(\frac{t_{web}}{b}\right)^2$$

Where: q = shear flow, in N/m , E = Young's Modulus, in Pa , b = height of spar, in m
t_{web} = web thickness, in m , k = shear buckling coefficient from graph

section on the wing from root	height of front spar	Actual web thickness of front spar	shear flow	F-induced	k	Web thickness from buckling	Vol. of web after buckling
10.02	0.1456	0	0	-	4.9	-	-

8.7675	0.1990	0.00089	163623.4	67128120	5.1	0.002696	0.000672
7.515	0.2524	0.001928	399726.3	1.03E+08	5.2	0.004184	0.001322
6.2625	0.3057	0.002889	621476.4	1.2E+08	5.25	0.005468	0.002094
5.01	0.3591	0.003805	834474.6	1.32E+08	5.4	0.006637	0.002985
3.7575	0.4125	0.004692	1041783	1.41E+08	5.6	0.00773	0.003994
2.505	0.4659	0.00556	1245196	1.48E+08	5.8	0.008782	0.005124
1.2525	0.5192	0.006415	1445830	1.53E+08	5.9	0.009858	0.006411
0	0.5726	0.007259	1644414	1.57E+08	6.1	0.010854	0.007784
Total volume of web (front spar)							0.030387

Shear buckling calculations on Front spar

section on the wing from root	height of rear spar	Actual web thickness of rear spar	shear flow	F-induced	k	Web thickness from buckling	Vol. of web after buckling
10.02	0.1040	0	0	-	4.9	-	-
8.7675	0.1421	0.001127	163623.4	81120489	5	0.002138	0.000381
7.515	0.1803	0.00236	399726.3	1.24E+08	5.1	0.003321	0.00075
6.2625	0.2184	0.003496	621476.4	1.46E+08	5.2	0.004328	0.001184
5.01	0.2565	0.004575	834474.6	1.61E+08	5.35	0.005253	0.001688
3.7575	0.2946	0.005619	1041783	1.71E+08	5.45	0.006157	0.002272
2.505	0.3328	0.006639	1245196	1.78E+08	5.6	0.007014	0.002923
1.2525	0.3709	0.007643	1445830	1.85E+08	5.8	0.007826	0.003635
0	0.4090	0.008634	1644414	1.91E+08	6.05	0.00859	0.0044
Total volume of web (rear spar)							0.017232

Shear buckling calculations on rear spar