

به نام یزدان

گزارش فنی مهندسی تهیه شده توسط دکتر فرزاد مویدیان

۱- درصد حجمی

در مورد یک ماده مرکب تشکیل شده از فایبر (f) و ماتریس (m) خصوصیات مکانیکی در جهت طولی و عرضی، نسبت پواسون در صفحه و چگالی با تغییر درصد حجمی به صورت زیر تغییر می کنند:

$$\begin{cases} E_1 = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \\ \frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{1 - V_f}{E_m} \\ \nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f) \\ \frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{1 - V_f}{G_m} \\ \rho_c = \rho_f V_f + \rho_m (1 - V_f) \end{cases} \quad (1)$$

توجه داشته باشید که V_f حجم فایبر، V_m حجم ماتریس، V_c حجم کامپوزیت، V_f درصد حجمی فایبر و V_m درصد حجمی کامپوزیت است.

$$\begin{cases} V_f = \frac{V_f}{V_c} \\ V_m = \frac{V_m}{V_c} \end{cases} \quad (2)$$

در این مثال در مورد Glass-Epoxy داریم، Epoxy، ماتریس و Glass به عنوان فایبر می باشد:

جدول (۱) خصوصیات مکانیکی فایبر (گلس) و ماتریس (اپاکسی)

E_m (Gpa)	ν_m	G_m (Gpa)	$\rho_m \left(\frac{Kg}{m^3} \right)$	E_f (Gpa)	ν_f	G_f (Gpa)	$\rho_f \left(\frac{Kg}{m^3} \right)$
۳/۴۵	۰/۳	۱/۳۲۷	۱۲۰۰	۷۳	۰/۲۲	۲۹/۹۱۸	۲۶۰۰

با توجه به موارد مطرح شده می توان خصوصیات مکانیکی Glass-Epoxy را برای درصد حجم های متفاوت انتخاب و به عنوان ورودی های آباکوس در نظر گرفت.

به عنوان نمونه در حالت اول $V_f = 0.5$ و در حالت دوم $V_f = 0.9$ در نظر گرفته می شوند. در این حالت خصوصیات مکانیکی Glass-Epoxy به صورت زیر در نظر گرفته می شوند.

جدول (۲) خصوصیات مکانیکی کامپوزیت به دو درصد حجمی متفاوت

	E_1 (Gpa)	E_2 (Gpa)	ν_{12}	G_{12} (Gpa)	$\rho_c \left(\frac{Kg}{m^3} \right)$
$V_f = 0.3$	۲۴/۳۱۵	۴/۸۳۰۷	۰/۲۷۶	۱/۸۶۰۴	۱۶۲۰
$V_f = 0.5$	۳۸/۲۲۵	۶/۵۸۸۶	۰/۲۶	۲/۵۴۱۳	۱۹۰۰

۲- لایه چینی

برای این مساله پوسته بال و ریب ها ۸ لایه ای از جنس گلس-اپاکسی در نظر گرفته شده اند در حالی که اسپار تک لایه و از جنس گلس اپاکسی فرض شده است.

چیدمان ۸ لایه اول در بال و ریب ها به صورت زیر:

$$[0_2, 90_2, 90_2, 0_2]$$

و چیدمان ۸ لایه دوم در بال و ریب ها به صورت زیر:

$$[45_2, -45_2, -45_2, 45_2]$$

و در نهایت در مورد اسپار تک لایه با زاویه ۴۵ درجه

در نظر گرفته شده است.

۳- مختصات هندسی سازه که در نرم افزار سالیدورکس نقشه شده اند

۳-۱- هندسه ریب

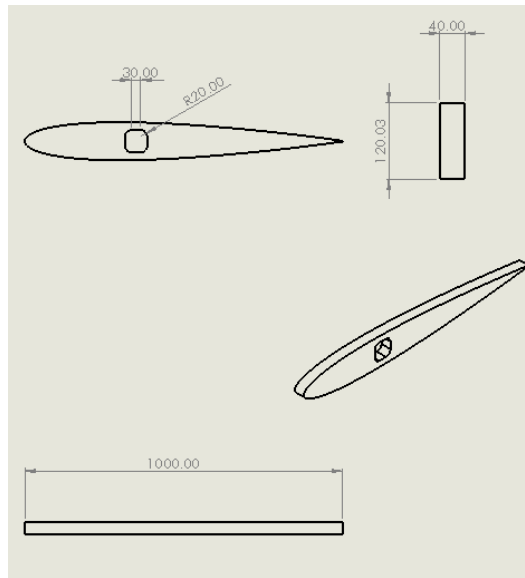
به کمک وب سایت <http://airfoiltools.com/plotter/index> مختصات منحنی ریب برای مدل NACA 0012 AIRFOILS - NACA 0012 airfoil به دست آورده شده است. این مختصات در نرم افزار سالیدورکس تبدیل به سطح و سپس حجم شده است.

جدول (۳)

X(mm)	Y(mm)
1000	1.26
999.4161	1.3419
997.6658	1.587
994.7532	1.9938
990.685	2.5595
985.4709	3.2804
979.1229	4.1519
971.6559	5.1685
963.0873	6.3238
953.4372	7.6108
942.728	9.0217
930.9849	10.5485
918.2351	12.1823
904.5085	13.9143
889.8372	15.7351
874.2554	17.6353
857.7995	19.6051
840.5079	21.6347
822.4211	23.7142
803.5813	25.8337
784.0324	27.9828
763.8202	30.1515
742.9917	32.3294
721.5958	34.5058
699.6823	36.67
677.3025	38.8109
654.5085	40.9174
631.3537	42.9778
607.8921	44.9802
584.1786	46.9124
560.2683	48.7619
536.2174	50.5161
512.0819	52.162
487.9181	53.6866
463.7826	55.0769
439.7317	56.32
415.8215	57.4033
392.1079	58.3145
368.6463	59.0419
345.4915	59.5747
322.6976	59.9028
300.3177	60.0172

278.4042	59.9102
257.0083	59.5755
236.1799	59.0081
215.9676	58.2048
196.4187	57.164
177.5789	55.8856
159.4921	54.3715
142.2005	52.6251
125.7446	50.6513
110.1628	48.4567
95.4915	46.0489
81.7649	43.4371
69.0152	40.631
57.272	37.6414
46.5628	34.4792
36.9127	31.1559
28.3441	27.6827
20.8771	24.0706
14.5291	20.33
9.3149	16.4706
5.2468	12.5011
2.3342	8.4289
0.5839	4.2603
0	0
0.5839	-4.2603
2.3342	-8.4289
5.2468	-12.5011
9.3149	-16.4706
14.5291	-20.33
20.8771	-24.0706
28.3441	-27.6827
36.9127	-31.1559
46.5628	-34.4792
57.272	-37.6414
69.0152	-40.631
81.7649	-43.4371
95.4915	-46.0489
110.1628	-48.4567
125.7446	-50.6513
142.2005	-52.6251
159.4921	-54.3715
177.5789	-55.8856
196.4187	-57.164
215.9676	-58.2048
236.1799	-59.0081

257.0083	-59.5755
278.4042	-59.9102
300.3177	-60.0172
322.6976	-59.9028
345.4915	-59.5747
368.6463	-59.0419
392.1079	-58.3145
415.8215	-57.4033
439.7317	-56.32
463.7826	-55.0769
487.9181	-53.6866
512.0819	-52.162
536.2174	-50.5161
560.2683	-48.7619
584.1786	-46.9124
607.8921	-44.9802
631.3537	-42.9778
654.5085	-40.9174
677.3025	-38.8109
699.6823	-36.67
721.5958	-34.5058
742.9917	-32.3294
763.8202	-30.1515
784.0324	-27.9828
803.5813	-25.8337
822.4211	-23.7142
840.5079	-21.6347
857.7995	-19.6051
874.2554	-17.6353
889.8372	-15.7351
904.5085	-13.9143
918.2351	-12.1823
930.9849	-10.5485
942.728	-9.0217
953.4372	-7.6108
963.0873	-6.3238
971.6559	-5.1685
979.1229	-4.1519
985.4709	-3.2804
990.685	-2.5595
994.7532	-1.9938
997.6658	-1.587
999.4161	-1.3419
1000	-1.26

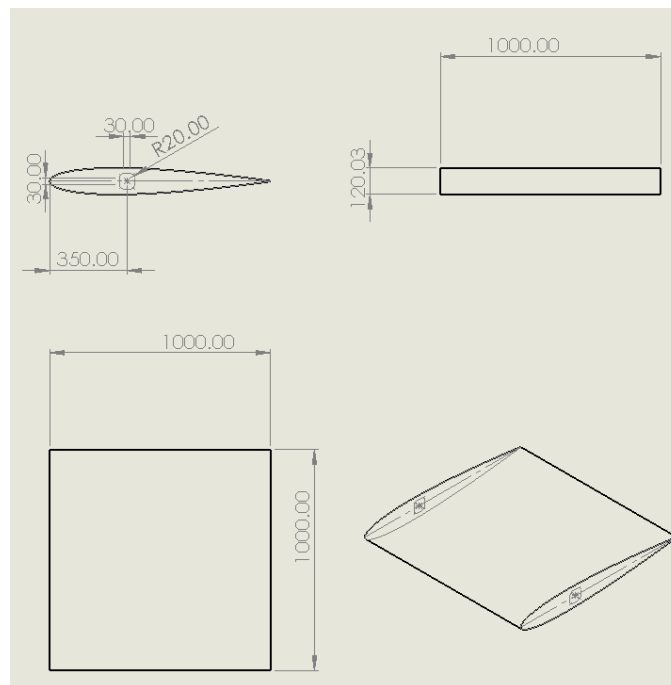


شکل (۱) نقشه ریب در سالی دورکس

در شکل (۱) نقشه ریب در محیط Drawing نرم افزار سالی دورکس رسم شده است.

۳-۲- هندسه پوسته بال هواپیما

از روی سه ریب این پوسته در نرم افزار سالی دورکس و به کمک سربرگ Surface تولید شده است.

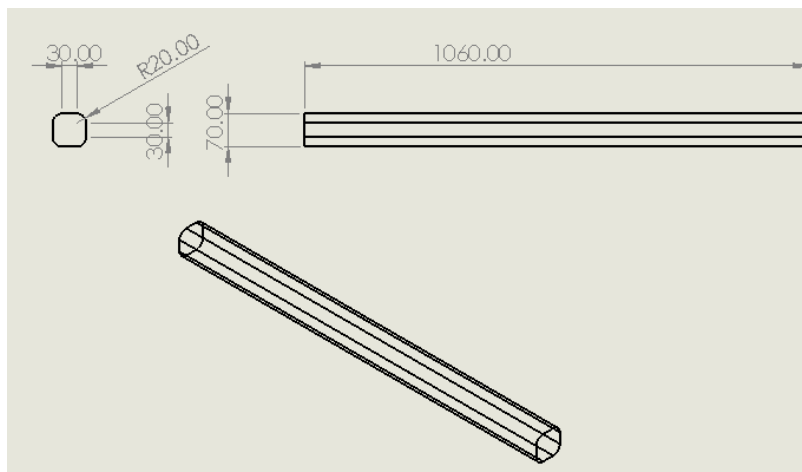


شکل (۲) نقشه پوسته بال در سالی دورکس

در شکل (۲) نقشه پوسته بال در محیط Drawing نرم افزار سالیدورکس رسم شده است.

۳-۳- هندسه ریب

سطح مقطع به راحتی کشیده شده و به کمک دستور Extrude به آن حجم داده است.



شکل (۳) نقشه اسپار در سالیدورکس

در شکل (۳) نقشه اسپار در محیط Drawing نرم افزار سالیدورکس رسم شده است.

قطعات مکانیکی به صورت جداگانه در سالیدورکس کشیده شده و سپس در آباکوس اسمبل شده اند.

۴- شبیه سازی در آباکوس

با توجه به موارد گفته شده ۴ حالت متفاوت لایه چینی و درصد حجمی به شرح زیر در آباکوس حل شده است:

حالت ۱- درصد حجمی فایبر (گلس) ۳۰٪ و لایه چینی زیر:

$$[0_2, 90_2, 90_2, 0_2]$$

حالت ۲- درصد حجمی فایبر (گلس) ۳۰٪ و لایه چینی زیر:

$$[45_2, -45_2, -45_2, 45_2]$$

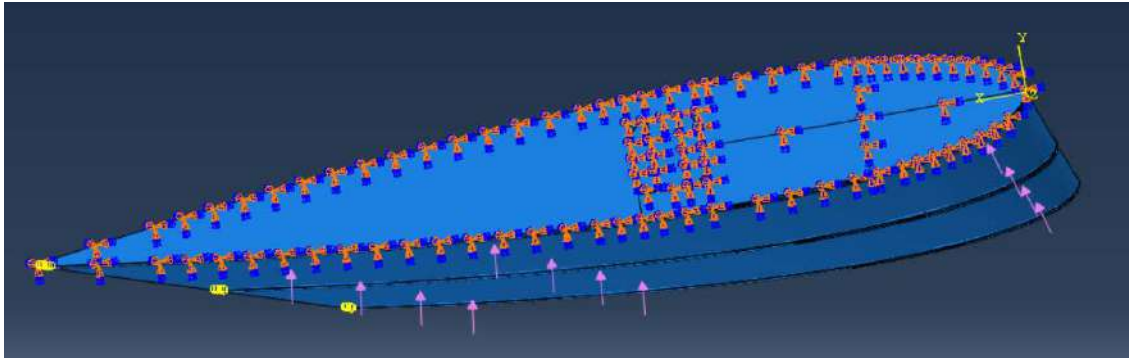
حالت ۳- درصد حجمی فایبر (گلس) ۵۰٪ و لایه چینی زیر:

$$[0_2, 90_2, 90_2, 0_2]$$

حالت ۴- درصد حجمی فایبر (گلس) ۵۰٪ و لایه چینی زیر:

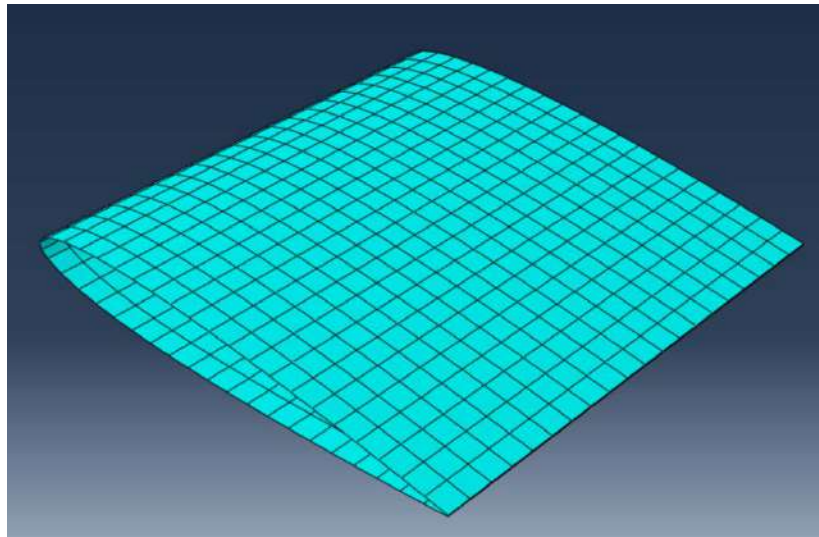
$$[45_2, -45_2, -45_2, 45_2]$$

مساله استاتیکی در نظر گرفته شده و بارگذاری روی سازه به صورت یکنواخت روی سطح زیرین پوسته بال و با مقدار ۱۴۵۰ پاسکال مطابق شکل زیر فرض شده است:

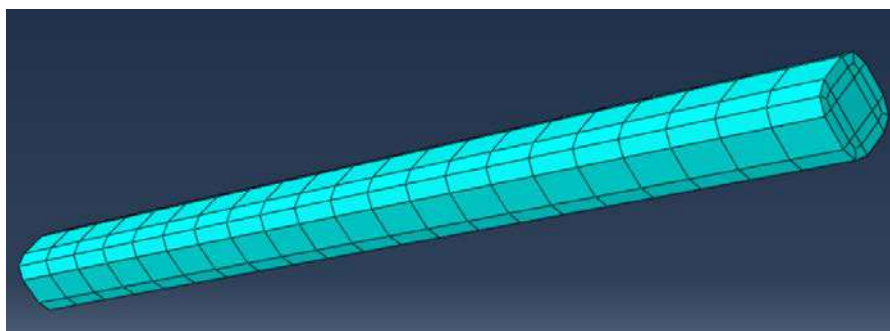


شکل (۴) بارگذاری روی مساله

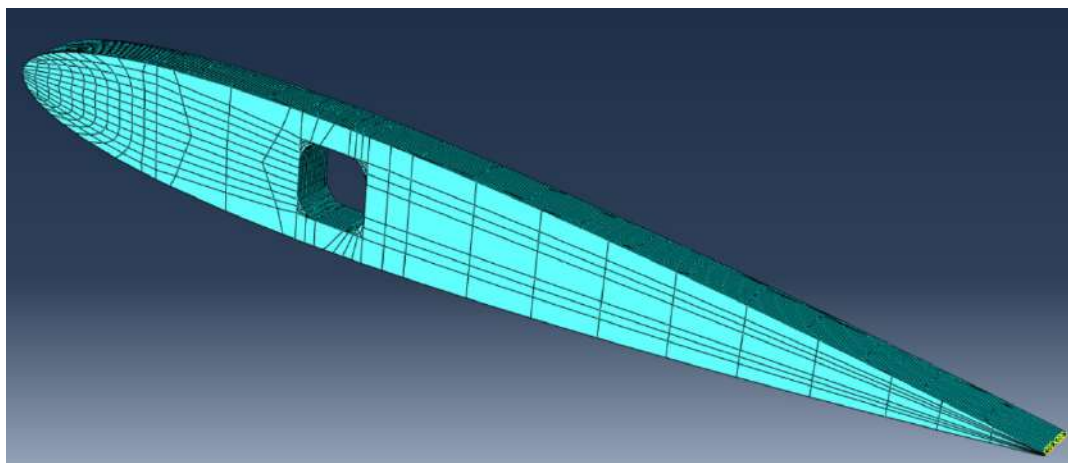
در مورد مش بندی با توجه به هندسه پیچیده و انحنای خاص با پارتیشن زدن مناسب در مورد همه قطعات به مش HEX از نوع STRUCTURE با رنگ سبز که بالاترین دقت در آبکوس را دارد رسیده شده است. در شکل های (۷-۵) مش زدن پوسته، ریب و اسپار قابل مشاهده هستند.



شکل (۵) مش پوسته بال در آبکوس



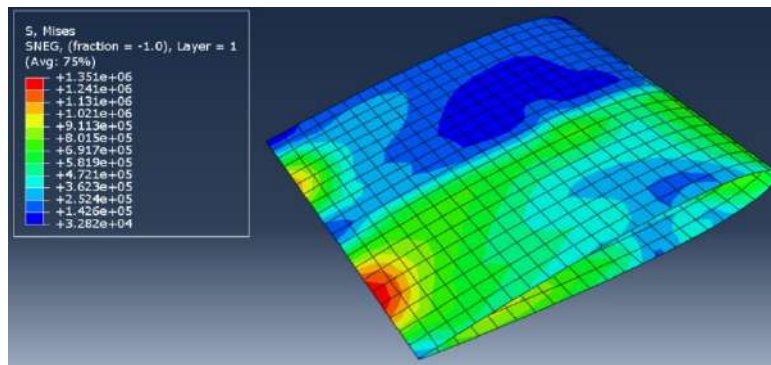
شکل (۶) مش اسپار در آباکوس



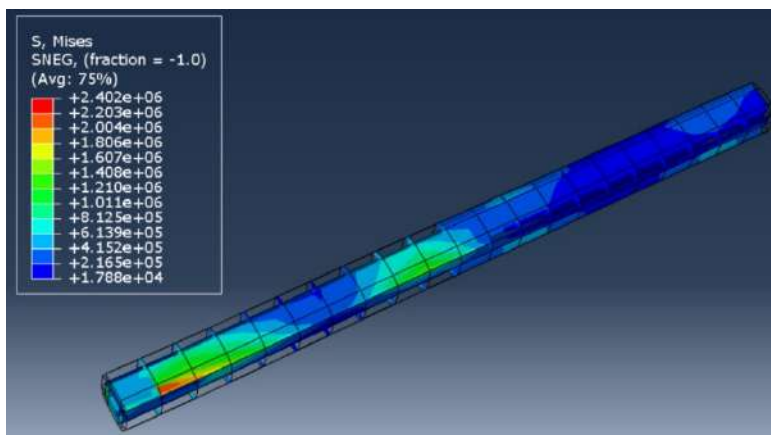
شکل (۷) مش ریب در آباکوس

در نهایت پس از حل خروجی ها به شرح زیر می باشند:

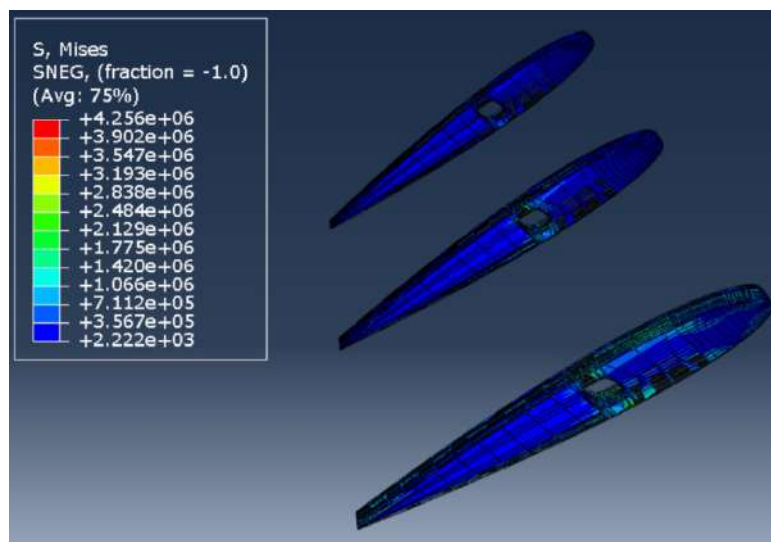
حالت اول (توجه شود جهت نمایش بهتر تغییر شکل ها ۳۰ برابر واقعیت نشان داده شده اند):



شکل (۸) توزیع تنش ون مایرز در پوسته بال هواپیما در حالت ۱

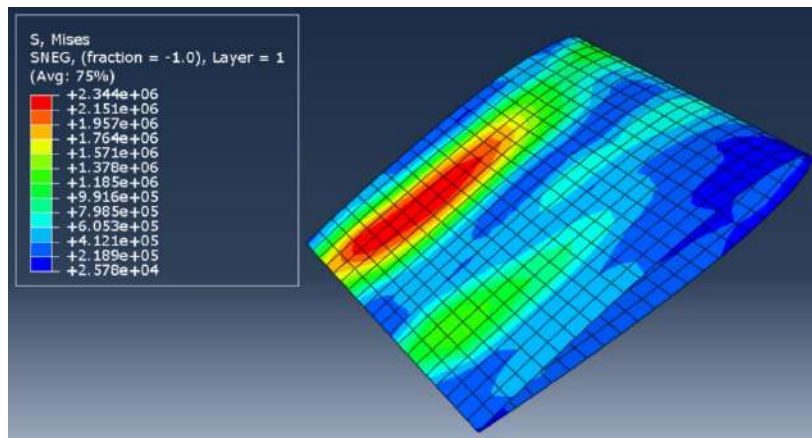


شکل (۹) توزیع تنش ون مایرز در اسپارد در حالت ۱

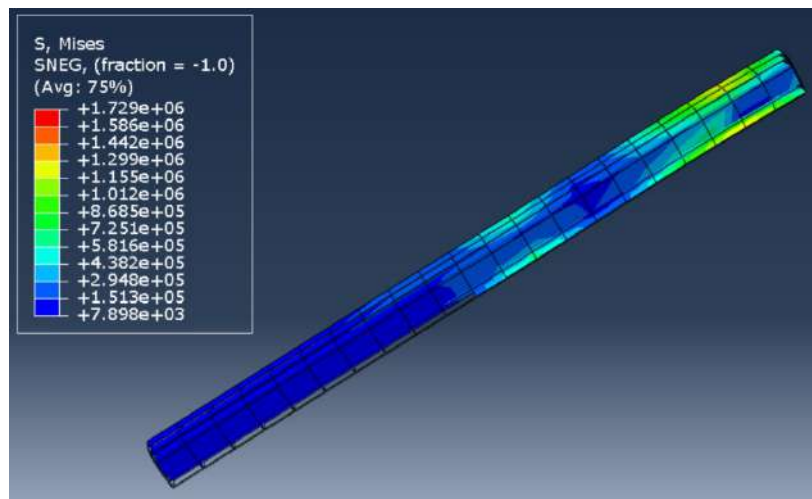


شکل (۱۰) توزیع تنش ون مایرز در ریب ها در حالت ۱

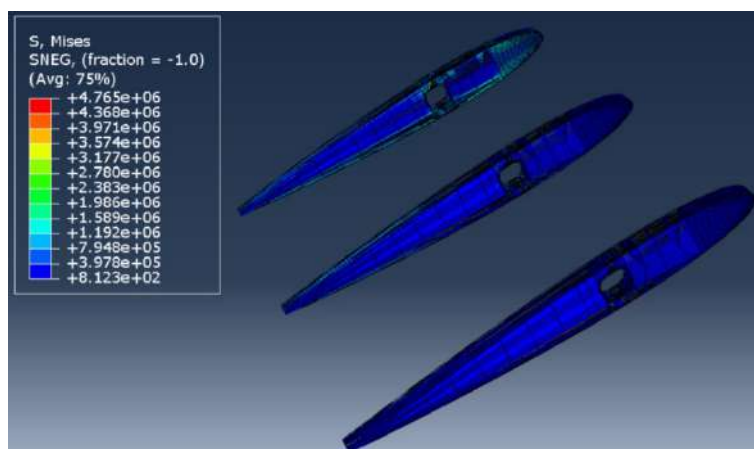
حالت دوم (توجه شود جهت نمایش بهتر تغییر شکل ها ۳۰ برابر واقعیت نشان داده شده اند):



شکل (۱۱) توزیع تنش ون مایرز در پوسته بال هواپیما در حالت ۲

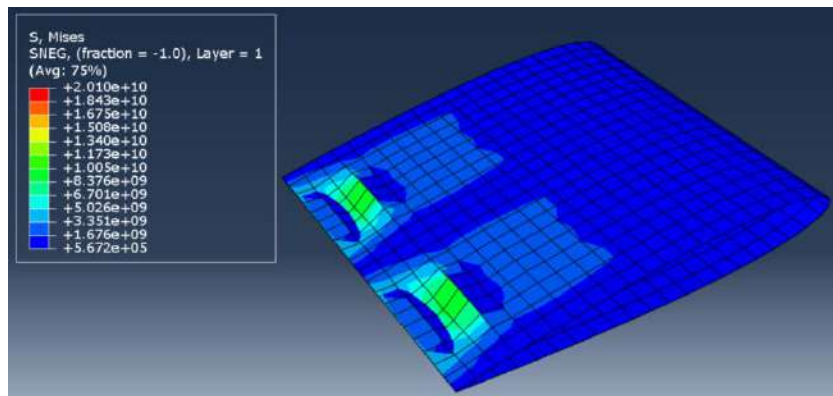


شکل (۱۲) توزیع تنش ون مایرز در اسپار در حالت ۲

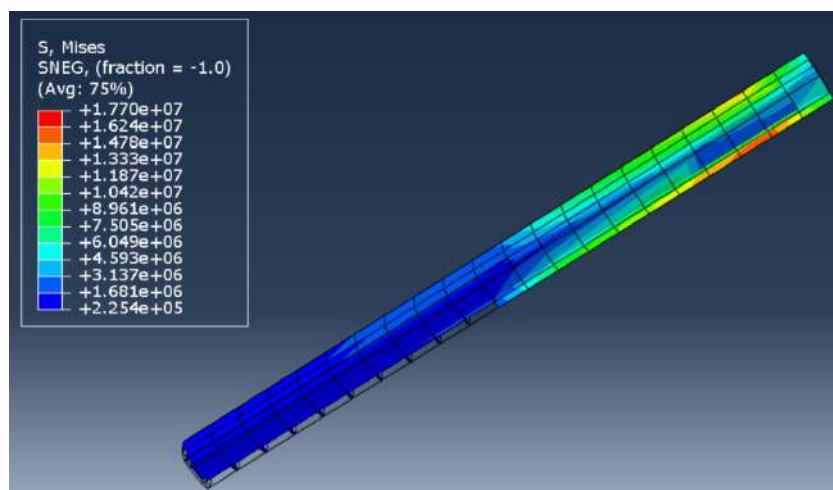


شکل (۱۳) توزیع تنش ون مایرز در ریب ها در حالت ۲

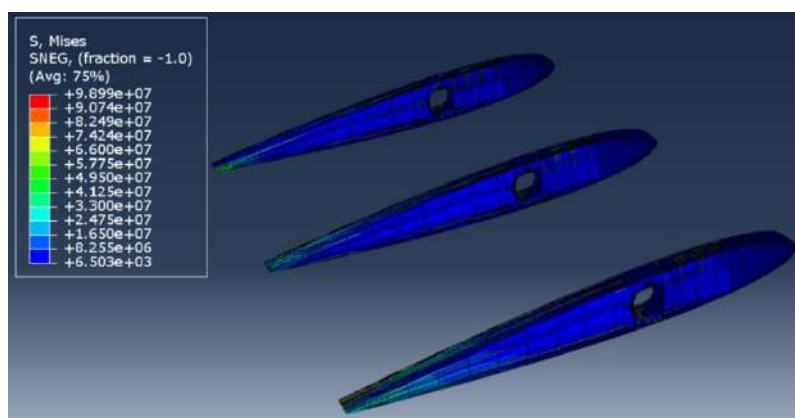
حالت سوم (توجه شود جهت نمایش بهتر تغییر شکل ها 0.3% برابر واقعیت نشان داده شده اند):



شکل (۱۴) توزیع تنش ون مایرز در پوسته بال هواپیما در حالت ۳

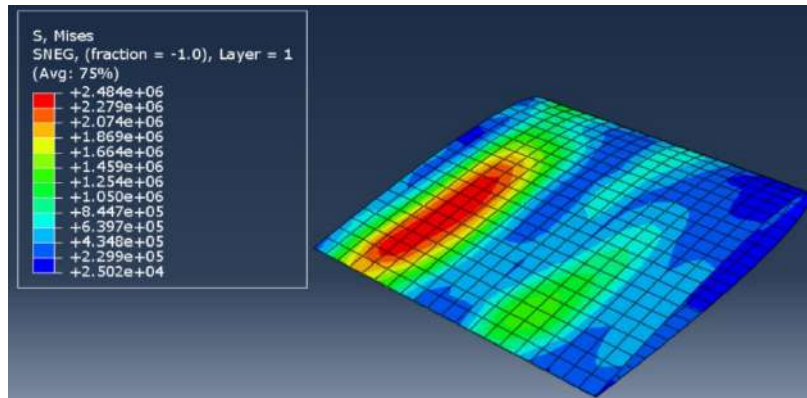


شکل (۱۵) توزیع تنش ون مایرز در اسپار در حالت ۳

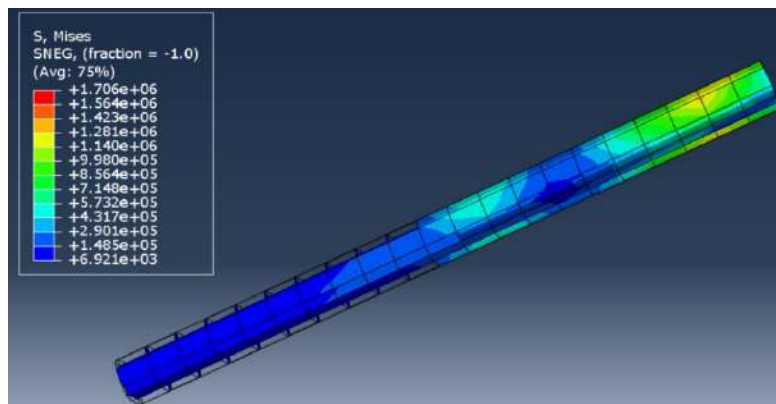


شکل (۱۶) توزیع تنش ون مایرز در ریب ها در حالت ۳

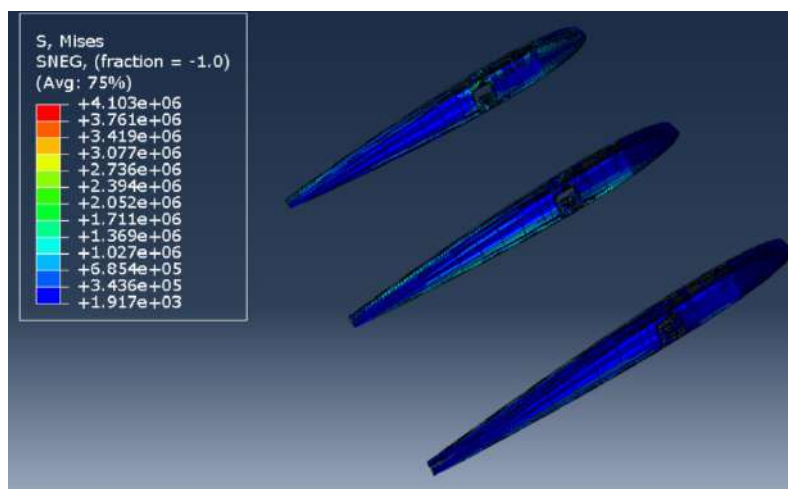
حالت چهارم (توجه شود جهت دید بهتر تغییر شکل ها ۳۰ برابر واقعیت نشان داده شده اند):



شکل (۱۷) توزیع تنش ون مایرز در پوسته بال هواپیما در حالت ۴



شکل (۱۸) توزیع تنش ون مایرز در اسپار در حالت ۴



شکل (۱۹) توزیع تنش ون مایرز در ریب ها در حالت ۴

در نهایت با توجه به مقادیر تنش ون مایرز در ۴ حالت مشاهده می شوند چهار حالت به صورت زیر قابل طبقه بندی هستند:

۱- لایه چینی و درصد حجمی در حالت چهارم، (ماکزیمم تنش 4.103×10^6).

۲- لایه چینی و درصد حجمی در حالت اول، (ماکزیمم تنش 4.256×10^6).

۳- لایه چینی و درصد حجمی در حالت دوم، (ماکزیمم تنش 4.765×10^6).

۴- لایه چینی و درصد حجمی در حالت سوم، (ماکزیمم تنش 9.899×10^7).

همانطور که مشاهده می شود ترکیب لایه چینی در کنار درصد حجمی در به دست آوردن حالت بهینه بسیار حائز اهمیت است. در این مساله حالت چهارم با درصد حجمی گلس ۵۰ درصد با ترتیب لایه چینی $[45_2, -45_2, -45_2, 45_2]$ منجر به بهترین نتیجه شده است در حالی که در لایه چینی حالت سوم مسئله دفرمه شده است.