

# Buckling Analysis of a Composite Stiffened Panel Structure in The Aircraft's Wing

Behrooz Shahriari<sup>a\*</sup>, Ali Nazari<sup>b</sup>, Mostafa Sahraei<sup>c</sup>

<sup>a\*</sup> Department of Mechanical Engineering, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

<sup>b</sup> Department of Mechanical Engineering, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

<sup>c</sup> Iran Aircraft Manufacturing Industries Corporation, Isfahan, Iran

## Original Article

Use your device to scan  
and read the article online



**Citation:** Shahriari B, Nazari A, Sahraei M. Buckling Analysis of a Composite Stiffened Panel Structure in The Aircraft's Wing. *Mechanics of Advanced and Smart Materials*. 2022; 2(3)328-346.

 <https://10.52547/masm.2.3.328>.

## KEYWORDS

Buckling,  
Aircraft's wing,  
Stiffened Panel,  
Finite Element.

## ABSTRACT

Buckling analysis of the composite stiffened panel in the aircraft's wing was performed. The composite panel must meet the requirements of the structure and reduces the weight. For compare the types of stiffeners, the number of skin layers and stiffeners were assumed to be constant at each stage. At first, buckling strength was determined using ABAQUS and it was determined that the Hat-Type stiffener in single state and with the first layup, compared to the T-Type stiffener, 31%, J-Type 35% and the blade-Type, 41% withstand more buckling load. It also with stand higher buckling load for multiple modes and the second type of layup than the T-Type stiffener, 76%, J-Type, 79%, and blade-Type 70%. Next, important parameters such as number, dimensions and different layups on the selected stiffeners were investigated. It was found that the weight of the panel with 2 stiffeners, first layup and cross section 1 is almost equal to the weight of the panel with 3 stiffeners and cross section 3, but the buckling load of the plate with 3 stiffeners is 2.31 and the buckling load of the panel with 2 stiffeners is 0.89.

## Extended Abstract

### 1. Introduction

One of the most important applications of panels is their use in Aerospace structures, especially airplanes. The airplane is made up of various components, and its wing structure, as an important component, plays a significant role in the design. In this regard, composite materials have attracted the attention of many designers due to their unique features in engineering structures and aviation industries, including good mechanical properties such as tensile strength, high toughness, and resistance to various types of buckling. In this research, for a better and simpler understanding, the panel is considered as a rectangular plate under shell edge loading with various types of stiffness and to investigate the effect of important parameters (geometric and non-geometric) in the buckling and strength analysis by use of finite element software (ABAQUS/CAE). The aim of this research is to find the minimum critical load under different types of layup and different geometric sections, taking into account the effect of the structure's weight. At the end, the results will be evaluated and compared in order to achieve the best possible results.

### 2. Methodology

A rectangular plate with length and width  $a$  and  $b$  respectively is considered, which is on a simply support. This plate is subjected to pressure loads of  $N_x$  and  $N_y$  on the edges. It can be written according to the energy method:

\* Corresponding author. Tel.: 09131254280

E-mail address: [shahriari@mut-es.ac.ir](mailto:shahriari@mut-es.ac.ir)

DOI: <https://10.52547/masm.2.3.328>.

Received: October 27, 2022; Received in revised form: November 18, 2022; Accepted: December 20, 2022

2022 Published by Arak University Press. All rights reserved.



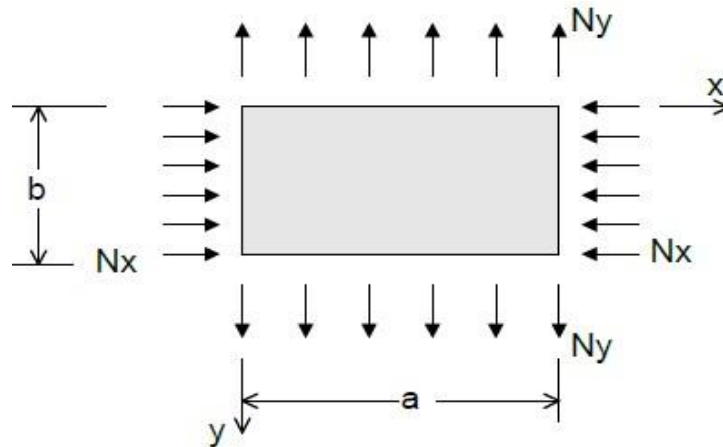


Figure 1 Rectangular composite plate under biaxial load

The total potential energy of a system is the sum of the strain energy  $U$  and the work done by the external force  $W$ :

$$\pi_p = U + \Omega \quad (1)$$

To satisfy the boundary conditions, the following solution can be used for the displacement function:

$$w = \sum \sum A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \quad (2)$$

In this equation,  $m$  and  $n$  are the number of terms of the series.  $A_{mn}$  is also a constant coefficient that is calculated based on the principle of conservation of energy. According to this equation we have:

$$\frac{\partial \pi_p}{\partial w_{mn}} = \frac{\partial (U + \Omega)}{\partial w_{mn}} = 0 \quad (3)$$

By placing  $W$  and defining the ratio of the length to the width of the plane  $AR = a/b$ , we can write:

$$\pi^2 A_{mn} [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2(AR)^2 + D_{22}n^4(AR)^4] = -A_{mn}a^2 [N_x m^2 + N_y n^2(AR)^2] \quad (4)$$

Assuming  $k = N_y/N_x$  and that the plate is subjected to a compressive force of  $N_x$ , the buckling load of a composite plate will be obtained as follows. It depends on the number of half waves  $m$  in the direction of  $x$  and  $n$  in the direction of  $y$ .

$$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11}m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})m^2n^2(AR)^2 + D_{22}n^4(AR)^4]}{a^2(m^2 + kn^2(AR)^2)} \quad (5)$$

### 3. Discussion and Results

In this research, the analysis steps consist of three steps as follow:

- **First step:** Analysis of the composite panel with one stiffener and different cross-sections
- **Second step:** Analysis of the composite panel with multi stiffeners and different cross-sections
- **Third step:** Checking the effect of geometric and layup on the selected stiffener

The stiffened panel in this research is modeled flat. Since there is a large radius of curvature in this type of structure, modeling the panel as flat, does not affect the buckling behavior of the structure much. In order to analysis the panel, simply support conditions are considered. Also, the applied load is the type of shell edge loading that is applied at the edge of the panel.

Next, buckling analysis was performed for single and multi stiffener with a kind of layup. The results were obtained in the table as follows. As can be seen, the Hat-shaped stiffener can bear more buckling load than the other stiffeners.

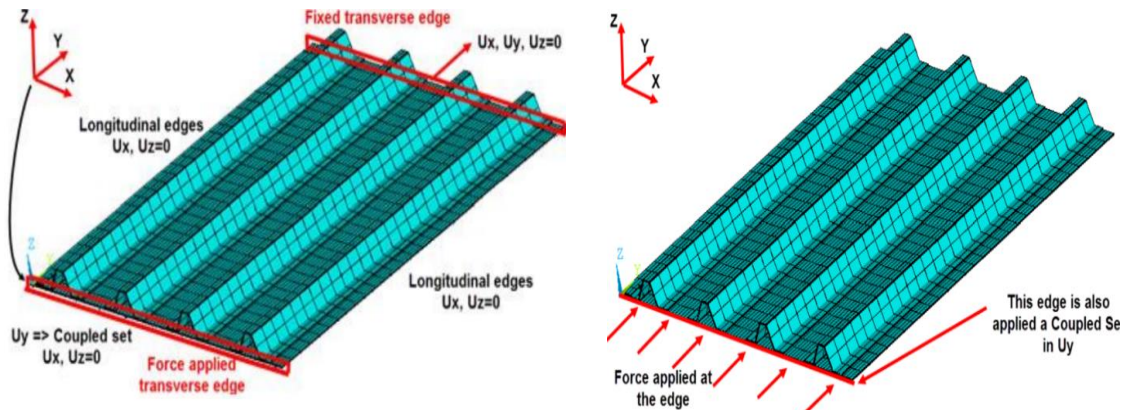


Figure 2 Boundary conditions of the stiffened panel

Table 1 Buckling load factors with single stiffener and different layups

Layup	Hat Type	T Type	J Type	Blade Type
Set 1	0.229	0.158	0.149	0.135
Set 2	0.268	0.18	0.165	0.14
Set 3	0.243	0.166	0.153	0.138
Set 4	0.196	0.0424	0.126	0.118

Table 2 Buckling load factors with multi stiffeners and different layups

Layup	Hat Type	T Type	J Type	Blade Type
Set 1	8.45	1.95	1.61	2.47
Set 2	7.71	1.78	1.61	2.29
Set 3	3.47	0.8	0.64	1
Set 4	9.17	2.5	2.008	3.34

Therefore, it was observed that in both single and multi stiffened panels, the Hat-shaped stiffener, has the highest buckling load factor. In the following, the influence of the number, geometric dimensions and layup on it will be investigated. Three different types of geometries have been considered to investigate the effect of the geometric cross section of the Hat-shaped stiffeners on the critical load.

The number of 2 to 4 stiffeners was considered to analysis the composite stiffened panel. So that a total of 36 analyzes were performed to obtain the critical load. In this analysis, the influence of the layup, the number of stiffeners and the cross-section on the critical load has been investigated.

#### 4. Conclusions

In this research, the stiffened composite panel was evaluated. To make a comparison between the types of stiffeners, the number of skin and stiffeners layups and the cross-section were considered constant in each step. At first, in order to determine the best type of stiffener, buckling analysis was performed in of single and multi stiffeners in Abaqus software, and it was found that in both modes, Hat-shaped stiffeners bear the highest critical load and, as a result, have the highest stability compared to other stiffeners. Next, important geometric and non-geometric properties, including the effect of the layup and the number of stiffeners, were investigated in an airplane wing panel. The number, dimensions and layups of different tiles on the selected stiffeners were checked. In this research, it was concluded that the hat-shaped stiffener in a single state and with the first type of layup can withstand 31% more buckling load than the T-shaped, J-shaped 35% and blade-shaped stiffener. Also, this type of stiffener can bear more buckling load than T-shaped stiffener, 76%, J-shaped 79%, and blade-shaped 70% for multi mode and second type layup. At the end, a weight comparison was made between different situations. In some cases, the number of stiffeners can be decided by considering the weights. For example, the weight of the structure with two stiffeners and the first layup and the cross-section of 1 is almost equal to the weight of the structure with three stiffeners and the third layup and the cross-section of 3, but the critical buckling load of the structure with three stiffeners is equal to 2.31, while the load The criticality of the structure with two stiffeners and the first layup is equal to 0.89.





## تحلیل کمانش سازه پنل تقویت شده کامپوزیتی بال هواپیما

بهرروز شهرياری الف\*، علی نظری ب، مصطفی صحرايي ج

الف استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران، [shahriari@mut-es.ac.ir](mailto:shahriari@mut-es.ac.ir)

ب کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران، [alinazari@mut-es.ac.ir](mailto:alinazari@mut-es.ac.ir)

ج دکتری، شرکت هواپیماسازی ایران، اصفهان، ایران، [mostafa.sahraei@ut.ac.ir](mailto:mostafa.sahraei@ut.ac.ir)

واژگان کلیدی	چکیده
کمانش، بال هواپیما، پنل تقویت شده، اجزا محدود.	این پژوهش به تحلیل کمانش پنل تقویت شده کامپوزیتی بال هواپیما می پردازد. پنل کامپوزیتی، ضمن تأمین نیازمندی های سازه، سبب کاهش وزن می شود. جهت مقایسه تقویت کننده ها، تعداد لایه های پوسته و تقویت کننده، در هر مرحله ثابت فرض شدند. در ابتدا با استفاده از نرم افزار آباکوس، به تعیین استحکام کمانشی پرداخته و مشخص شد تقویت کننده کلاهی در حالت تکی و با لایه چینی نوع اول، نسبت به تقویت کننده T شکل، ۳۱ درصد، J شکل، ۳۵ درصد و تیغه ای شکل، ۴۱ درصد، بار کمانشی بیشتری را تحمل می کند. همچنین برای حالت چندتایی و لایه چینی نوع دوم، نسبت به تقویت کننده T شکل، ۷۶ درصد، J شکل، ۷۹ درصد و تیغه ای شکل، ۷۰ درصد، بار کمانشی بیشتری را تحمل می کند. در ادامه پارامترهای هندسی و غیر هندسی همچون تعداد، ابعاد و لایه چینی تقویت کننده منتخب، بررسی شد. در انتها مقایسه وزنی بین حالات مختلف صورت گرفت و به بررسی اثر تعداد تقویت کننده ها بر وزن سازه پرداخته و نتیجه شد که وزن سازه با دو تقویت کننده، لایه چینی اول و سطح مقطع ۱ تقریباً با وزن سازه با سه تقویت کننده، لایه چینی سوم و سطح مقطع ۳ برابر است، اما بار بحرانی کمانش سازه با سه تقویت کننده برابر ۲/۳۱ می باشد و بار بحرانی پنل با دو تقویت کننده و لایه چینی اول ۰/۸۹ می باشد.
تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۰۵	
تاریخ بازنگری: ۱۴۰۱/۰۸/۲۷	
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۹/۲۹	

### ۱- مقدمه

هنگامی که یک پنل بال تحت بارگذاری فشاری قرار می گیرد، در معرض کمانش قرار خواهد گرفت. از آنجاکه در سازه های هوایی عموماً ضخامت پنل خیلی زیاد نیست، موجب می شود که وقوع پدیده کمانش زودتر از پدیده تسلیم رخ دهد، بنابراین پنل ممکن است در اثر اعمال بار کوچکی نیز دچار ناپایداری کمانشی شود. از این رو یکی از پدیده های بسیار مهم در طراحی بال های هواپیما که در سال های زیادی مورد توجه محققین قرار گرفته است، بررسی وقوع پدیده کمانش می باشد که بایستی به دقت به آن پرداخته شود به گونه ای که اگر در روند طراحی به درستی به آن پرداخته شود، ضمن تضمین پایداری و عملکرد بیشتر سازه، تا حد زیادی از هزینه های اضافی جلوگیری خواهد شد.

علاوه بر قابلیت تحمل پایداری کمانشی، پایین بودن وزن سازه یک فاکتور مهم برای سازه هایی است که در صنایع مختلف استفاده می شود و این مسئله به خصوص در سازه های هوافضا دارای اهمیت اساسی است. در این خصوص شناخت مواد به کار

گرفته شده در ساخت قطعات نیز بسیار حائز اهمیت است. اجزای نخستین کامپوزیت‌های ساخته شده توسط بشر در طبیعت وجود داشت. برای مثال در معماری خشتی ایران که ارگ بم نمونه‌هایی از شاهکار آن است، برای افزایش مقاومت خشت‌ها، خاک رس را با کاه، خرده سنگ، خاکستر، موی بز، پوسته برنج و الیاف خرما درمی آمیختند. شاید اولین کامپوزیت را مصری‌ها ساخته باشند که در قایق‌هایشان به چوب بدنه مقداری پارچه می بستند تا در اثر خیس شدن چوب باد نکند، اما سابقه استفاده از کامپوزیت‌های پیشرفته به دهه ۱۹۴۰ باز می‌گردد. در آن زمان، ارتش‌های آمریکا و شوروی سابق در رقابتی تنگاتنگ با یکدیگر، موفق به ساخت کامپوزیت پایه پلیمری رزین اپوکسی<sup>۱</sup> برای استفاده در صنعت هوافضا شدند [۱]. ناگندرا و همکاران [۲] به بررسی روش بهینه‌سازی پنل کامپوزیتی تقویت شده به روش الگوریتم ژنتیک پرداختند. آن‌ها چهار پنل تقویت شده به صورت تیغه‌ای با فاصله یکسان و تحت بارهای برشی و فشاری در نظر گرفتند. لایه چینی پوسته و تقویت کننده از زاویه‌های ۰، ۴۵، ۹۰ درجه تشکیل شده و چیدمان لایه چینی آن به صورت متقارن و بالانس در نظر گرفته شد. در پژوهش آن‌ها هدف، کمینه کردن وزن سازه، تحت تأثیر بار کمانشی و نیز بررسی استحکام سازه بوده است. نتایج آن‌ها نشان داد که وزن پنل بهینه شده در حدود ۴ درصد کاهش می‌یابد. کاسپوگلو [۳]، به بررسی پنل‌های تقویت شده کامپوزیتی با هدف بهینه‌سازی هزینه و وزن پرداخت. در پژوهش وی، پنل در امتداد لبه‌های طولی تحت بارهای فشاری و برشی قرار گرفته شده بود. انواع تقویت کننده‌ها از نظر شکل هندسه‌ای مانند C، Z، T، I، J، Hat شکل انتخاب شدند. ضخامت پوسته و تقویت کننده و فاصله موجود بین تقویت کننده‌ها نیز به عنوان متغیر در نظر گرفته شد. نتایج آن‌ها نشان داد که تقویت کننده نوع J شکل دارای کمترین وزن بوده، در حالی که تقویت کننده نوع T شکل کمترین هزینه را دارد. هدایتی و صدیقی [۴] به بررسی اثر قرار دادن یک صفحه‌ی داخلی در پنل‌های کامپوزیتی و موقعیت آن بر مقاومت سازه کامپوزیتی در برابر برخورد پرنده با استفاده از شبیه‌سازی اجزای محدود پرداختند. آن‌ها همچنین بهبود خواص پنل در مقابل ضربه، با تغییر چگالی فوم بالا و پایین صفحه‌ی میانی را مورد ارزیابی قرار دادند. سعادت و شهرآبادی [۵] به تحلیل بال یک هواپیما از جنس آلومینیوم تحت بارگذاری‌های استاتیکی، دینامیکی و ارتعاشی، در نرم‌افزار آباکوس<sup>۲</sup> پرداختند. سپس با توجه به نتایج به دست آمده، استحکام بال آلومینیومی تحت شرایط مختلف را به طور دقیق محاسبه کردند. آن‌ها مشاهده کردند که نتایج به دست آمده از بال کامپوزیتی استحکام بالاتری از بال آلومینیومی دارد در حالی که وزن بال به طور چشم‌گیری کاهش یافته است. در نتیجه بال کامپوزیتی در نظر گرفته شده، ایمن تر و سبک تر از بال آلومینیومی بوده است. دهقانی و قاسمی [۶] در پژوهش خود به بررسی مواردی مانند تأثیر پوشش مواد هدفمند تابعی بر لایه‌های کامپوزیتی، تأثیر افزودن تقویت کننده‌ها به صفحات و همچنین تعداد تقویت کننده‌ها بر بار بحرانی کمانشی پرداختند. طبق تحلیل‌های صورت گرفته مشخص گردید که پوشش مواد هدفمند تابعی بر لایه‌های کامپوزیتی تأثیر زیادی بر افزایش بار کمانشی دارد و نیز دریافتند که هرچه کسر حجمی فلز در مواد هدفمند تابعی افزایش یابد، بار بحرانی کمانشی کاهش بیشتری پیدا می‌کند. همچنین مشخص گردید که افزودن تقویت کننده‌ها به صفحات تحت بارگذاری کمانشی، تأثیر بسزایی در بالا بردن بار بحرانی دارد. مرجع [۷] یک سری ملاحظات لایه چینی را ارائه نموده که از جمله می‌توان به متقارن چیدن لایه‌ها و درعین حال بالانس بودن آن به دلیل صفر شدن ماتریس‌های خمشی-کششی و کم کردن ماتریس‌های برشی-کششی، اشاره نمود. صحرایی و یوسفی [۸] به طراحی اجزا بال لامبدا شکل کامپوزیتی، با در نظر گرفتن ملاحظات و قوانین لایه چینی، از جمله اسپارها<sup>۳</sup>، پوسته، ریب‌ها<sup>۴</sup> پرداختند. نتایج اولیه محاسبات آن‌ها نشان داد که سازه بال از نظر استحکامی با معیارهای کامپوزیتی شکست تطابق خوبی داشته، اما پوسته بال از نظر کمانشی گسیخته خواهد شد. در نهایت پس از بررسی آنالیز کمانشی، چهار استرینگر<sup>۵</sup> در راستای طولی بال به آن افزوده شد. پس از انجام محاسبات مجدد، ضریب اطمینان مثبت برای تمام اجزاء سازه بال به دست آمد. در مرجع [۹] مدهوی و همکاران، به ارزیابی کمانش و پس کمانش پنل تقویت شده کامپوزیتی با استفاده از نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس پرداختند. آنها در پژوهش خود بار بحرانی و حالت‌های گسیختگی را با پارامترهای مختلف مانند زاویه الیاف، جنس مواد کامپوزیتی و تقویت کننده‌ها و نیز تعداد مختلف تقویت کننده‌ها به دست آوردند. به منظور بررسی رفتار کمانش پنل‌های تقویت شده منحنی

<sup>1</sup> Epoxy resin

<sup>2</sup> Abaqus

<sup>3</sup> Spars

<sup>4</sup> Ribs

<sup>5</sup> Stringer

شکل، ابزارهای غیرخطی FE Abaqus/Explicit به کار گرفته شد. در مرجع [۱۰] موهات و همکاران به تحلیل کمانش پنل‌های کامپوزیتی تقویت‌شده تحت یک بار فشاری محوری یکنواخت با استفاده از روش مدل‌سازی غیرخطی اجزا محدود پرداختند. برای تحلیل کمانش غیرخطی، پنل کامپوزیتی تقویت‌شده از جنس الیاف کربن-اپوکسی، کولار-اپوکسی و شیشه-اپوکسی در نظر گرفته شده است. با توجه به این واقعیت که پنل‌های کامپوزیتی تقویت‌شده از مواد مختلفی ساخته می‌شوند، روش حل عددی برای تجزیه و تحلیل کمانش استاتیکی غیرخطی برای انواع پنل‌های کامپوزیتی تقویت‌شده I- شکل به کار گرفته شده است. در پژوهش مذکور همچنین به بررسی اثر جهت‌گیری مختلف لایه‌ها با استفاده از تحلیل المان محدود آباکوس پرداخته شده است. در پژوهش صورت گرفته توسط ساندرج و گنش در مرجع [۱۱] به ارزیابی کمانش پنل تقویت‌شده کامپوزیتی با انواع مختلف تقویت‌کننده‌ها تحت بار فشاری پرداخته شده است. رفتار کمانشی پنل تقویت‌شده تخت به همراه انواع استرینگرها مورد مطالعه و مقایسه قرار گرفته است. در این مطالعه تقویت‌کننده‌های مختلفی همچون Z- شکل، L- شکل، کلاه شکل، I- شکل، C- شکل، J- شکل و T- شکل، به کمک روش حل اجزا محدود غیرخطی مورد مقایسه قرار گرفته است. در این تحلیل عددی انگیزه اصلی نویسنده، درک شکل هندسی سطح مقطع تقویت‌کننده‌ها (که نقش بسزایی در تعیین میزان بار بحرانی دارد) بوده است. در مرجع [۱۲] ایباچی و همکاران به حل تحلیلی مسئله کمانش پنل تقویت‌شده تحت بارگذاری فشاری تک‌محوره پرداختند. تابع انرژی پتانسیل پنل تقویت‌شده به کمک شرایط حاکم بر قوانین الاستیسیته و مکانیک محیط پیوسته استخراج شده است. با مینیمم سازی معادله به دست آمده نسبت به ضرایب ناشی از خیز و بازنویسی آن، عبارتی جهت محاسبه بار کمانش پنل تقویت‌شده به دست آورده شده است. توابع واقعی خیز مستقیماً در روش حل جدید جایگزین شده و شرایط مرزی لبه‌های مختلف در نظر گرفته شده است. در مرجع [۱۳] ژاکوب و همکاران رفتار کمانش موضعی یک پنل کامپوزیت تقویت‌شده کلاه شکل تحت انواع بارگذاری فشاری تک‌محوره و دومحوره، برشی و یا ترکیبی مورد بررسی قرار دادند، در جایی که شرایط پیوستگی با روش ضرایب لاگرانژ ارضا شده است. دقت توابع آزمایشی مختلف با استفاده از توابع مثلثاتی و چندجمله‌ای لژاندر<sup>۱</sup> در مطالعات پارامتری، ارزیابی شده است. مناسب‌ترین نتایج با استفاده از تابع ترکیبی سری سینوسی و چندجمله‌ای لژاندر با شرایط مرزی ساده شناسایی شده است. در مطالعه‌ای که اخیراً توسط آلاگاندی و پالانیاسمی در مرجع [۱۴] انجام شده است، به بررسی رفتار کمانش پنل تقویت‌شده پرداخته شده است. روش المان محدود پنل تقویت‌شده توسعه داده شده و تجزیه و تحلیل کمانش با استفاده از نرم‌افزار انسیس<sup>۲</sup> انجام شده است. مدل یادشده با نتایج حاصل از کار تجربی انجام شده، مورد تأیید واقع شده است. در مدل ارزیابی شده، مجموعه ۳۲۰ مدل از پنل‌های تقویت‌شده با انواع ضخامت صفحه، ارتفاع تقویت‌کننده، ضخامت تقویت‌کننده و فاصله بین تقویت‌کننده‌ها به کمک نرم‌افزار، مدل شده و بر روی آن‌ها آنالیز کمانشی انجام شده است. در مرجع [۱۵] مایریا به ارزیابی صفحات مستطیلی تقویت شده تحت بارگذاری فشاری تک‌محوره به روش تحلیلی پرداخت. هدف وی بررسی تأثیرات تقویت‌کننده‌ها در صفحه و نیز ارزیابی تغییر شکل و تنش بوده است. نتایج حاصل از این مطالعه نشان می‌دهد که محاسبات تحلیلی و نتایج تحلیل المان محدود (FEA)<sup>۳</sup> با یکدیگر مطابقت خوبی داشته و تحلیل کمانشی الگوی تقریباً مشابهی را برای هر دو حالت تحلیلی و FEA نشان می‌دهد. در ادامه این پژوهش مشخص شد که با کاهش طول تقویت‌کننده، مقدار ویژه که بیانگر بار کمانشی است، در حال کاهش است. همچنین مشاهده شد که حداکثر تنش با افزایش نسبت منظری در هر مورد، کاهش می‌یابد. در مرجع [۱۶] مارتی و همکاران به بررسی رفتار پیش کمانش و پس کمانش پنل‌های کامپوزیتی تقویت‌شده با تقویت‌کننده کلاهی شکل تحت بارگذاری فشاری و بارگذاری ترکیبی فشاری و برشی به روش المان محدود غیرخطی با استفاده از نرم‌افزار آباکوس پرداختند. آن‌ها مشاهده کردند که در پنل کامپوزیتی تقویت‌شده، کمانش موضعی و شکست پنل به دلیل بارهای فشاری و بارهای ترکیبی رخ می‌دهد. فروپاشی ساختار کامپوزیتی تقویت‌شده از محل تقاطع صفحه و تقویت‌کننده‌ها به دلیل اثر تنش ناشی از تغییر شکل صفحه و تقویت‌کننده‌ها شروع شده و سپس منجر به کمانش صفحه پنل می‌شود. آن‌ها در این مطالعه تقویت‌کننده‌های کلاه شکل ساخته شده از CFC/epoxy و Kevlar/epoxy را با استفاده از روش اجزای محدود مورد

<sup>1</sup> Legendre<sup>2</sup> ANSYS<sup>3</sup> Finite Element Analysis

مطالعه قرار داده و دریافتند که پنل کامپوزیتی تقویت شده از جنس Kevlar/epoxy دارای ظرفیت بارگذاری بیشتری در مقایسه با CFC/epoxy با لایه چینی از نوع  $[45/-45/0/90]_s$  می باشد. همچنین مشاهده شد که پنل از جنس Kevlar/epoxy در مقایسه با پنل های تقویت شده کلاه شکل از جنس CFC/epoxy مستحکم تر است. در مرجع [۱۷] کومار و همکاران به مطالعات تجربی به منظور تعیین رفتار پیش کمانش و پس کمانش دو پنل کامپوزیتی چندلایه تقویت شده کلاهی شکل با فاصله مساوی تقویت کننده ها تحت بار فشاری محوری پرداختند. در این پژوهش برای تحلیل کمانش غیرخطی پنل تقویت شده از ابزار المان محدود ABAQUS استفاده شده است. از تجزیه و تحلیل کرنش در مکان های مختلف، کمانش موضعی پوسته قبل از کمانش پنل مشاهده شد. همچنین مشخص شد که منحنی جابجایی بار فشاری - محوری آزمایش ها به خوبی با نتایج حاصل از مدل المان محدود شبیه سازی شده برای تعیین رفتار کمانش پنل تا بار شکست، همبستگی خوبی دارد. نتایج آن ها نشان می دهد که شکست از لبه های پنل شروع شده و به تدریج به سمت اتصال تقویت کننده و پوسته پیش رفته و در نهایت شکست پنل به دلیل جدایش بین پوسته و تقویت کننده رخ خواهد داد. در مرجع [۱۸] آلتان سارای و اسماعیل به مطالعه پارامتری تحلیل کمانش صفحات نازک مستطیلی چندلایه متقارن تحت بارگذاری فشاری دو محوری پرداختند. شرایط مرزی در تکیه گاه از نوع ساده بوده و صفحات به صورت چندلایه شبه همسانگرد، متقاطع و زاویه دار در نظر گرفته شده است. در این پژوهش از روش ریلی-ریتز برای تعیین بار کمانش بحرانی صفحات بر اساس تئوری کلاسیک صفحات چندلایه (CLPT) استفاده شده است. آن ها دریافتند که با افزایش تعداد پارامترهای تابع شکلی مفروض، یک تابع همگرایی به دست آمده و صحت این مدعا برای مواد همسانگرد تأیید شده است. سپس اثرات انواع لایه گذاری، نسبت های منطری  $(a/b, b/a)$  و ضخامت بر روی بار کمانش بحرانی صفحات چندلایه مورد بررسی قرار گرفت. نتایج با راه حل های روش المان محدود (FEM) انجام شده توسط بسته نرم افزاری ANSYS مقایسه شد و توافق نسبتاً خوبی به دست آمد. در مرجع [۱۹] سعیدی و حسنی به تحلیل کمانش ورق های تقویت شده به روش آیزوژئومتریکی پرداختند. روش آیزوژئومتریکی<sup>۱</sup> رویکردی جدید در حوزه مکانیک محاسباتی محسوب شده که در آن از توابع نرَبز<sup>۲</sup> و بی-اسپلاین<sup>۳</sup> برای مدل سازی هندسه و نیز تقریب سازی مسئله استفاده می شود. در این پژوهش به کمک روش های حساب تغییراتی و نظریه تغییر شکل برشی مرتبه اول، معادلات حاکم مربوط به کمانش ورق نازک مستطیلی تقویت شده با هندسه های متنوع برای تقویت کننده به دست آمده است. شکل تقویت کننده و محل قرارگیری آن روی ورق دلخواه در نظر گرفته شده است. در این پژوهش با استفاده از روش انرژی پتانسیل کل، رابطه کمانش ورق به دست آورده شد و با گسسته سازی به روش آیزوژئومتریکی، دستگاه معادلات مربوطه حل و منجر به حصول جواب هایی دقیق تر در مقایسه با سایر روش های عددی شده است. در مرجع [۲۰] دینگ و همکاران در پژوهش خود به ارائه یک روش کارآمد برای حل مسئله کمانش موضعی و کلی پنل های تقویت شده به طور هم زمان پیشنهاد پرداختند. آن ها یک شکل تضعیف شده المان چهاروجهی به همراه تقویت کننده ها را ارائه کردند که به جای قرارگیری در خطوط گرهی، می توان در هر جای دلخواهی از صفحه قرار داد. به منظور بهبود دقت روش حل، می توان در صورت لزوم به راحتی تعداد گره های المان ها را افزایش داد. چندین مثال عددی برای مطالعه همگرایی آورده شده است. نتایج با روش های تحلیلی موجود یا داده های اجزای محدود برای ارزیابی مقایسه شده و حاکی از آن است که با تعداد کمی گره می توان به دقت بالایی دست یافت. علاوه بر این، روش پیشنهادی می تواند امکان تحلیل سریع رفتار کمانش کلی و موضعی هم زمان پنل های تقویت شده را فراهم کند.

## ۲- مسئله و اهداف اصلی تحقیق

یکی از موارد کاربرد ویژه پنل ها، استفاده از آن ها در سازه های هوایی به ویژه هواپیما است. هواپیما از اجزای مختلف و پیچیده ای تشکیل شده است که سازه ی بال آن به عنوان جزء لاینفک و پراهمیت آن، نقش بسزایی در طراحی مربوطه دارد. در این خصوص مواد کامپوزیتی، به دلیل ویژگی های منحصر به فرد در سازه های مهندسی و صنایع هوایی، از جمله خواص مکانیکی خوب نظیر استحکام کششی، چقرمگی بالا، مقاومت در برابر انواع کمانش توانسته است نظر بسیاری از طراحان و پژوهشگران را در این

<sup>1</sup> Isogeometric

<sup>2</sup> NURBS

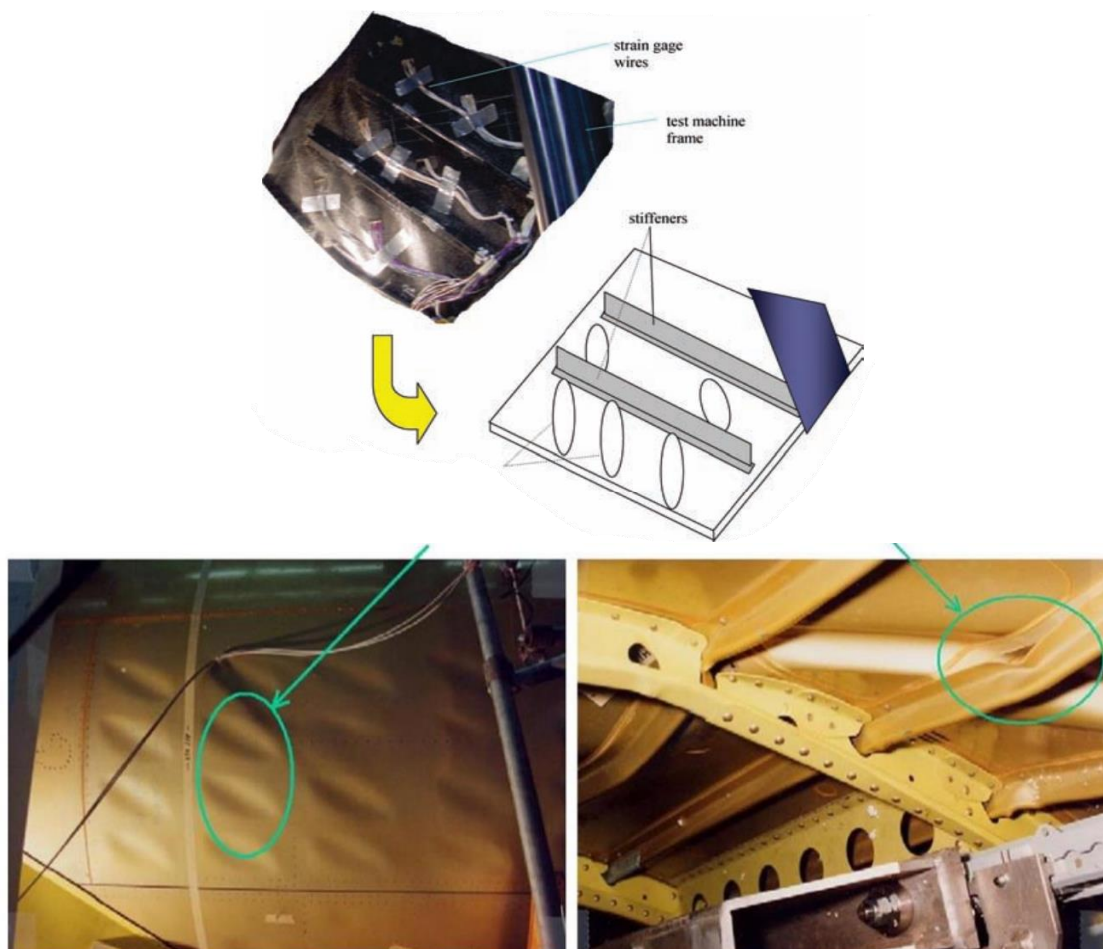
<sup>3</sup> B-Spline

خصوص بیش‌ازپیش به خود جلب نماید.

در این پژوهش جهت درک بهتر و ساده‌تر مسئله، پنل بال هواپیما به صورت یک صفحه مستطیل شکل با ابعاد مشخص تحت بارگذاری‌های لبه‌ای با انواع تقویت‌کننده‌ها در نظر گرفته می‌شود و به بررسی اثر پارامترهای (هندسی و غیرهندسی) مهم در تحلیل کمانش و استحکام سازه با استفاده از نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس پرداخته می‌شود. در این پژوهش هدف یافتن بار بحرانی کمینه تحت انواع لایه‌چینی و سطح مقاطع هندسی مختلف، با در نظر گرفتن اثر وزن سازه می‌باشد. در انتها به ارزیابی و مقایسه نتایج به دست آمده جهت دستیابی به بهترین کارایی ممکن پرداخته خواهد شد.

### ۳- کمانش صفحات

همانگونه که قبلاً بیان شد هنگامی که یک پنل تحت بارگذاری فشاری، برشی و یا بارگذاری ترکیبی قرار گیرد، احتمال بروز کمانش زیاد خواهد بود و بایستی به دقت بررسی شود. تاکنون روش‌های مختلفی برای توصیف انواع کمانش در پنل‌ها ارائه شده است که در ادامه به ذکر چند مورد از آن‌ها پرداخته می‌شود. شکل ۱، یک نمونه از بروز پدیده کمانش در پنل را نشان می‌دهد. به منظور بررسی پدیده‌های کمانش می‌توان از روش‌های تحلیلی شامل روش گالرکین<sup>۱</sup>، انرژی (ریتز)<sup>۲</sup> با در نظر گرفتن تئوری کلاسیک ورق، تئوری تنش برشی مرتبه اول و مرتبه دوم، روش نیمه تحلیلی<sup>۳</sup>، روش‌های عددی اجزاء محدود، المان محدود استفاده کرد.



شکل ۱ شکل مخروطی دندان در انتهای تیرک

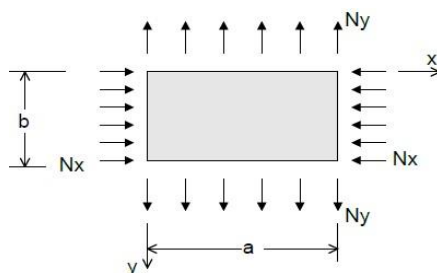
<sup>1</sup> Galerkin Method

<sup>2</sup> Ritz

<sup>3</sup> Semi-Analytical

همچنین تحلیل کمانش از منظر نوع تسلیم المان، به دودسته‌ی کمانش خطی و کمانش غیرخطی تقسیم می‌شود. در تحلیل کمانش خطی در واقع می‌توان با یافتن مقادیر ویژه، مقادیر بارهای بحرانی کمانشی را به راحتی محاسبه کرد. تحلیل غیرخطی هنگامی استفاده می‌شود که سازه دچار تغییر شکل‌های نسبتاً زیاد شده و ماهیت ماده به صورت غیرخطی رفتار کند. همچنین در تحلیل کمانش از منظر محل تشکیل آن می‌توان به دو دسته مهم کمانش کلی<sup>۱</sup> و کمانش محلی<sup>۲</sup> اشاره کرد که در این پژوهش عمدتاً به دسته اول یعنی کمانش کلی پل پرداخته خواهد شد.

یک صفحه مستطیلی شکل با ابعاد  $a$  و  $b$  مطابق شکل ۲ در نظر گرفته می‌شود. این صفحه در هر چهار طرف تحت تکیه‌گاه ساده مقید شده است. لایه چینی متقارن و بنابراین  $[B]=0$  می‌باشد. ترم‌های  $D_{16}$  و  $D_{26}$  در برابر ترم‌های  $D_{11}$ ،  $D_{12}$ ،  $D_{22}$  در ماتریس  $[D]$  بسیار ناچیز است. صفحه تحت بارهای گسترده صفحه‌ای  $N_x$  و  $N_y$  روی لبه‌ها قرار دارد. جهت تحلیل این صفحات از روش انرژی استفاده می‌شود [۷].



شکل ۲ صفحه کامپوزیتی مستطیلی تحت بار دو محوره [۸]

انرژی پتانسیل کل یک سیستم عبارت است از:

$$\pi_p = U + \Omega \quad (1)$$

انرژی کرنشی  $U$  بر اساس روابط بین انحناها و تغییر مکان‌ها در یک صفحه نازک به صورت زیر می‌باشد [۸].

$$U = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \left[ D_{11} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right)^2 + D_{22} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right)^2 + D_{66} \left( \frac{2\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right)^2 + 2D_{12} \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \right) \right] dy dx \quad (2)$$

از آنجا که صفحه تحت بارهای گسترده صفحه‌ای  $N_x$  و  $N_y$  بر لبه‌ها قرار دارد، کار نیروی خارجی برابر است با: [۸]

$$\Omega = \frac{1}{2} \int_0^a \int_0^b \left[ N_x \left( \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 + N_y \left( \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] dy dx \quad (3)$$

تغییر مکان برای صفحات روی تکیه‌گاه‌های ساده، در لبه‌ها برابر صفر است. بنابراین شرایط مرزی زیر را داریم: [۸]

$$w = M_x = -D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad \text{at } x=0 \text{ and } x=a \quad (4)$$

$$w = M_y = -D_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0 \quad \text{at } y=0 \text{ and } y=b$$

برای ارضاء کردن شرایط مرزی، می‌توان از جواب زیر برای تابع تغییر مکان استفاده نمود: [۸]

$$w = \sum \sum A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \quad (5)$$

$m$  و  $n$  تعداد ترم‌های موردنظر سری و اختیاری است و  $A_{mn}$  ثابت و بر اساس اصل بقای انرژی محاسبه می‌شود.

<sup>1</sup> Global Buckling

<sup>2</sup> Local Buckling

$$\frac{\partial \pi_p}{\partial w_{mn}} = \frac{\partial (U + \Omega)}{\partial w_{mn}} = 0 \quad (6)$$

حال می توان  $w$  را از رابطه ۱۳ در روابط ۱۰ و ۱۱ قرار داد و با استفاده از رابطه ۱۰ و با تعریف نسبت طول به عرض صفحه  $AR = a/b$  به رابطه ۱۵، رسید [۸].

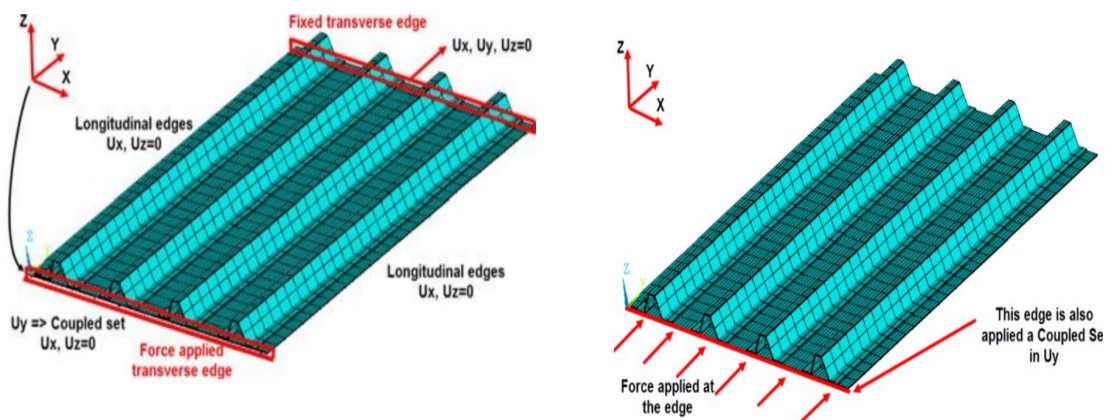
$$\pi^2 A_{mn} [D_{11} m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) m^2 n^2 (AR)^2 + D_{22} n^4 (AR)^4] = -A_{mn} a^2 [N_x m^2 + N_y n^2 (AR)^2] \quad (7)$$

زمانی که کمانش در یک صفحه اتفاق می افتد، دیگر جابجایی صفحه ( $W$ ) صفر نخواهد بود. این به این معنی است که ضریب  $A_{mn}$  در رابطه ۱۳ غیر صفر است و می توان از معادله ۱۵ حذف نمود. از طرفی  $k = N_y / N_x$  در نظر گرفته و اجازه داده می شود که صفحه تحت نیروی فشاری  $N_x$  قرار بگیرد (به دلیل فشاری بودن بار، برابر با  $-N_0$  در فرض می شود)؛ بنابراین از معادله ۱۵، رابطه ۱۶، برای بار کمانشی یک صفحه کامپوزیتی به دست خواهد آمد همچنین نیروی کمانشی ( $N_0$ ) به دست آمده، به تعداد نیم موج های  $m$  در راستای  $x$  و  $n$  در راستای  $y$  بستگی دارد که با تعداد مودها تعریف می شود [۸].

$$N_0 = \frac{\pi^2 [D_{11} m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) m^2 n^2 (AR)^2 + D_{22} n^4 (AR)^4]}{a^2 (m^2 + kn^2 (AR)^2)} \quad (8)$$

#### ۴- مدل سازی و شرایط مرزی مسئله

پنل تقویت شده در این پژوهش، به صورت مسطح مدل سازی شده است. به طور معمول، این نوع سازه ها دارای انحنا بسیار اندکی می باشند. از آنجاکه در این نوع سازه ها، شعاع انحنای زیادی وجود دارد، مدل سازی تقویت کننده و پنل به صورت تخت، رفتار کمانشی سازه را خیلی تحت تأثیر قرار نمی دهد. شرایط مرزی سازه باید به گونه ای باشد که نشان دهنده رفتار کل سازه، به عنوان بخشی کوچکی از مدل اصلی باشد. در منابع مختلف، پنل های تقویت شده با شرایط مرزی مختلف مدل سازی می شوند. شرایط مرزی مشترکی که برای این نوع سازه ها اعمال می شود، شرایط مرزی تکیه گاهی ساده است. به طور کلی، در این سازه ها توسط ریبها به عنوان تکیه گاه در لبه ها عمل کرده و به پنل اجازه حرکت موضعی نمی دهند. پس به منظور تحلیل پنل مورد نظر شرایط تکیه گاهی را از نوع ساده در نظر گرفته می شود. همچنین، بارگذاری اعمال شده نوع بارگذاری فشاری ( $shell\ edge$ ) است که در لبه عرضی پنل اعمال می شود. شکل ۳ بیان گر شرایط مرزی و تکیه گاهی پنل است [۲۱].



شکل ۳ شرایط مرزی و تکیه گاهی پنل تقویت شده [۲۱]

#### ۵- مدل سازی مسئله در نرم افزار شبیه سازی اجزای محدود آباکوس

مواد مورد استفاده برای پوسته و تقویت کننده ها، از نوع کامپوزیتی با لایه چینی های مختلف هستند. با توجه به نوع مسئله، کارکرد و نحوه بارگذاری آن، بایستی از موادی استفاده شود که به خوبی جوابگوی نیاز مسئله باشد. در این خصوص مواد کامپوزیتی

با الیاف گرافیتی می‌تواند یک گزینه مناسب و پرکاربرد در نظر گرفته شود. از جمله مزایای این الیاف می‌توان به مقاومت و مدول ویژه بالا، ضریب انبساط حرارتی پایین و همچنین مقاومت خستگی بالا اشاره نمود. در کنار مزایای یادشده، قیمت نسبتاً بالای آن به‌عنوان یک فاکتور منفی تلقی می‌شود. خواص مکانیکی ورق‌های کامپوزیتی مورد استفاده در جدول ۱ آمده است. ضمناً ضخامت لایه‌ها برابر با ۰/۱۲۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

جدول ۱ خواص ورق‌های کامپوزیتی [۲۱]

$E_L$	181 GPa
$E_T$	10.3 GPa
$G_{LT}$	7.17 GPa
$V_{LT}$	0.28
$\rho$	$1.6 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$

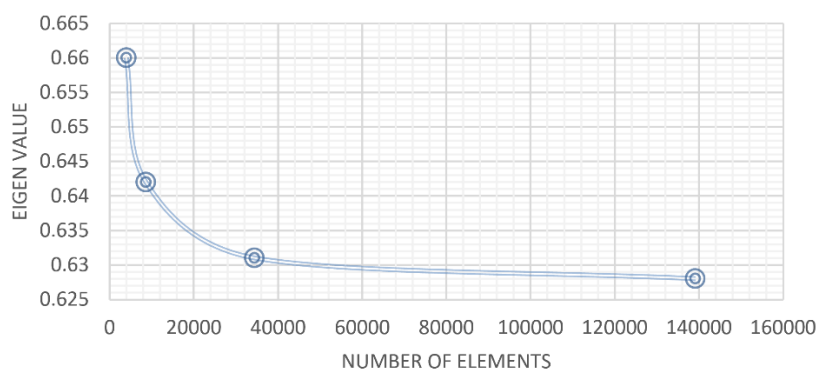
در این پژوهش، مراحل تحلیل مسئله از سه گام تشکیل شده است:

- گام اول: تحلیل پل کامپوزیتی با یک عدد تقویت‌کننده و سطح مقاطع مختلف
- گام دوم: تحلیل پل کامپوزیتی با چند عدد تقویت‌کننده و سطح مقاطع مختلف
- گام سوم: بررسی اثر تغییرات هندسی و لایه چینی بر روی تقویت‌کننده منتخب

## ۶- مش بندی

با توجه به انواع المان‌های موجود در نرم‌افزار ABAQUS، استفاده از نوع المان Shell می‌تواند برای مدل‌سازی عددی، بسیار مناسب باشد. در این پژوهش از المان S4R که برای مدل‌سازی پوسته‌های نازک مناسب است، استفاده شده است. واضح است که هر چه تعداد المان بیشتری در مش بندی مدل هندسی استفاده شود، دقت نتایج بیشتر می‌شود، اما باید توجه کرد که افزایش بی‌حد تعداد المان‌ها خطای محاسبات عددی را نیز افزایش می‌دهد. بدین منظور آنالیزی جهت حساسیت مش بندی صورت گرفته است که نتایج آن در شکل ۴ به‌طور خلاصه آمده است. مطابق این نمودار با زیاد شدن تعداد المان‌ها از حدود ۴۰۰۰۰ المان به بعد تغییر آن‌چنانی در مقادیر ویژه ایجاد نمی‌شود. برای این پژوهش ۸۶۰۰ المان انتخاب گردید که با توجه به زمان حل، نتایج قابل قبولی را ارائه می‌دهد.

### Mesh Sensivity Analysis



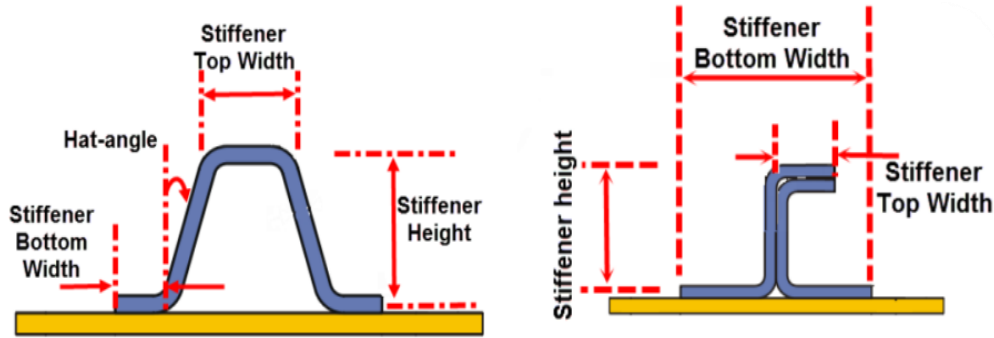
شکل ۴ نمودار تحلیل حساسیت به مش

## ۷- بررسی عددی بیشترین بار بحرانی کمانشی برای پل تقویت شده

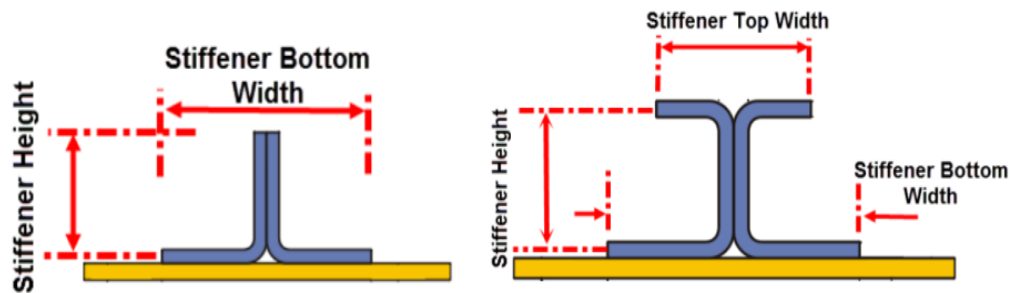
جهت تعیین بیشترین بار بحرانی کمانشی، چهار نوع تقویت‌کننده مختلف در نظر گرفته شد. ابعاد تقویت‌کننده طوری انتخاب گردیده است که همگی دارای سطح مقاطع برابر باشند. در این حالت، خواص مواد کامپوزیتی به‌کاررفته، نحوه بارگذاری و شرایط مرزی برای همه حالات مشابه است، با این تفاوت که قدری در لایه چینی تغییرات ایجاد کرده تا حالات بیشتری را در نظر گرفته

و نتایج درست و منطقی تری حاصل شود. لازم به ذکر است با توجه به شرایط مسئله از جمله استحکام، وزن، هزینه و محدودیت‌های طراحی و ساخت سازه، معمولاً برای لایه چینی مواد کامپوزیتی از اصول و قواعد خاصی استفاده می‌شود که پاره‌ای از این موارد در منبع [۸] ذکر شده است.

در شکل ۵، انواع مختلف تقویت‌کننده‌های به‌کاربرده شده در پنل، قابل مشاهده است. همچنین در جداول ۲ و ۳ مشخصات هندسی و لایه چینی مختلف برای حالت تقویت‌کننده تکی، ارائه شده است.



Geometrical parameters for hat stiffener (left) and J-type stiffener (right)



. Geometrical parameters for blade stiffener (left) and T-type stiffener (right)

شکل ۵ هندسه تقویت‌کننده‌های مختلف [۲۱]

جدول ۲ مشخصات هندسی چهار تقویت‌کننده

Geometrical Parameters	Stiffener Types			
	Hat Type	J Type	T Type	Blade Type
Stiffener Height (mm)	40	36.5	35	50
Stiffener Botton Width (mm)	30	75	75	83
Stiffener Top Width (mm)	40	17.5	38	-
Hat Angle (°)	15	-	-	-
Cross-sectional Area (mm <sup>2</sup> )	411.350	411.750	411.750	411.750

۷-۱- نتایج برای تقویت‌کننده تکی (گام اول)

جدول ۳ لایه چینی‌های مورد استفاده برای پوسته و تقویت‌کننده تکی

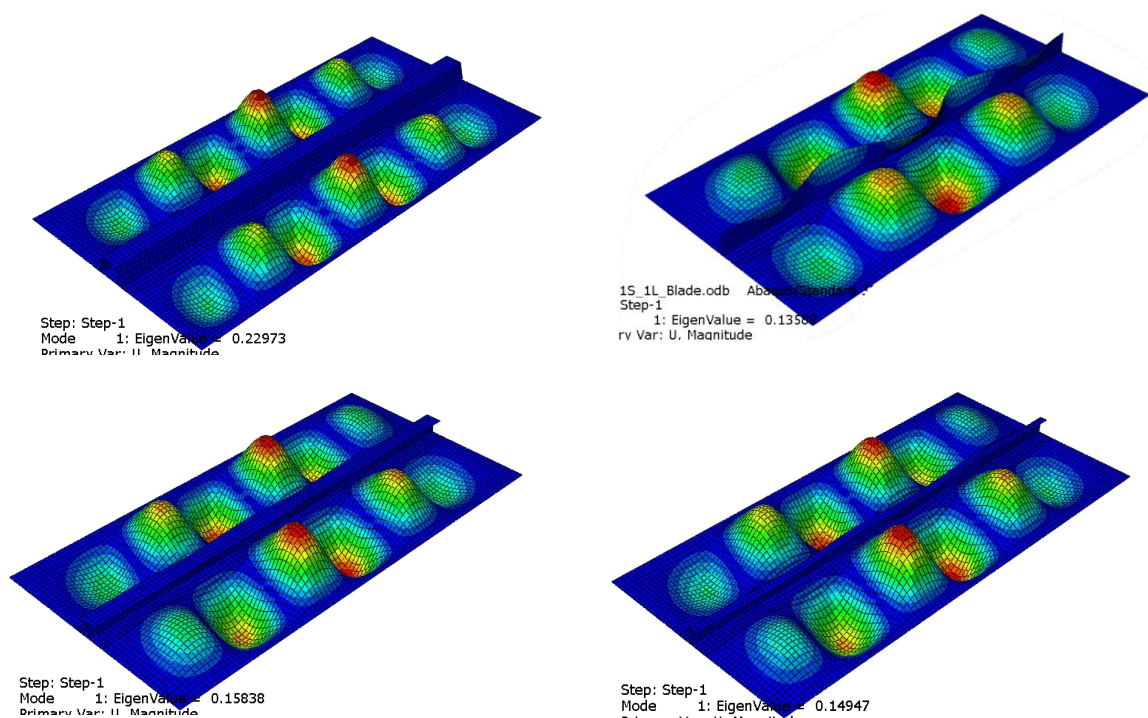
Layup	Stiffener Layup	Skin Layup
Set 1	$[-45^{\circ}/0^{\circ}/90_2^{\circ}/0_2^{\circ}/45^{\circ}/90_2^{\circ}]_s$	$[45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_s$
Set 2	$[90_2^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}]_s$	$[45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/0_2^{\circ}]_s$
Set 3	$[90^{\circ}/-45^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/90_3^{\circ}/45^{\circ}]_s$	$[90^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}]_s$
Set 4	$[0_2^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/-45^{\circ}]_s$	$[0_2^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_s$

برای چهار نمونه تقویت کننده با چهار نوع لایه چینی بیان شده، آنالیز کمانش انجام گردید. همان طور که در جدول ۴ قابل مشاهده است، تقویت کننده Hat شکل نسبت به سایر تقویت کننده ها، بار کمانشی بیشتری را تحمل می کند.

جدول ۴ ضرایب بار بحرانی کمانشی با تقویت کننده تکی با انواع لایه چینی مختلف

Buckling Load Factors				
Layup	Hat Type	T Type	J Type	Blade Type
Set 1	0.229	0.158	0.149	0.135
Set 2	0.268	0.18	0.165	0.14
Set 3	0.243	0.166	0.153	0.138
Set 4	0.196	0.0424	0.126	0.118

در شکل ۶، حالات کمانش و بیشترین بار بحرانی (حاصل ضرب ضریب بار بحرانی در مقدار بار وارد شده) به عنوان نمونه با لایه چینی از نوع Set 1 که پنل با انواع تقویت کننده ها تحمل می کند به صورت گرافیکی نمایش داده شده است.



شکل ۶ مقایسه چهار تقویت کننده تکی با لایه چینی SET 1

## ۷-۲- نتایج برای تقویت کننده چندتایی (گام دوم)

اکنون حالتی بررسی می شود که پنل با چندین تقویت کننده است. در این حالت نیز، خواص مواد کامپوزیتی به کاررفته، نحوه بارگذاری و شرایط مرزی برای همه حالات مشابه است و تنها قدری در لایه چینی تغییرات ایجاد شده است (جدول ۵).

جدول ۵ لایه چینی های مورد استفاده برای پوسته و چهار تقویت کننده

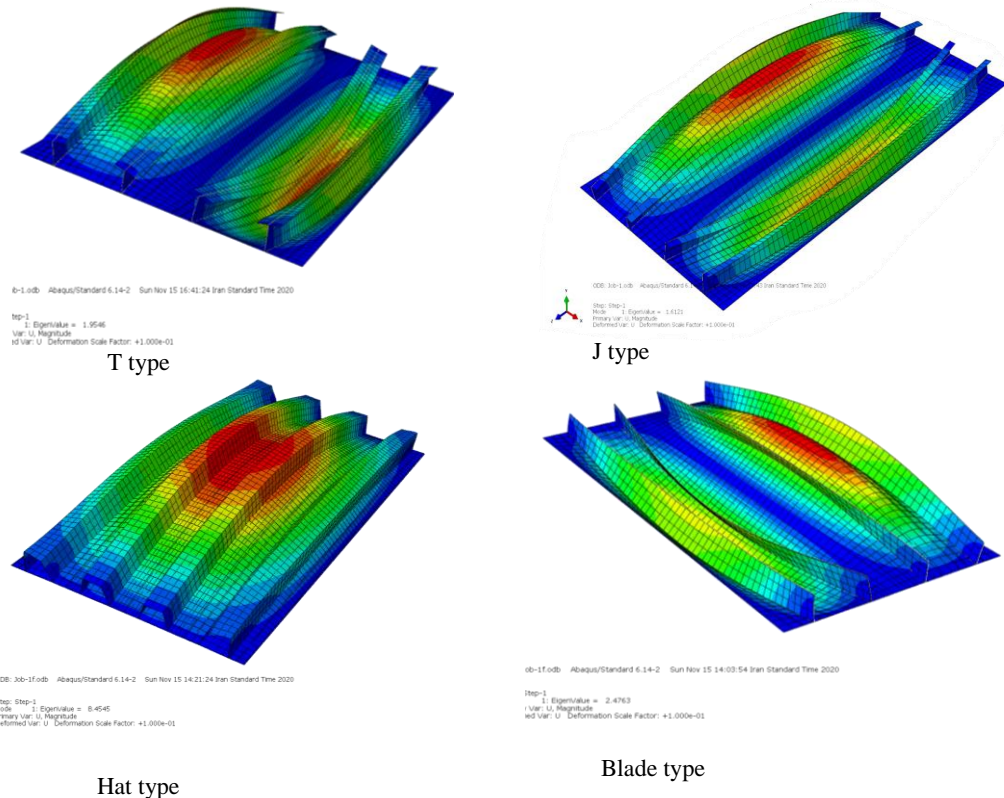
Layup	Stiffener Layup	Skin Layup
Set 1	[-45°/0°/90°/-45°/45°/0°/90°/45°/0°/45°/-45°/45°]s	[45°/0°/90°/-45°/90°/0°/90°/-45°/90°]s
Set 2	[90°/-45°/45°/0°/90°/0°/90°/-45°/45°/-45°/45°]s	[90°/0°/-45°/90°/0°/-45°/45°/0°/45°]s
Set 3	[-45°/45°/90°/45°/-45°/90°/45°/-45°/45°/0°/-45°/45°]s	[-45°/45°/90°/45°/-45°/45°]s
Set 4	[45°/90°/45°/0°/-45°/0°/90°/0°/90°/-45°/90°/45°/90°]s	[90°/-45°/0°/-45°/0°/90°/0°/45°]s

همان طور که در ادامه مشاهده است، در این حالت نیز، تقویت کننده Hat شکل، نسبت به سایر تقویت کننده ها بار کمانشی بیشتری را تحمل می کند. در جدول ۶ خلاصه ای از نتایج آنالیز در نرم افزار شبیه سازی آباکوس قابل مشاهده است.

جدول ۶ ضرایب بار بحرانی کمانش با چهار تقویت کننده و لایه چینی مختلف

Buckling Load Factors				
Layup	Hat Type	T Type	J Type	Blade Type
Set 1	8.45	1.95	1.61	2.47
Set 2	7.71	1.78	1.61	2.29
Set 3	3.47	0.8	0.64	1
Set 4	9.17	2.5	2.008	3.34

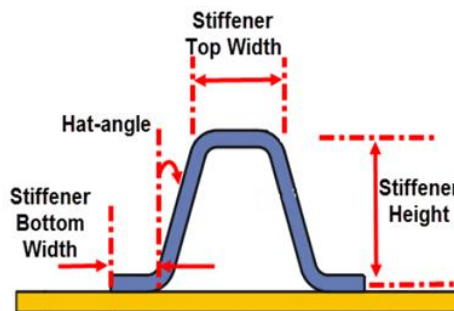
در شکل ۷، نتایج خروجی از نرم افزار اجزا محدود آباکوس برای لایه چینی نوع Set 1 قابل مشاهده است.



شکل ۷ مقایسه چهار تقویت کننده با لایه چینی Set 1

### ۸- بررسی اثر پارامترهای هندسی و غیر هندسی تقویت کننده Hat شکل (گام سوم)

تاکنون مشاهده شد که در هر دو حالت تقویت کننده تکی و چندتایی، تقویت کننده نوع Hat شکل، دارای بیشترین ضریب بار کمانشی است. در ادامه به بررسی تأثیر تعداد، ابعاد هندسی و لایه چینی بر روی آن پرداخته می شود. در شکل ۸، پارامترهای طراحی سطح مقطع Hat شکل، قابل مشاهده است. همچنین، سه نوع هندسه مختلف مطابق جدول ۷، برای بررسی اثر سطح مقطع هندسی تقویت کننده Hat شکل بر میزان بار بحرانی، در نظر گرفته شده است.



شکل ۸ پارامترهای طراحی سطح مقطع Hat شکل [۲۱]

جدول ۷ ابعاد نمونه‌ها برای آنالیز عددی

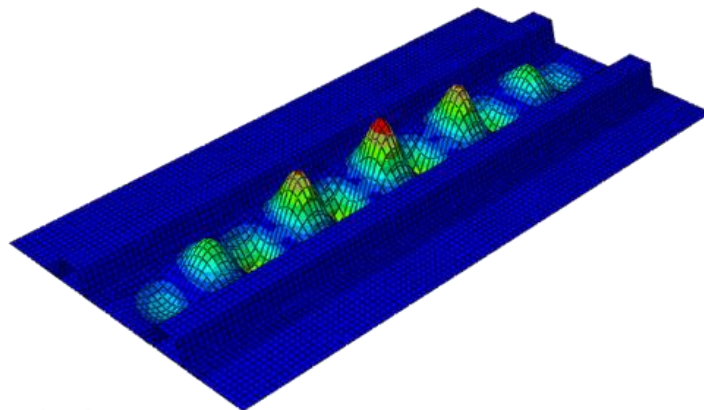
Geometrical Parameters	Hat Type		
	Specimen 1	Specimen 2	Specimen 3
Stiffener Height (mm)	40	35	30
Stiffener Bottom Width (mm)	30	25	20
Stiffener Top Width (mm)	40	35	30
Hat Angle (°)	15	20	25

به منظور ارزیابی پوسته و تقویت‌کننده‌ها نیز انواع لایه چینی مطابق جدول ۸، در نظر گرفته شد.

جدول ۸ لایه چینی‌های در نظر گرفته شده برای تقویت‌کننده Hat شکل

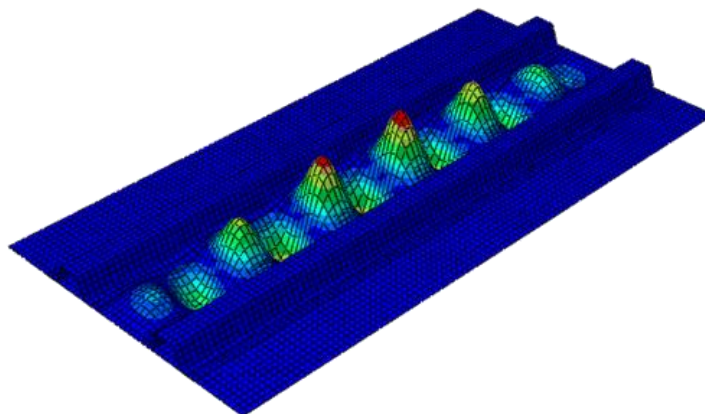
Layup	Stiffener Layup	Skin Layup
Set 1	[-45°/0°/90°/0°/2°/45°/90°]s	[45°/0°/90°/0°/90°/-45°]s
Set 2	[90°/45°/-45°/90°/45°/90°/-45°]s	[45°/0°/90°/-45°/0°]s
Set 3	[90°/-45°/45°/90°/-45°/90°/45°]s	[90°/0°/-45°/0°/45°/90°]s
Set 4	[0°/90°/45°/90°/-45°/90°/45°/-45°]s	[0°/45°/90°/-45°/90°]s

تعداد ۲ تا ۴ تقویت‌کننده جهت تحلیل پنل تقویت‌شده کامپوزیتی، در نظر گرفته شد. به طوری که مجموعاً ۳۶ آنالیز برای به دست آوردن بار بحرانی انجام شد. در این آنالیز تأثیر لایه چینی، تعداد تقویت‌کننده و سطح مقطع بر بار بحرانی بررسی گردیده است. به عنوان نمونه کانتورهای بار بحرانی برای پنل با دو تقویت‌کننده با لایه چینی نوع Set 1 و سطح مقطع ۱ و ۲ به ترتیب در شکل ۹ و شکل ۱۰ آمده است. در ادامه خلاصه‌ای از نتایج به دست آمده در جدول ۹ ارائه شده است.



Step: Step-1  
Mode 1: EigenValue = 0.89190  
Primary Var: U, Magnitude

شکل ۹ ضرایب بار بحرانی لایه چینی نوع SET 1 در سطح مقطع ۱



Step: Step-1  
Mode 1: EigenValue = 0.81654  
Primary Var: U, Magnitude

شکل ۱۰ ضرایب بار بحرانی لایه چینی نوع SET 1 در سطح مقطع ۲

## ۹- تفسیر نتایج

### ۹-۱- پنل با دو تقویت کننده

در این حالت در لایه چینی اول، بالاترین ضریب بار بحرانی مربوط به شکل هندسی ۱ است، چون دارای سطح مقطع بزرگتری نسبت به سایر هندسه‌ها است و با توجه به بیشتر بودن ارتفاع، از ممان اینرسی بالاتری برخوردار بوده که مستقیماً روی بار بحرانی تأثیرگذار است. در لایه چینی دوم، با توجه به کوچک‌تر بودن شکل هندسی ۳، ضریب بار بحرانی آن بالاتر است که این امر نشان‌دهنده تأثیر لایه چینی در بار بحرانی است. در لایه چینی سوم و چهارم، بیشترین بار بحرانی مربوط به شکل هندسی ۱ می‌باشد که سطح مقطع بزرگتری دارد. به‌طور کلی در این حالت، لایه چینی دوم و هندسه ۱، بیشترین بار بحرانی را دارا است.

### ۹-۲- پنل با سه تقویت کننده

در لایه چینی اول، بالاترین ضریب بار بحرانی مربوط به هندسه ۱ است. هندسه ۱ بیشترین سطح مقطع را داشته و با توجه به بیشتر بودن ارتفاع، ممان اینرسی بالاتری نیز دارد. در لایه چینی دوم، با اینکه هندسه ۱ و ۲ متفاوت هستند، اما دارای بار بحرانی تقریباً برابر هستند که بیانگر تأثیر لایه چینی بر بار بحرانی است. در لایه چینی سوم و چهارم، بیشترین بار بحرانی مربوط به هندسه ۱ است که سطح مقطع بزرگتری دارد. به‌طور کلی در این حالت لایه چینی دوم، بیشترین ضریب بار بحرانی را دارد.

### ۹-۳- پنل با چهار تقویت کننده

در این حالت در لایه چینی اول، ضریب بار بحرانی نمونه اول نسبت به سایر نمونه‌ها بیشتر است که این امر نشان‌دهنده تأثیر ممان اینرسی در بار بحرانی می‌باشد. در لایه چینی دوم، سوم و چهارم نیز مشاهده می‌شود که بار بحرانی هندسه ۱، با توجه به بیشتر بودن ممان اینرسی از دو هندسه دیگر بیشتر است.

همان‌طور که از نتایج به‌دست‌آمده مشخص شده است، می‌توان به تأثیر تعداد و نوع لایه چینی از منظر زاویه قرارگیری الیاف، نوع سطح مقطع تقویت‌کننده‌ها از منظر ابعاد هندسی و باز یا بسته بودن، همچنین تعداد تقویت‌کننده‌های مورد استفاده در پنل، به ارزیابی به روش عددی اجزا محدود پایداری کمانشی پنل‌های تقویت‌شده کامپوزیتی در بال پی برده و با توجه به آن نسبت به طراحی هرچه مناسب‌تر اقدام نمود. در ادامه خلاصه‌ای از نتایج به‌دست‌آمده از این تحلیل در جدول ۹-الف تا ۹-ج، قابل مشاهده است.

جدول ۹-الف ضرایب بار بحرانی کمانشی پنل با دو تقویت‌کننده تحت لایه چینی و اشکال هندسی مختلف

Model	2 Stiffeners-First Layup-Hat 1	2 Stiffeners-First Layup-Hat 2	2 Stiffeners-First Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	0.89	0.81	0.73
Model	2 Stiffeners-Second Layup-Hat 1	2 Stiffeners-Second Layup-Hat 2	2 Stiffeners-Second Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	0.99	0.82	0.84
Model	2 Stiffeners-Third Layup-Hat 1	2 Stiffeners-Third Layup-Hat 2	2 Stiffeners-Third Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	0.89	0.82	0.74
Model	2 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 1	2 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 2	2 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	0.73	0.67	0.61

جدول ۹-ب ضرایب بار بحرانی کمانشی پنل با سه تقویت‌کننده تحت لایه چینی و اشکال هندسی مختلف

Model	3 Stiffeners-First Layup-Hat 1	3 Stiffeners-First Layup-Hat 2	3 Stiffeners-First Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	2.67	2.65	2.31
Model	3 Stiffeners-Second Layup-Hat 1	3 Stiffeners-Second Layup-Hat 2	3 Stiffeners-Second Layup-Hat 3

Buckling Load Factor	2.69	2.69	2.55
Model	3 Stiffeners-Third Layup-Hat 1	3 Stiffeners-Third Layup-Hat 2	3 Stiffeners-Third Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	2.56	2.5	2.29
Model	3 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 1	3 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 2	3 Stiffeners-Fourth Layup-Hat 3
Buckling Load Factor	2.23	2.12	1.89

### ۱۰- مقایسه وزنی

در انتها یک مقایسه وزنی بین سازه‌های با ۲، ۳ و ۴ تقویت‌کننده انجام گردید که نتایج آن به‌طور خلاصه در جدول ۱۰ ذکر شده است. به‌طور مشخص با بزرگ‌تر شدن سطح مقطع، وزن تقویت‌کننده‌ها بیشتر می‌شود و این افزایش وزن در برخی مواقع باعث کاهش تحمل بار بحرانی خواهد بود. در برخی موارد می‌توان با در نظر گرفتن وزن‌ها تصمیم گرفت که تعداد تقویت‌کننده‌ها چه تعداد باشد. برای مثال وزن سازه با دو تقویت‌کننده و لایه چینی اول و سطح مقطع ۱ (۲/۵۲ کیلوگرم) تقریباً با وزن سازه با سه تقویت‌کننده و لایه چینی سوم و سطح مقطع ۳ (۲/۶۷ کیلوگرم) برابر است ولی بار بحرانی کمانش سازه با سه تقویت‌کننده برابر ۲/۳۱ می‌باشد درحالی‌که بار بحرانی سازه با دو تقویت‌کننده و لایه چینی اول برابر با ۰/۸۹ می‌باشد.

جدول ۱۰ مقایسه وزنی سازه‌ها با تعداد تقویت‌کننده مختلف

Model	2 Stiffeners-First Layup-Hat 1	2 Stiffeners-First Layup-Hat 2	2 Stiffeners-First Layup-Hat 3
Weight (kg)	2.52	2.35	2.18
Model	3 Stiffeners-First Layup-Hat 1	3 Stiffeners-First Layup-Hat 2	3 Stiffeners-First Layup-Hat 3
Weight (kg)	3.17	2.92	2.67
Model	4 Stiffeners-First Layup-Hat 1	4 Stiffeners-First Layup-Hat 2	4 Stiffeners-First Layup-Hat 3
Weight (kg)	3.83	3.5	3.16

### ۱۱- ارزیابی و صحت سنجی نتایج

در این بخش به صحت‌سنجی و ارزیابی نتایج حاصل پرداخته خواهد شد. به منظور انجام صحت سنجی مطابق مرجع [۲۱] یک پل تقویت‌شده کامپوزیتی با ابعاد ۵۳۸ در ۷۲۸ میلی‌متر با ۴ عدد تقویت‌کننده تحت بار فشاری لبه‌ای نظر گرفته شده است. خواص و سطح مقطع تقویت‌کننده‌ها مطابق مرجع [۲۱] انتخاب شده است. همچنین، لایه چینی پوسته و تقویت‌کننده جهت انجام ارزیابی به‌صورت زیر در نظر گرفته‌شده و خلاصه نتایج در جدول ۱۱ آمده است.

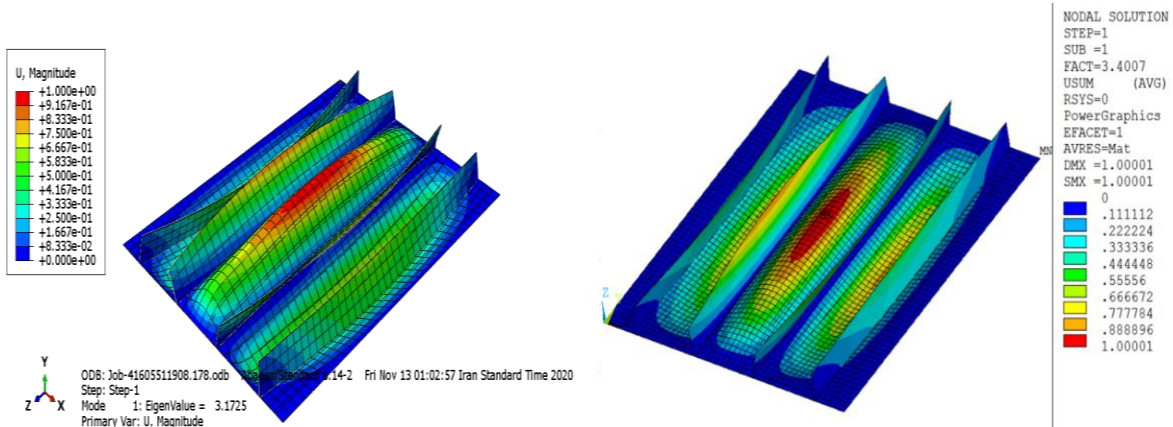
Stiffener:  $[-45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}/-45^{\circ}/45^{\circ}]_S$

Skin:  $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_S$

همان‌طور که مشاهده می‌شود درصد کم تغییرات در نتایج و بروز خطا، با توجه به اختلاف محاسباتی دو نرم‌افزار انسیس و آباکوس، در حد معقولی بوده و صحت نتایج با دقت قابل قبولی در این بخش، مورد تأیید واقع شده است. شکل ۱۱ ارزیابی تقویت‌کننده نوع تیغه‌ای مطابق مرجع ۲۲ و پژوهش حاضر را نشان می‌دهد.

جدول ۱۱ خلاصه نتایج حاصل از این پژوهش در مقایسه با مرجع [۲۱]

	Buckling Load Factors			
	Blade type	T type	J type	Hat type
نتایج پژوهش	3.1725	3.166	3.2877	9.5963
نتایج مرجع [۲۱]	3.4	2.941	2.984	8.768
درصد تغییرات	-6.7	7.7	10.2	9.4



شکل ۱۱ ارزیابی تقویت کننده نوع تیغه ای الف) نتایج مطابق مرجع ۲۲، ب) نتایج پژوهش حاضر

## ۱۲- نتیجه گیری و پیشنهادات

در این پژوهش، به ارزیابی پنل تقویت شده کامپوزیتی پرداخته شد. جهت انجام مقایسه میان انواع تقویت کننده‌ها، تعداد لایه‌های پوسته و تقویت کننده و سطح مقطع، در هر مرحله ثابت در نظر گرفته شد. در ابتدا جهت مشخص شدن بهترین نوع تقویت کننده، آنالیز کمانشی در دو حالت تقویت کننده تکی و چندتایی در نرم افزار آباکوس انجام گردید و مشخص شد که در هر دو حالت تقویت کننده Hat شکل، بیشترین بار بحرانی را تحمل کرده و در نتیجه بیشترین پایداری را نسبت به سایر تقویت کننده‌ها از خود نشان می‌دهد. در ادامه این پژوهش به بررسی خواص هندسی و غیر هندسی مهم از جمله تأثیر لایه چینی و تعداد تقویت کننده‌ها، در ارزیابی یک پنل بال هواپیما پرداخته شد. تعداد، ابعاد و لایه چینی‌های مختلف روی تقویت کننده منتخب بررسی گردید. در این پژوهش نتیجه شد که تقویت کننده از نوع کلاه شکل در حالت تکی و با لایه چینی نوع اول، نسبت به تقویت کننده T شکل، ۳۱٪، J شکل، ۳۵٪ و تیغه‌ای شکل، ۴۱٪، بار کمانشی بیشتری را تحمل می‌کند. همچنین این نوع تقویت کننده برای حالت چندتایی و لایه چینی نوع دوم، نسبت به تقویت کننده T شکل، ۷۶٪، J شکل، ۷۹٪ و تیغه‌ای شکل، ۷۰٪، بار کمانشی بیشتری را تحمل می‌کند. در انتها نیز مقایسه وزنی بین حالات مختلف انجام گردید. در برخی موارد می‌توان با در نظر گرفتن وزن‌ها تصمیم گرفت که تعداد تقویت کننده‌ها چه تعداد باشد. برای مثال وزن سازه با دو تقویت کننده و لایه چینی اول و سطح مقطع ۱ تقریباً با وزن سازه با سه تقویت کننده و لایه چینی سوم و سطح مقطع ۳ برابر است، ولی بار بحرانی کمانش سازه با سه تقویت کننده برابر ۲/۳۱ می‌باشد در حالی که بار بحرانی سازه با دو تقویت کننده و لایه چینی اول برابر ۰/۸۹ می‌باشد.

## ۱۳- مراجع

- [1] Singh SB, Barai SV. Stability and failure of high-performance composite structures. Springer. 2022.
- [2] Nagendra S, Jestin D, Gürdal Z, Haftka RT, Watson LT. Improved genetic algorithm for the design of stiffened composite panels. Computers & Structures. 1996;58:543-55.
- [3] Kassapoglou C. Simultaneous cost and weight minimization of composite-stiffened panels under compression and shear. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. 1997;28:419-35.
- [4] Hedayati R, Sadighi M. Effect of using an inner plate between two faces of a sandwich structure in resistance to bird-strike impact. Journal of Aerospace Engineering. 2016;29:04015020.

- [5] Saadati S SMA. Design and analysis of aircraft aluminum wing and its optimization using composites. 2nd conference on new findings of aerospace, mechanics and related sciences. Tehran. 2015.
- [6] Dehghani A M GA. Investigation and buckling analysis of stiffened composite plates with FGM coating. The second national conference on the development of the core of civil engineering, architecture, electricity and mechanics of Iran. Gorgan. 2014.
- [7] Kassapoglou C. Design and analysis of composite structures: with applications to aerospace structures. John Wiley & Sons. 2013.
- [8] Sahraei M. Design and analysis of full composite structure of lambda wings. Journal of Engineering and Applied Sciences. 2016;11:3097-3103.
- [9] Madhavi N, Sreelakshmi K, Atchytuni S. Buckling analysis of stiffened composite panels for different ply orientations. 2018;8:745-52.
- [10] Mouhat O, Bybi A, El Bouhmid A, Rougui M. The Effects of Ply Orientation on Nonlinear Buckling of Aircraft composite Stiffened Panel. Frattura ed Integrità Strutturale. 2019;13:126-40.
- [11] Sundararaj K, Ganesh M. Numerical investigation of composite stiffened panel with various stiffeners under axial compression. 1 ed: AIP Publishing LLC. p. 140017.
- [12] Ibeabuchi VT, Ibearugbulem MO, Njoku KO, Ihemegbulem EO, Okorie PO. A Contribution to Analytical Solutions for Buckling Analysis of Axially Compressed Rectangular Stiffened Panels. Revue des Composites et des Matériaux Avancés. 2021;31.
- [13] Schilling JC, Atamann D, Voges J, Mittelstedt C. Local buckling of omega-stringer-stiffened composite panels under compression–shear interaction. Thin-Walled Structures. 2022;180:109838.
- [14] Alagundi S, Palanisamy T. Numerical Modeling on Buckling Behavior of Structural Stiffened Panel. Recent Advances in Structural Engineering and Construction Management: Springer; 2023. p. 77-87.
- [15] M S. Buckling analysis of stiffened plate with varying stiffener and various load position. International Journal of Science and Research (IJSR). 2021;10:8.
- [16] Murthy VR, Annamalai K, Elango M. Numerical analysis of hat stiffened composite panels for pre and post buckling conditions. 1 ed: IOP Publishing. p. 012021.
- [17] Kumar S, Kumar R, Mandal S. Experimental and FE analysis for the buckling behavior of hat-stiffened panels under edge compressive loading. Sādhanā. 2020;45:1-9.
- [18] Altunsaray E, Bayer I. Buckling Analysis of Symmetrically Laminated Rectangular Thin Plates under Biaxial Compression. Teknik Dergi. 2021;32.
- [19] Saeedi A, Hassani B. Isogeometric Buckling Analysis of Stiffened Plates. Modares Mechanical Engineering. 2020;20:227-39.
- [20] Deng J, Wang X, Yuan Z, Zhou G. An efficient technique for simultaneous local and overall buckling analysis of stiffened panels. Advances in Engineering Software. 2019;131:36-47.
- [21] Cankurt A. Optimum design of composite stiffened panels with instability considerations. 2013.