Archive of SID

طراحی ابعادی پنل تقویت‌شده فشاری با استفاده از مفهوم شناسه سازه

مرتضی دزیانی[۱]، حسین دلایلی[۲] و شهرام یوسفی[۳] حمید نخ‌فروش[۴]

مجتمع دانشگاهی مکانیک هوافضا پژوهشکده هواخورشید

دانشگاه صنعتی مالک اشتر دانشگاه فردوسی مشهد

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۹/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۷/۱۰)

چکیده

مراحل متعدد در فرایند طراحی سازه‌های هوایی، اثرات متقابل موضوعات طراحی و لزوم در اختیارداشتن یک پیش‌بینی اولیه در مراحل طراحی، نیاز به وجود یک روش طراحی پارامتریک کلی برای اجزاء مختلف سازه‌ای را ضروری می‌سازد. روش طراحی براساس مفهوم شناسه سازه یک روش طراحی و تحلیل هم‌زمان بوده که با دریافت پارامتر کلیدی شناسه سازه و خصوصیات مواد می‌تواند طراحی کاملی از مقطع پنل تقویت‌شده فشاری را در اختیار طراح قرار دهد. در این مقاله ضمن بررسی و تحلیل روش طراحی پنل تقویت‌شده با مفهوم شناسه سازه با پیکربندی کلی، نتایج آن از دو راهبرد مختلف استخراج شده و با انجام اصلاحاتی، نتایج روش شناسه سازه به نتایج تحلیل‌های چرخه‌ای مرسوم نزدیک‌تر شده است. درنهایت نتایج حاصل با نتایج روش‌های جاری طراحی مقایسه شده‌اند. روش شناسه سازه علاوه‌بر این‌که خود می‌تواند یک روش طراحی محسوب شود، به‌عنوان ابزاری برای تعیین حدود ناحیه بهینه و انتخاب نقاط اولیه طراحی در روش‌های بهینه‌سازی عددی بر پایه روابط تحلیلی و یا روش‌های اجزاء محدود قابل استفاده می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: روش شناسه سازه، بهینه‌سازی سازه، پنل تقویت‌شده، طراحی ابعادی

Sizing of Compression Stiffened Panel using Structural Index Concept

M. Dezyani, H. Dalayeli and Sh. Yousefi **H. Nakhforoosh**

Mechanic Aerospace Department Sun Air Research Institute

MalekeAshtar University of Technology Ferdowsi University of Mashhad

(Received: 4/December/2013; Accepted: 2/October/2015)

ABSTRACT

Different steps of design process in aerospace structures, interaction of design parameters in the complete design process and the necessity of the preliminary prediction of structural geometrydictate the presence of a general parametric design method for preliminary sizing of different structural components. The design method of structural index concept is a simultaneous design and analysis process that can provide complete details of panel geometry by having the structural index and material properties of a stiffened panel. In this paper, the design and analysis process of compressed stiffened panel is described by structural index concept with general configuration and the results are extracted with two different approaches. Then the results are modified to confirm the common iterative methods. Finally, the results are compared with the results of current methods. In addition to its application as a design method, structural index concept also can be used to determine optimal region of design space and choose initial design points which required for numerical optimization methods based on analytical or F.E.M methods.

Keywords: Structural Index Method, Structural Optimization, Stiffened Panel, Dimensional Sizing

۱- دانشجوی دکتری: dezyani@ymail.com

۲- استادیار: hdalayeli@mut-es.ac.ir

۳- دانشیار (نویسنده پاسخگو): yousefi100@mut-es.ac.ir

۴- کارشناسی ارشد: hnakhforoosh@gmail.com

www.SID.ir

Archive of SID

فهرست علائم و اختصارات

A	مساحت مقطع پنل تقویت شده، in^2
E	مدول الاستیک، psi
I	گشتاور دوم سطح، in^4
K	شناسه سازه، psi
L	طول پنل تقویت شده، in
N	شدت بار مجاز محوری، lb/in

علایم یونانی

ρ	شعاع ژیراسیون، in^2
σ	تنش، psi

زیرنویس‌ها

cr	کریپلینگ (مربوط به تنش)
cy	تسلیم فشاری (مربوط به تنش)
gb	کمانش کلی
lb	کمانش محلی
sk	پوسته
st	تقویت کننده (استرینگر)

۱- مقدمه

در طراحی سازه‌های هوایی از مرحله طراحی اولیه تا طراحی جزییات، در اختیارداشتن یک روش پارامتریک کلی برای اندازه‌کردن اجزاء ضروری است. نیاز به داشتن پیش‌بینی از هندسه و رفتار جزء سازه‌ای موردنظر و امکان به‌روزرسانی آن با توجه به تغییر در دیگر پارامترهای موجود در فرایند کامل طراحی، برخی از دلایل نیاز به این راهبرد می‌باشند. این روش می‌بایست حتی‌الامکان سریع، دقیق و کلی باشد. طراحی حاصل از این روش پارامتریک کلی می‌تواند تا تبدیل‌شدن به طرح نهایی تغییر کرده و روش‌های بهینه‌سازی متنوع و جدیدتری نیز بر روی آن اعمال گردد [۱]. لازم به‌ذکر است که، با توجه به تعامل موضوع طراحی سازه با دیگر موضوعات طراحی در یک فرایند کامل، امکان تغییریافتن برخی از پارامترهای ورودی مسئله از قبیل بارگذاری و یا ابعاد طرح وجود دارد. علاوه‌بر قابل استفاده‌بودن این روش در طراحی مقدماتی سازه وسیله نقلیه هوایی، نتایج آن برای حصول یک طرح بهینه نهایی نیز به‌عنوان یک نقطه شروع طراحی مناسب قابل استفاده است.

در اغلب روش‌های طراحی پنل تقویت‌شده (عنصر سازه‌ای مورد بررسی در این مقاله) نقطه شروع طراحی و ابعاد اولیه با توجه به معلومات مسئله طراحی معین نمی‌گردند [۲]. در این روش‌ها معمولاً از روابط تجربی [۵-۳] و نمودارهای طراحی اولیه برای تعیین متغیرهای طراحی استفاده می‌گردد. محدودیت استفاده از نوع مصالح، محدوده بارگذاری، هندسه تقویت‌کننده و نامشخص‌بودن دقت و مبنای استخراج آنها، مشکل اصلی استفاده از این نمودارهای تجربی می‌باشد. همچنین، در بیش‌تر موارد دو یا چند پارامتر اولیه می‌بایست توسط طراح انتخاب گردد که معمولاً معیار مشخصی بر آنها وجود ندارد. روش طراحی اولیه پنل تقویت‌شده با استفاده از مفهوم شناسه سازه[1] یک ابزار تحلیلی مناسب برای به‌دست آوردن ابعاد اولیه سازه می‌باشد که در انواع پیکربندها قابل استفاده است.

در روش‌های بهینه‌سازی‌های عددی از آنجایی‌که نتایج کاملاً وابسته به ابعاد عددی مسئله موردنظر می‌باشند، استنتاج یک نتیجه کلی وجود نداشته، و با هر بار تغییر در پارامترهای ورودی، تمام فرایند بهینه‌سازی می‌بایست مجدداً از نقطه آغازین تکرار شود. کارآمدی روش‌های عددی بهینه‌سازی در مراحل نهایی طراحی غیرقابل انکار است، هنگامی که تمام جزییات با کم‌ترین ساده‌سازی می‌بایست درنظر گرفته شوند.

راهبردی که در اینجا برای طراحی اولیه یعنی پنل تقویت‌شده فشاری[2] مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش طراحی بهینه براساس مفهوم شناسه سازه است. از خصوصیات این روش این است که پس از استنتاج نتایج، تنش مجاز و همچنین ابعاد نسبی پارامترهای طراحی در دسترس بوده و در گام‌های اولیه طراحی که بسیاری از پارامترها به‌طور دقیق معین نیستند، کارآمد است.

۲- معرفی روش شناسه سازه

روش شناسه سازه یک روش تحلیل و طراحی همزمان است که با استفاده از روابط تحلیلی موجود در سازه‌ها، رابطه‌ای کلی برای سطح تنش مجاز و ابعاد بهینه سازه به‌طور پارامتریک به‌دست می‌دهد. ورودی‌های مسئله در این روش طراحی، پارامتر شناسه سازه (رابطه (۱))، خصوصیات مواد و ابعاد اصلی سازه می‌باشند (مانند طول و عرض).

$$K = \frac{N}{L} \qquad (۱)$$

به‌طوری‌که، N شدت بار اعمالی (در اینجا lb/in) و L طول پنل (فاصله بین دو ریب در بال) می‌باشد. پارامتر شناسه سازه به

1- Structural Index
2- Compression Stiffened Panel

www.SID.ir

Archive of SID

اشکال مختلفی تعریف می‌شود، اما همیشه بعد آن نیرو بر مربع طول است [۶]. روش شناسه سازه برای تحلیل و اندازه‌کردن عناصر سازه‌ای مختلفی مورد استفاده قرار گرفته است که می‌توان به انواع تیرهای فشاری و خمشی، پوسته‌ها و پوسته‌های تقویت‌شده اشاره کرد [۶]. همچنین در مورد سازه‌های با مواد مرکب و تیرهای فشاری با هسته و پوسته با جنس متفاوت نیز این روش فقط با قید استحکام به‌کار گرفته شده است [۷-۶].

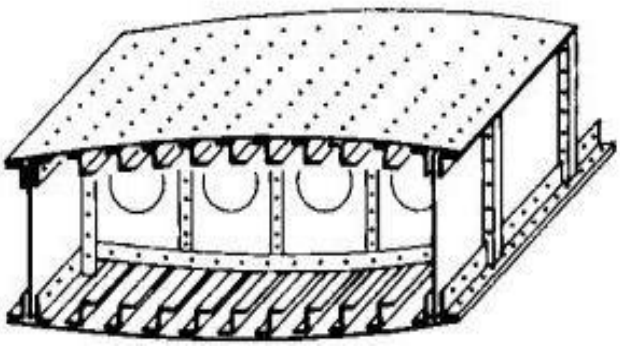
بسته به نوع مسئله مورد بررسی، تابع هدف در استخراج روابط می‌تواند وزن تیر و یا پارامتر تراکم حجمی (V/L^3) [۸] و یا سطح تنش مجاز در سازه باشد. بدیهی است که در یک سازه با مقدار معلوم شناسه سازه، افزایش سطح تنش مجاز مترادف با کاهش وزن سازه می‌باشد.

استفاده از روش شناسه سازه و روش تحلیل و طراحی همزمان این راهبرد در موضوع پنل تقویت‌شده به مقاله معتبر فرار[1] در سال ۱۹۴۹ بر می‌گردد [۹]. در این روش که در مرجع [۱۰] نیز به شکل دیگری آورده شده است، روش شناسه سازه برای طراحی پنل تقویت‌شده با تقویت‌کننده نوع Z ارائه شده است. در هندسه مورد بررسی پنل تقویت‌شده، عرض بال، عرض جان و ضخامت تقویت‌کننده دارای مقادیر مشخصی بوده و نتایج را نمی‌توان به دیگر شکل‌های تقویت‌کننده و یا تقویت‌کننده Z با نسبت‌های دیگر هندسی تعمیم داد. همچنین در این تحقیق برای پیش‌بینی کمانش محلی و اثر متقابل کمانش محلی و فراگیر سازه از نمودارهای تجربی با محدودیت در ابعاد استفاده شده است. در مقاله حاضر نتایج بدون وابستگی به نسبت هندسی مشخص به‌صورت کلی استخراج گردیده‌اند. همچنین از روابط مشخص جبری (تحلیلی و یا تجربی) برای پیش‌بینی کمانش محلی استفاده شده است.یکی از موارد مشابه در تحلیل‌های ارائه‌شده تاکنون در موضوع طراحی پنل تقویت‌شده که در مراجع [۱۲-۱۰ و۶] آورده شده است، استفاده از رابطه کمانش اویلر برای تحلیل و طراحی پنل تقویت‌شده می‌باشد. در مقاله حاضر در یک روش نوآورانه از رابطه کمانش اویلر در مرحله اندازه‌دهی پنل استفاده شده است، اما در بخش تحلیل و استخراج بار مجاز پنل تقویت‌شده با توجه به نسبت لاغری سازه طراحی شده، رابطه دقیق‌تر اویلر- جانسون مورد استفاده قرار گرفته است. این راهبرد باعث شده است که، نتیجه نهایی طراحی به نتایج دیگر روش‌های طراحی که از چرخه‌های تکرارشونده طراحی استفاده می‌کنند، نزدیک‌تر باشد.

تاکنون روش‌های متفاوتی را برای پیش‌بینی کمانش محلی مقاطع تقویت‌کننده ارائه شده است [۱۴-۱۳]. در این مقاله از دو راهبرد متفاوت (روابط تحلیلی کمانش ورق‌ها و نمودارهای تجربی که به‌صورت روابط تحلیلی در مرجع [۵] آورده شده است) استفاده می‌گردد. درنهایت نتایج این دو راهبرد متفاوت مورد مقایسه قرار گرفته است.

۳- طراحی پنل تقویت‌شده فشاری

پنل تقویت‌شده یا همان پوسته تقویت‌شده مقید، از یک پوسته با طول و عرض مشخص به‌همراه یک تقویت‌کننده[2] یا استرینگر[3] با شکل و ابعاد مشخص تشکیل شده است. بسته به بارگذاری موردنظر، شکل و ابعاد تقویت‌کننده متغیر خواهد بود، اما به‌طور معمول در پنل تقویت‌شده فشاری (پنلی که در معرض بار فشاری محوری قرار دارد)، متداول‌ترین نوع تقویت‌کننده در سازه‌های هوافضایی، تقویت‌کننده نوع Z و J می‌باشد [۳]. این عنصر سازه‌ای به‌طور گسترده‌ای در سازه‌های هوایی و فضایی کاربرد دارد. به‌عنوان مثال در سازه بال هواپیمای سنگین و نیمه‌سنگین، پنل تقویت‌شده پوسته- استرینگر به‌طور گسترده‌ای مورد استفاده قرار می‌گیرد (شکل **۱**).



شکل (۱): پنل تقویت‌شده در سازه جعبه بال [۱۵].

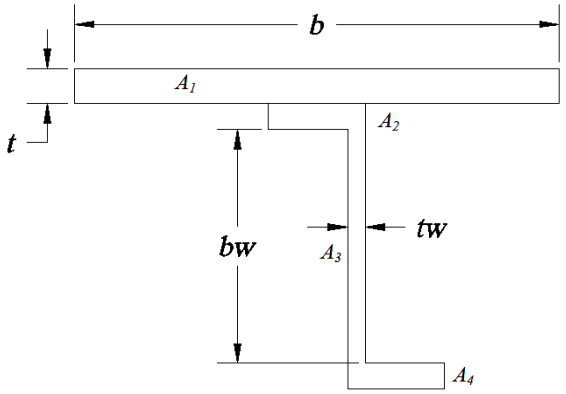
هندسه پنل تقویت‌شده پوسته- استرینگر با تقویت‌کننده نوع Z در یک گام، در شکل **۲** نشان داده شده است.

1- Farrar

2- Stiffener
3- Stringer

www.SID.ir

Archive of SID



شکل (۲): هندسه پنل تقویت‌شده با تقویت‌کننده نوع Z.

از آنجایی‌که در روابط مورد استفاده در فرایند طراحی علاوه‌بر جزییات مقطع پوسته (b, t) و جان استرینگر (b_w, t_w) فقط عباراتی از مساحت بال‌های استرینگر[1] (A_2 و A_4) خواهد آمد، در شکل**۲** نیز متغیرهای طراحی اصلی نشان داده شده‌اند. در گام پایانی روشی برای اندازه‌کردن جزییات بال‌های بالایی و پایینی استرینگر ارائه خواهد شد.

متغیرهای طراحی این مسئله همان ابعاد هندسی مقطع هستند که به‌عنوان مجهولات مسئله طراحی درنظر گرفته می‌شوند (رابطه (۲)). تابع هدف کمینه‌کردن وزن پنل است و درصورتی‌که جنس پوسته و استرینگر یکسان درنظر گرفته شود (رابطه (۳)) این تابع هدف معادل کمینه‌کردن سطح مقطع پنل می‌باشد. بدیهی است که با ثابت درنظرگرفتن پارامتر شناسه سازه، دست‌یابی به حداکثر تنش مجاز معادل حداقل سطح مقطع نیز خواهد بود.

$$X=\left\{b,t,b_a,t_a,b_w,t_w,b_f,t_f\right\} \qquad (۲)$$

$$f(X)=\min\left(bt+b_at_a+b_wt_w+b_ft_f\right) \qquad (۳)$$

در مسائل بهینه‌سازی، معیاری که یک طرح را قابل‌قبول و یا مردود می‌سازد، قید مسئله طراحی نام دارد. با هدف ارائه یک نتیجه کلی پارامتریک با استفاده از راهبرد شناسه سازه برای پنل تقویت‌شده فشاری می‌توان سه قید تنش کمانش کلی یا موجی[2]، تنش کمانش محلی یا کریپلینگ[3] و تنش تسلیم فشاری ماده را به‌عنوان قیود طراحی نام برد، به این مفهوم که سطح تنش در هر جزیی از پنل نباید از این سه مقدار فراتر رود.

روش معمول برای محاسبه تنش کمانش کلی، استفاده از رابطه اویلر است:

$$\sigma_{gb}=\frac{\pi^2E}{\left(\frac{L'}{\rho}\right)^2} \qquad (۴)$$

$$\rho=\sqrt{\frac{I}{A}} \qquad (۵)$$

به‌طوری‌که، ρ شعاع ژیراسیون، I ممان اینرسی دوم سطح حول محوری گذرنده از مرکز سطح پنل موازی عرض پوسته b، A سطح مقطع و E مدول الاستیک می‌باشد. مقدار L' نیز طول تصحیح شده پنل فشاری پوسته- استرینگر است که بسته به شرایط تکیه‌گاهی و نوع اتصال آن به ریب‌ها معمولاً مقدار $L'=\frac{L}{\sqrt{C}}=\frac{L}{\sqrt{1.5}}$ برای آن منظور می‌گردد [۳].

رابطه (۴) یک رابطه عمومی برای کمانش کلی ستون‌ها بوده و برای استفاده در مرحله طراحی رابطه مناسبی است. این رابطه می‌تواند در ترکیب با دیگر روابط در پیش‌بینی تنش مجاز پنل تقویت‌شده به‌کار گرفته شود. در موضوع کمانش کلی ستون‌ها و بسته به نسبت لاغری ستون، استفاده از رابطه اویلر- جانسون می‌تواند مقدار دقیق‌تری از تنش کمانش کلی را در اختیار بگذارد (رابطه (۶)).

$$\sigma_{gb}=\sigma_{cy}\left[1-\frac{\sigma_{cy}\left(\frac{L'}{\rho}\right)^2}{4\pi^2E}\right] \qquad (۶)$$

به‌طوری‌که، σ_{cy} تنش مجاز فشاری ماده می‌باشد.

از آنجایی‌که، در یک پنل تقویت‌شده پوسته- استرینگر، تنش کریپلینگ استرینگر به‌عنوان تنش خرابی و یکی از مدهای خرابی آن درنظر گرفته می‌شود با قراردادن تنش کریپلینگ به جای تنش مجاز فشاری ماده در رابطه (۶) بازهم می‌توان به تقریب دقیق‌تری از تنش کمانش کلی رسید [۳-۲]. استفاده مستقیم از رابطه (۶) در فرایند طراحی ممکن نیست و می‌بایست از این رابطه در یک گام اصلاحی استفاده کرد.

در روش ارائه‌شده در این مقاله، پوسته و تقویت‌کننده می‌بایست به‌گونه‌ای اندازه شوند که کمانش محلی در هیچ‌کدام از اجزاء آن رخ ندهد. به‌عبارت دیگر تمام عرض پوسته، موثر درنظر گرفته می‌شود [۱۴]. لذا می‌توان از رابطه کلی ارائه‌شده در تئوری صفحه برای تحلیل تنش کمانش محلی پوسته و استرینگر استفاده کرد:

1- Stringer Flanges
2- Global or Flexural Buckling
3- Local Buckling or Crippling

www.SID.ir

Archive of SID

$$\sigma_{lb} = k_{cr} E \left(\frac{t}{b}\right)^2 \qquad (۷)$$

در رابطه (۷)، t ضخامت ورق تحت بارگذاری فشاری محوری و b بعدی از ورق است که بار محوری فشاری به آن اعمال می‌شود. اگرچه رابطه فوق تقریبی است و در فرمول دقیق‌تر آن نسبت طول به عرض ورق (a/b) نیزموثر است، اما درصورتی‌که این نسبت بیشتر از ۳ فرض شود (که در پنل تقویت‌شده فشاری فرض کاملاً صحیحی است)، می‌توان رابطه کلی فوق را با دقت قابل‌قبولی صحیح درنظر گرفت. ضریب k_{cr} بسته به شرایط تکیه‌گاهی ورق دارد و برای یک ورق با چهار طرف تکیه‌گاه ساده (مانند جان استرینگر[1] یا پوسته پنل) k_{cr}=3.62 منظور می‌گردد.

روش دیگر، استفاده از رابطه (۷) برای تحلیل کمانش پوسته و استفاده از روابط تجربی زیر برای کمانش محلی یا کریپلینگ استرینگر می‌باشد [۵]:

$$\sigma_{cr} = 0.6121\sigma_{cy}\left[\frac{b}{t}\sqrt{\frac{\sigma_{cy}}{E}}\right]^{-0.7735} \qquad (۸)$$

$$\sigma_{cr} = 1.1819\sigma_{cy}\left[\frac{b}{t}\sqrt{\frac{\sigma_{cy}}{E}}\right]^{-0.7882} \qquad (۹)$$

رابطه (۸) تنش مجاز کریپلینگ یا همان کمانش محلی مقطع استرینگر را با این شرط که جزء موردنظر دارای یک سر آزاد باشد (مانند بال بیرون زده استرینگر[2]) در اختیار می‌گذارد (با شرط: $\sigma_{cr} < 0.9\sigma_{cy}$). برای محاسبه تنش کریپلینگ در جان استرینگر از رابطه (۹) استفاده می‌شود که برای اجزاء بدون سر آزاد استخراج گردیده است. لازم به‌ذکر است که روابط استفاده‌شده برای محاسبه تنش کریپلینگ در حقیقت نمودارهای تجربی هستند که به مناسب‌ترین شکل به روابط تحلیلی تبدیل شده‌اند و در مراجع مختلف به‌صورت نمودار و یا به‌شکل فرمول مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۱۴ و ۵-۴].

استفاده از رابطه دقیق ممان اینرسی دوم سطح پنل تقویت‌شده در روابط طراحی، علاوه‌بر پیچیده‌کردن معادلات حاصل سبب می‌شود که امکان استخراج نتایج کلی نیز از دست برود، لذا در ابتدا می‌بایست به‌نحوی از متغیرهای طراحی کاسته شود و در گام دوم رابطه‌ای ساده با تقریبی قابل‌قبول برای محاسبه ممان اینرسی و شعاع ژیراسیون حاصل گردد.

نقطه قوت روش ارائه‌شده در این موضوع نهفته است که روابط ارائه‌شده کلی بوده و امکان اعمال به پنل تقویت‌شده با استرینگرهای J و Z بدون پیش‌فرض خاصی را دارد. ابتدا مساحت بال‌های بالایی و پایینی استرینگر به‌صورت نسبتی از جان استرینگر تعریف می‌شوند:

$$b_a t_a \equiv A_2 = \alpha A_3 = \alpha\left(b_w t_w\right) \qquad (۱۰)$$

$$b_f t_f \equiv A_4 = \beta A_3 = \beta\left(b_w t_w\right) \qquad (۱۱)$$

α و β نسبت بی‌بعد مساحت‌ها می‌باشند. با صرف‌نظرکردن از عبارات درجه‌دوم و درجات بالاتر ضخامت‌ها، عبارت ساده‌شده ذیل برای I به‌دست خواهد آمد:

$$I = \frac{1}{12}\frac{1}{bt + b_w t_w\alpha + b_w t_w + b_w t_w\beta}\times \left[b_w^3 t_w\begin{pmatrix}4b_w t_w\alpha + 12\alpha\beta b_w t_w + b_w t_w \\ +4\beta b_w t_w + 4bt + 12\beta bt\end{pmatrix}\right] \qquad (۱۲)$$

با تعریف نسبت سفتی پنل[3] به‌صورت:

$$SR \equiv \frac{A_{st}}{A_{sk}} = \frac{b_w t_w\left(\alpha+\beta+1\right)}{bt} \qquad (۱۳)$$

که یک نسبت مهم در طراحی پنل تقویت‌شده می‌باشد، می‌توان رابطه (۱۲) را به‌صورت زیر نوشت:

$$I = \frac{1}{12}\frac{b_w^3 t_w\left(SR\times f_1 + f_2\right)}{\left(1+SR\right)} \qquad (۱۴)$$

در جایی‌که:

$$f_1 = \frac{4\alpha + 4\beta + 12\alpha\beta + 1}{\alpha+\beta+1} \qquad (۱۵)$$

$$f_2 = 4 + 12\beta \qquad (۱۶)$$

و مساحت کل پنل (تابع هدف) عبارت خواهد بود از:

$$A = bt\left(1+SR\right) \qquad (۱۷)$$

با معتبر فرض‌کردن رابطه (۷) برای پیش‌بینی تنش کمانش محلی پوسته و جان استرینگر و برابر قراردادن هر سه قید طراحی، می‌توان ابعاد بهینه پنل را به‌گونه‌ای یافت که هیچ‌کدام از قیود نقض نشده و همچنین همزمان هر سه قید طراحی فعال باشند.

۱. با استفاده از روابط (۴)، (۵) و (۱۴) می‌توان رابطه تنش کمانش کلی را به‌صورت زیر نوشت:

$$\sigma_1 = k_1 E\left(\frac{b}{L}\right)^2 \qquad (۱۸)$$

$$k_1 = \frac{\pi^2}{12}\left(\frac{b_w}{b}\right)^3\left(\frac{t_w}{t}\right)\left[\frac{\left(SR\times f_1 + f_2\right)}{\left(1+SR\right)^2}\right] \qquad (۱۹\text{- الف})$$

1- Stringer Web
2- Stringer Outstanding Flange
3- Stiffening Ratio

www.SID.ir

Archive of SID

یا به‌صورت ساده‌تر:

$$k_1=\frac{\pi^2}{12}\left(\frac{SR}{1+\alpha+\beta}\right)^3\left(\frac{t}{t_w}\right)^2\left[\frac{(SR\times f_1+f_2)}{(1+SR)^2}\right] \quad (۱۹)$$

۲. رابطه کلی زیر را می‌توان برای کمانش محلی (پوسته و جان استرینگر) استخراج کرد:

$$\sigma_2=k_2E\left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (۲۰)$$

اگر پوسته درحالت بحرانی باشد، ضریب کمانش محلی عبارت خواهد بود از:

$$k_2\equiv k_{2sk}=3.62 \quad (۲۱)$$

رابطه کمانش بحرانی جان استرینگر عبارت است از:

$$\sigma_{lb-stringer-web}=3.62E\left(\frac{t_w}{b_w}\right)^2 \quad (۲۲)$$

می‌توان k_2 را به‌گونه‌ای منطبق با رابطه (۲۱) تعریف کرده و ضریب کمانش محلی در حالت بحرانی، بودن استرینگر را به‌دست آورد:

$$k_2\equiv k_{2st}=3.62\,f_3{}^2\left(\frac{(t_w/t)^2}{SR}\right)^2 \quad (۲۳)$$

به‌طوری‌که:

$$f_3=\alpha+\beta+1 \quad (۲۴)$$

حالت بهینه زمانی خواهد بود که پوسته و استرینگر به‌طور همزمان در حد نهایی تنش مجاز خود قرار گیرند:

$$k_{2sk}=k_{2st}\rightarrow SR=f_3(t_w/t)^2 \quad (۲۵)$$

۳. رابطه تنش حدی عبارت است از:

$$\sigma_3=k_3\left(\frac{N}{t}\right) \quad (۲۶)$$

$$k_3=\frac{1}{1+SR} \quad (۲۷)$$

درصورتی‌که خصوصیات مواد پوسته و استرینگر متفاوت با یکدیگر باشند، می‌توان با تعریف مدول الاستیک موثر پنل تقویت‌شده به‌صورت زیر [۵]:

$$E_{ef}=\frac{E_{sk}+E_{st}SR}{(1+SR)} \quad (۲۸)$$

روابط (۱۸)، (۲۱)، (۲۳) و (۲۵) را به‌صورت زیر اصلاح کرد:

$$\sigma_1=k_1E_{ef}\left(\frac{b}{L}\right)^2 \quad (۱۸)'$$

$$k_{2sk}=3.62\frac{E_{sk}}{E_{ef}} \quad (۲۱)'$$

$$k_{2st}=3.62\,f_3{}^2\left(\frac{(t_w/t)^2}{SR}\right)^2\frac{E_{st}}{E_{ef}} \quad (۲۳)'$$

$$SR=\frac{E_{st}}{E_{sk}}f_3(t_w/t)^2 \quad (۲۵)'$$

از طریق برابر قراردادن تنش‌های بحرانی $\sigma_1=\sigma_2=\sigma_3$ و معلوم فرض‌کردن ضرایب k_1, k_2, k_3، ابعاد بهینه پوسته به‌دست خواهد آمد:

$$t=\left(\frac{k_3{}^2}{k_1k_2}\right)^{\frac{1}{4}}\left(\frac{LN}{E}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (۲۹)$$

$$b=\left(\frac{k_2k_3{}^2}{k_1{}^3}\right)^{\frac{1}{4}}\left(\frac{NL^3}{E}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (۳۰)$$

با قراردادن این ابعاد در هرکدام از روابط (۱۸)، (۲۰) یا (۲۶) حداکثر تنش مجاز عبارت خواهد بود از:

$$\sigma_{opt}=\left(k_1k_2k_3{}^2\right)^{\frac{1}{4}}\left(\frac{NE}{L}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (۳۱)$$

$$F=\left(k_1k_2k_3{}^2\right)^{1/4}\rightarrow$$

$$F=\frac{0.9523}{1+SR}\left[\left(\frac{k_2}{f_3^3}\right)\frac{SR^3(SR\times f_1+f_2)}{(t_w/t)^2}\right]^{1/4} \quad (۳۲)$$

به‌طوری‌که N/L پارامتر شناسه سازه با توان ½ بوده و F فاکتور کارایی شکل است که تابعی از پارامترهای t_w/t و SR می‌باشد. درنهایت می‌توان با استفاده از رابطه (۲۵) تعداد متغیرهای فاکتور کارایی شکل را به یک کاهش داده و با مشتق‌گیری مقدار بهینه آن را پیدا کرد:

$$F=1.3136\left(\frac{(t_s/t)^4\left(f_1f_3(t_w/t)^2+f_2\right)}{\left(1+f_3(t_w/t)^2\right)^4}\right)^{1/4} \quad (۳۳)$$

و یا با متغیر فرض‌کردن SR به‌دست می‌آید:

$$F=1.3136\left(\frac{SR^2(SRf_1+f_2)}{f_3{}^2(1+SR)^4}\right)^{1/4} \quad (۳۴)$$

و از آنجا:

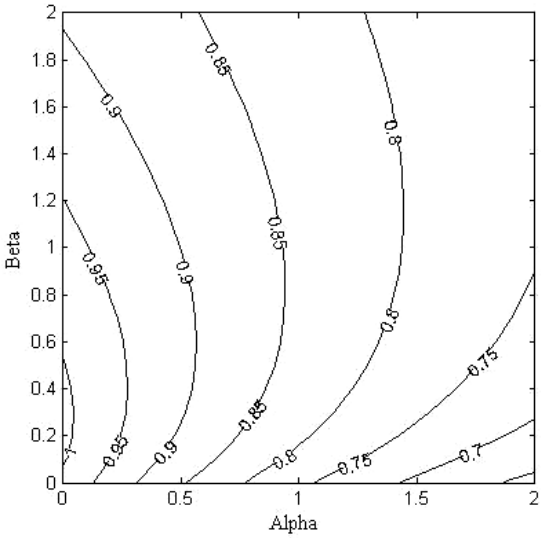
$$\left(\frac{t_w}{t}\right)_{opt}=\frac{1}{f_1f_3}\times \left(0.707\sqrt{f_1f_3\left(3f_1-2f_2+\sqrt{9f_1{}^2-4f_1f_2+4f_2{}^2}\right)}\right) \quad (۳۵)$$

$$SR_{opt}=\frac{0.5}{f_1}\left(3f_1-2f_2+\sqrt{9f_1{}^2-4f_1f_2+4f_2{}^2}\right) \quad (۳۶)$$

www.SID.ir

Archive of SID

با استفاده از روابط(۲۹)، (۳۰)، (۳۵) و (۳۶) می‌توان ابعاد بهینه پنل فشاری و مقدار مجاز تنش فشاری را برای هر پیکربندی دلخواه پنل (متغیرهای α وβ) یافت. همچنین با توجه به اینکه فاکتور کارایی بهینه (که مقادیر بهینه t_w/t و SR در آن جایگذاری شده‌اند)، خود تابعی از α و β می‌باشد، می‌توان تغییرات مقدار بهینه فاکتور کارایی را نسبت به تغییر در این پارامترها مشاهده کرد (شکل **۳**):



شکل (۳): بررسی تغییرات α و β در مقدار فاکتور کارایی شکل.

با روش بیان‌شده ابعاد بهینه پنل، مقدار فاکتور کارایی شکل و سطح تنش مجاز در هر پیکربندی و مقدار دلخواه شناسه سازه به‌دست آمد. از طرفی با توجه به اینکه در این راهبرد هر سه مقدار تنش کمانش کلی پنل، تنش کریپلینگ استرینگر و تنش کمانش محلی پوسته باهم برابر قرار داده می‌شوند، می‌توان با استفاده از رابطه (۶) و با توجه به نسبت لاغری پنل مقدار تنش مجاز را اصلاح و آن را به مقدار واقعی نزدیک‌تر کرد. به این منظور باید مقدار تنش به‌دست‌آمده از رابطه (۳۱) را به‌عنوان تنش کریپلینگ فرض کرد و با قراردادن آن در رابطه (۶)، مقدار تنش مجاز پنل را یافت:

$$\sigma_{allow} = \sigma_{opt}\left[1-\frac{\sigma_{opt}\left(\frac{L}{\rho}\right)^2}{4\pi^2 E}\right] \qquad (۳۷)$$

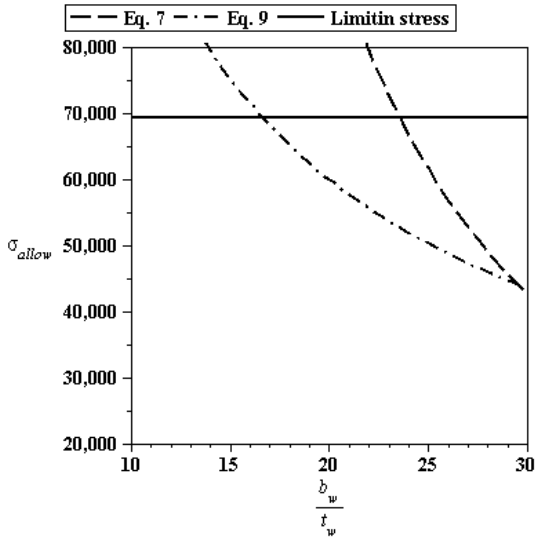
و درنهایت شدت بار مجاز طراحی به‌دست خواهد آمد:

$$N_{all} = \frac{\sigma_{allow} A}{b} \qquad (۳۸)$$

مقدار واقعی شناسه سازه عبارت خواهد بود از:

$$K_{real} = \frac{N_{all}}{L} \qquad (۳۹)$$

می‌توان با استفاده از روابط (۸) و (۹) برای محاسبه تنش کریپلینگ جزء مقطع جان استرینگر، فرایند طراحی را بهبود بخشید. با مقایسه دو رابطه (۷) و (۹) برای پیش‌بینی تنش کریپلینگ جان استرینگر از نمودار شکل **۴** می‌توان نتیجه گرفت که رابطه تجربی اخیر محافظه‌کارانه‌تر بوده و با اضافه کردن این شرط اضافی می‌توان نتیجه حاصله را اصلاح کرد.



شکل (۴): مقایسه روابط (۷) و (۹) برای پیش‌بینی تنش کریپلینگ جان استرینگر (تنش با واحد psi).

لازم به‌ذکر است که در روش‌های معمول طراحی نسبت b_w/t_w معمولاً بین ۱۸ تا ۲۲ در نظر گرفته می‌شود [۵-۳] و در نسبت‌های بیشتر از ۳۰، مقدار مجاز تنش کریپلینگ جان استرینگر به‌شدت کاهش می‌یابد. نمودارهای شکل **۴** با درنظر گرفتن مشخصات ماده مطابق با جدول **۱** رسم شده‌اند.

جدول (۱): مشخصات ماده پنل تقویت‌شده.

مدول الاستیک (E)	۱۰۷۰۰۰۰۰(psi)
تنش تسلیم فشاری (σ_{cy})	۷۷۰۰۰(psi)
ضریب پوآسون (ν)	۰/۳۳

بیشترین مقدار تنشی که می‌توان برای کریپلینگ درنظر گرفت، مقدار $0.9\sigma_{cy}$ است که در حدود نسبت b_w/t_w=16 حاصل

www.SID.ir

Archive of SID

می‌شود. هرچند می‌توان از نسبت‌های بیشتر از ۱۶ نیز استفاده کرد، اما تنش معادل در مقطع نباید از مقدار مشخص‌شده توسط نمودار (رابطه (۹)) فراتر رود. به‌همین دلیل برای استخراج رابطه بهینه، تنش معادل برابر با تنش کریپلینگ مقطع جان استرینگر قرار داده می‌شود.

در این راهبرد چهار رابطه برای معرفی تنش‌های بحرانی در سازه معرفی می‌شوند (سه معادله مستقل) که به‌ترتیب عبارتند از: تنش کمانش کلی، تنش کریپلینگ جان استرینگر، تنش کمانش پوسته و تنش معادل در سازه.

$$\sigma_1 = \left(\frac{\pi^2}{12}\left(\frac{SR}{f_3}\right)^3 \frac{\left(SR\times f_1+f_2\right)}{\left(1+SR\right)^2}\right)\left(\frac{b}{L\left(t_w/t\right)}\right)^2 \qquad (۴۰)$$

$$\sigma_{2st} = \left(k\sigma_{cy}\left(E^{-1/P}\sqrt{E/\sigma_{cy}}\right)^p\left(\frac{f_3}{SR}\right)^p\right)E\times \left[\left(t_w/t\right)^{2p}\left(\frac{t}{b}\right)^p\right] \qquad (۴۱)$$

$$\sigma_{2sk} = 3.62E\left(\frac{t}{b}\right)^2 \qquad (۴۲)$$

$$\sigma_3 = \frac{1}{1+SR}\left(\frac{N}{t}\right) \qquad (۴۳)$$

اگر ضرایب سمت چپ در روابط فوق به‌ترتیب k_1، k_{2st}، k_{2sk} و k_3 و متغیرهای طراحی t، t_w/t و b فرض شوند، به‌طوری‌که مقدار SR نیز یا از طریق بهینه‌سازی و یا به‌صورت دلخواه انتخاب شود، می‌توان با انجام عملیات ریاضی لازم، شکل نهایی تابع تنش برحسب شناسه سازه و متغیرهای طراحی را به‌دست آورد:

$$\sigma_{opt} = \left(k_1 k_{2sk}^{\frac{1}{2}} k_{2st}^{\frac{1}{p}} k_3^{\,2}\right)^{\frac{2p}{7p+2}} E^{\frac{3p+2}{7p+2}}\left(\frac{N}{L}\right)^{\frac{4p}{7p+2}} \qquad (۴۴)$$

به‌طوری‌که، p=۱/۱۸۱۹ و p=+۰/۷۸۸۲ می‌باشد. مشخصات ماده نیز مطابق با جدول **۱** است. درنتیجه:

$$\sigma_{opt} = 3867.33\times \left(\pi^2\left(\frac{SR}{f_3}\right)^{3.1}\frac{\left(SR\times f_1+f_2\right)}{\left(1+SR\right)^4}\right)^{0.2097}\left(\frac{N}{L}\right)^{0.4194} \qquad (۴۵)$$

با استفاده از رابطه (۴۴) می‌توان مقدار بیشینه یا بهینه تنش فشاری مجاز را برای هر پیکربندی دلخواه پنل (متغیرهای α و β و SR) یافت. همچنین با معلوم‌بودن متغیرهای α و β، می‌توان با مشتق‌گیری از رابطه (۴۵) مقدار بهینه‌ای برای SR یافت. درنهایت نیز برای اصلاح مقدار تنش مجاز و شدت بار بحرانی روابط (۳۷) و(۳۸) به‌کار گرفته می‌شوند.

تاکنون روش‌هایی برای اندازه‌کردن ابعاد اصلی پنل تقویت‌شده پوسته- استرینگر مطرح گردید که در آن ابعاد پوسته، مساحت استرینگر و ابعاد جان استرینگر به‌دست آمدند. مهم‌ترین شرط برای اندازه‌کردن بال‌های بالایی و پایینی استرینگرعدم کمانش محلی این مقاطع است. با این راهبرد می‌توان هر دو نوع استرینگر J و Z را با توجه به نیاز طراح اندازه کرد. برای نیل به این هدف می‌توان از رابطه تجربی تنش کریپلینگ (۸) استفاده کرد. برای استرینگرهای نوع Z می‌توان نوشت:

$$\frac{b_a}{t_a} \le \left[\frac{E^{p/2}\sigma_{allow}}{k\sigma_{cy}^{\,1+p/2}}\right]^{\frac{1}{p}} \qquad (۴۶)$$

$$b_a t_a = \alpha b_w t_w \qquad (۴۷)$$

به‌طوری‌که، k=0.6121 و p=-0.7735 می‌باشد. همچنین در استرینگرهای نوع J:

$$\frac{b_a}{2t_a} \le \left[\frac{E^{p/2}\sigma_{allow}}{k\sigma_{cy}^{\,1+p/2}}\right]^{\frac{1}{p}} \qquad (۴۸)$$

$$b_a t_a = \alpha b_w t_w \qquad (۴۹)$$

درصورتی‌که قید طراحی خاصی بر روی ابعاد بال استرینگر وجود نداشته باشد، روابط کوچک‌ترمساوی (۴۶) و (۴۸) به مساوی تبدیل می‌شوند.

در روابط فوق، σ_{allow} تنش مجاز اعمال‌شده بر روی پنل است. درصورتی‌که از روش فوق برای اندازه‌کردن بال بیرون‌زده استرینگر استفاده شود، می‌بایست در روابط (۴۷) و(۴۹) از ضریب β استفاده شود.

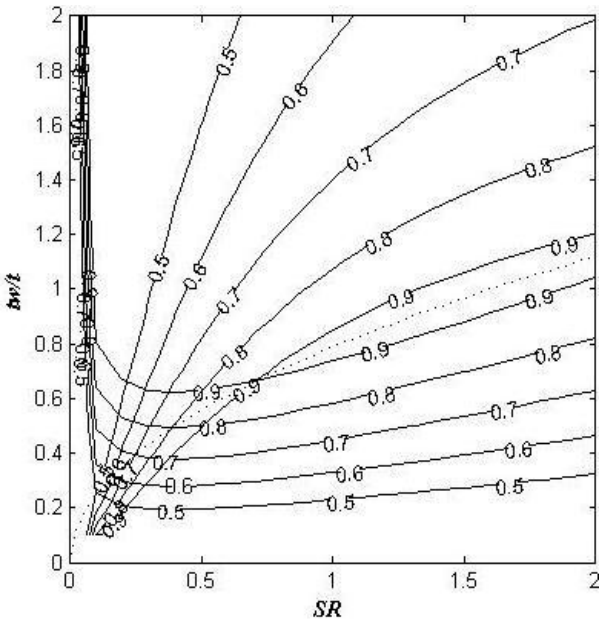
۴- بررسی نتایج

به‌منظور اعتبارسنجی رابطه کلی (۳۱)، نتایج آن با نمونه حل‌شده در مرجع [۱۰] که در آن نسبت $\alpha = \beta = 0.3$ است مقایسه می‌گردد. در نمونه مورد بررسی ضخامت جان استرینگر با ضخامت بال‌های آن برابر و مساوی t_w درنظر گرفته می‌شود: $t_a=t_f=t_w$. با این توضیحات f3=۱/۶ , f2=۷/۶ , f1=۱/۶ و ضریب کمانش بحرانی محلی k_2 نیز بسته به بحرانی‌بودن پوسته و یا استرینگر مطابق با روابط (۲۱) و یا (۲۳) خواهد بود. درنتیجه می‌توان فاکتور کارایی شکل را برحسب متغیرهای طراحی رسم کرده و مقادیر بهینه آن را به‌دست آورد. مطابق با نمودار شکل

www.SID.ir

Archive of SID

۵، اگـر $SR < f_3(t_w/t)^2$ پوسـته و اگـر $SR > f_3(t_w/t)^2$ استرینگر در حالت بحرانی کمانش قرار می‌گیـرد. نقطـه بهینـه طراحی زمانی اسـت کـه پوسـته و اسـترینگر همزمـان بـه بـار کمانش بحرانی محلی برسند که این موقعیت برابر کمانش کـل پنل نیز خواهد بود (نمودار نقطه‌چین در شکل **۵**).



شکل (۵): تغییرات فاکتور کارایی شکل، SRوt_w/t.

حال با کاهش متغیرهای طراحی به یک متغیـر (بـا اسـتفاده از رابطه (۲۵)) می‌توان مقدار بهینه آن را یافت (شکل **۶**). در ایـن حالت مقادیر بهینه عبارتند از:

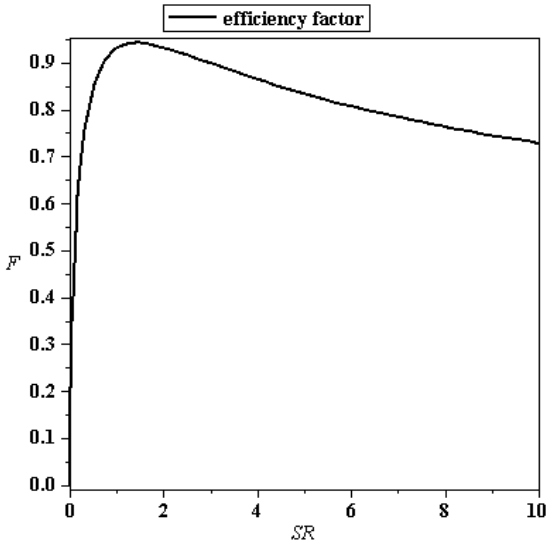
$$\left(\frac{t_w}{t}\right)_{opt} = 0.94 \qquad (۵۰)$$

$$SR_{opt} = 1.4127 \qquad (۵۱)$$

$$F_{opt} = 0.943 \qquad (۵۲)$$

$$\sigma_{opt} = 0.943(KE)^{\frac{1}{2}} \qquad (۵۳)$$

مقادیر بهینه بالا قابل مقایسه با مقادیر بهینه ذکرشده در مرجع [۱۰] هستند که عبارتند از t_w/t=1.05، SR=1.5 و F=0.95. اختلاف در مقادیر بهینه به‌علت به‌کارگیری ضرایب دقیق‌تر کمانش محلی در مرجع [۱۰] با استفاده از نمودارهای تجربی موجود بوده است.

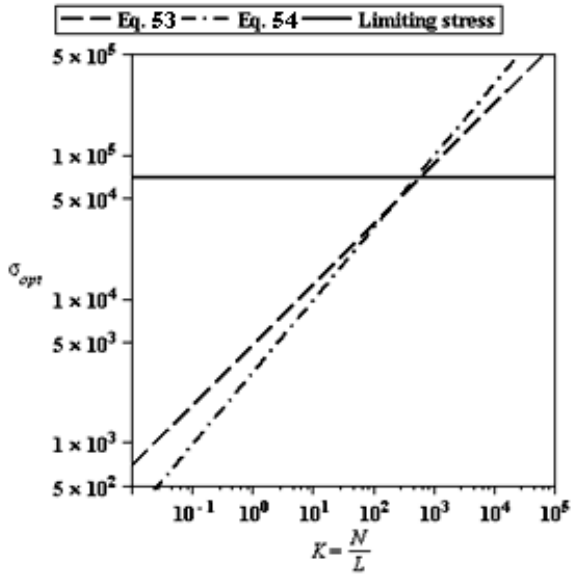


شکل (۶): تغییرات مقدار بهینه فاکتور کارایی شکل.

درصورتی‌که رابطه تنش بهینه (۴۵) با پیکربندی $\alpha = \beta = 0.3$ و مشخصات ماده مطابق با جدول **۱** استخراج گردد، نتیجه کاملاً قابل مقایسه با رابطه (۵۳) است:

$$\sigma_{opt} = 4737.4\left(\frac{N}{L}\right)^{0.4194} \qquad (۵۴)$$

با رسم نمودارهای تنش بهینه هر دو راهبرد برحسب شناسه سازه در شکل **۷** مشخص می‌شود که نتایج هر دو روش کاملاً نزدیک به هم می‌باشند، اگرچه رابطه (۵۴) محافظه‌کارانه‌تر است (تنش با واحد psi).



شکل (۷): مقایسه مقدار تنش بیشینه از دو راهبرد طراحی.

www.SID.ir

Archive of SID

مقایسه نتایج حاصل از تحلیل‌های بخش ۳ (رابطه (۴۵)) با یک نمونه پنل تقویت‌شده طراحی شده در مرجع [۳] در جدول **۲** آورده شده است.

جدول (۲): مقایسه نتایج، استرینگر نوع J.

روش طراحی	مرجع [۳]	بخش ۳
مشخصات ماده	جدول **۱**	جدول **۱**
شناسه سازه (lb/in^2)	۳۳۳/۳	۳۳۳/۳ (۴۸۶/۶)
SR	۰/۵	۰/۵
شدت بار مجاز(lb/in)	۱۰۹۶۵	۱۰۹۵۰
ابعاد پنل تقویت‌شده *(in)*		
b	۵/۰۸	۵/۴۷۳۶
t	۰/۱۵۵	۰/۱۹۶
b_w	۱/۸۹	۲/۱۸
t_w	۰/۰۹۶	۰/۰۹
b_a	۲/۰۲	۱/۹۸۹۱
t_a	۰/۱۰۸	۰/۱۲۴۵
b_f	۰/۷۵	۱/۱۴۸۴
t_f	۰/۰۹۶	۰/۰۷۱۹
A	۱/۲۴۹۲	۱/۶۰۹۲
ρ	۰/۵۸۷۲	۰/۷۰۳

در هر دو روش با درنظر گرفتن مقدار معلوم شناسه سازه و مشخصات مواد، ابعاد بهینه و شدت بار محوری مجاز پنل به‌دست آمده است. در طراحی کاربردی پنل‌های تقویت‌شده فشاری به‌علت دیگر ملزومات طراحی از نسبت سفتی غیربهینه استفاده می‌شود (معمولاً SR=۰/۵ [۳و ۵])، بدیهی است درصورت استفاده از مقدار بهینه نسبت سفتی، مقدار تنش مجاز نیز افزایش خواهد یافت.

درصورتی‌که ابعاد به‌دست‌آمده از روش شناسه سازه، با روش تحلیلی- چرخه‌ای معرفی شده در مرجع [۳] مورد تحلیل قرار گیرد، شدت بار محوری مجاز N_{all}=۱۱۴۶۲ lb/in به‌دست می‌آید که نزدیک به نتایج حاصل در جدول **۲** است.

همچنین، نتایج حاصل از راهبرد حاضر با نتایج ارائه‌شده در مرجع [۵] که در آن از الگوریتم بهینه‌سازی برنامه‌ریزی درجه‌دوم ترتیبی برای اندازه‌کردن پنل تقویت‌شده پوسته- استرینگر استفاده شده است، در جدول **۳** مورد مقایسه قرار گرفته است. بدیهی است که باتوجه به عددی‌بودن روش بهینه‌سازی مرجع [۵] و استفاده از یک فرایند چرخه‌ای با درنظرگرفتن کلیه جزییات، این روش نتایج بهتری خواهد داشت، اما روش شناسه سازه همچنان برتری خود را به‌عنوان یک ابزار اولیه در اندازه‌کردن ابعاد پنل تقویت‌شده فشاری حفظ خواهد کرد.

جدول (۳): مقایسه نتایج استرینگر نوع Z با بال‌های مساوی.

روش طراحی	مرجع [۵]	بخش ۳
مشخصات ماده	مرجع [۵]	مرجع[۵]
شناسه سازه (lb/in^2)	۶۲۳/۱	۶۲۳/۱ (۷۲۰)
SR	۰/۵	۰/۵
شدت بار مجاز(lb/in)	۱۶۲۰۰	۱۶۲۰۰
ابعاد پنل تقویت‌شده (in)		
b	۴/۸۸۷۳	۵/۳۶۹۴
t	۰/۲۰۸۴	۰/۲۲۱۸۷
b_w	۲/۱۵۷۶	۲/۲۳۴۱
t_w	۰/۱۱۰۴	۰/۱۲۴۵۹
b_a	۰/۹۲۹۰	۱/۳۳۳۱
t_a	۰/۱۴۵۹	۰/۱۱۹۰
A	۱/۵۲۷۸	۱/۷۸۷۰

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، روند کامل طراحی پنل تقویت‌شده فشاری با استرینگرهای نوع J و Z و با پیکربندی و خصوصیات مواد دلخواه تشریح گردید. به‌منظور مقایسه و اعتبارسنجی، نتایج حاصل با نتایج محققان قبلی با روش‌های مختلف مقایسه گردید. در این مقایسه اگرچه نتایج حاصل از روش شناسه سازه از لحاظ وزن سنگین‌تر از دو روش چرخه‌ای بیان شده است، اما به‌عنوان یک ابزار اندازه‌دهی نتایج قابل‌قبولی را ارائه می‌کند، درصورتی‌که در دو روش ذکرشده می‌بایست ابعاد اولیه پنل به‌صورت دلخواه انتخاب شده و با قرارگرفتن در چرخه‌های طراحی تا هنگام برآورده‌شدن قیود اصلاح شوند.

در روش اصلاحی مطرح‌شده در مقاله حاضر، ابتدا ابعاد بهینه پنل تقویت‌شده با استفاده از راهبرد شناسه سازه به‌عنوان تنش مجاز کمانش کلی به‌دست آمد. سپس از این ابعاد بهینه و مقدار تنش بیشینه (بهینه) به‌دست‌آمده، برای پیش‌بینی دقیق‌تر تنش مجاز و شدت بار مجاز پنل تقویت‌شده استفاده می‌شود. همان‌طورکه بیان شد استخراج هندسه نزدیک به بهینه، امکان تغییر در نسبت سفتی بهینه، پیکربندی استرینگر و خصوصیات مواد و اخذ سریع نتایج طراحی (هندسه پنل تقویت شده) از خصوصیات روش طرح‌شده می‌باشد. به‌کارگیری

www.SID.ir

Archive of SID

نتـایج ایـن روش بـرای نقـاط اولیـه طراحـی در روش‌هـای بهینه‌سازی عددی باعث بهبود نتایج و کاهش هزینه محاسـبات بهینه‌سازی می‌گردد.

۶- مراجع

1. Colson, B., Bruynee, M., Grihon, S., Raick, C. and Remouchamps, A. "Optimization Methods for Advanced Design of Aircraft Panels: a Comparison", Optimization and Engineering, No. 11, pp. 583–596, 2010.
2. van der Veen, S. and Coatta, D. "Stiffened Panels in Compression: Redirecting Loads Toward High-Strength Stiffeners", in 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, 2004.
3. Niu, C.Y.M. "AirframeStress Analysis and Sizing", 2nd ed.: Hong Kong Conmilit Press, 2001.
4. Abdo, M., piperni, P.P. and Kafyeke, F "Conceptual Design of Stringer Stiffened Compression Panels", in Canadian Aeronautics and Space Institute 50th AGM and Conference, Montreal, 2003.
5. Chintapalli, S., Elsayed, M., Sedaghati, R. and Abdo, M. "The Development of a Preliminary Structural Design Optimization Method of an Aircraft Wing-Box Skin-Stringer Panels", Aerospace Science and Technology, pp. 188–198, 2010.
6. Wiedemann, J. "Leichtbau 2: kontruction" Germany: Springer-verlag, 1996.
7. Budiansky, B., "On the Minimum Weights of Compression Structures", International Journal of Solids and Structures, No. 25, pp. 3677-3708, 1999.
8. Dezyani, M., Nakhforoosh, H., Yousefi, S. and Dalayeli, H. "An Investigation On The Optimum Design Using Structural Index Concept: Study Of Bending Beams", in 21st International Conference on Mechanical Engineering, Tehran, 2013 (in persian).
9. Frrar, D.J. "The Design of Compression Structures for Minimum Weight", Journal of Aeronautical Society, Vol. 53, pp. 1041-1053, 1949.
10. Rees, D.W.A. "Mechanics of optimal structural design", John Wiley and Sons, Ltd, 2009.
11. Richards, D.M. "The Minimum Weight Design of Compression Structures Including Plasticity Effects", Cranfield Institute of Technology, PhD Thesis 1977.
12. Gerard, G. "Handbook of Structural Stability-Compressive Strength of Flat Stiffened Panels", NACA, Washington, NACA TN 3784, 1957.
13. Gerard, G. "Handbook of Structural Stability-Failure of Plates and Composite Elements", NACA, Washington, NACA TN 3784, 1957.
14. Bruhn E.F. "Ananlysis and Design of Flight Vehicle Strucures", Tri-State Offset Company, 1973.
15. Wiedemann, J. "Leichtbau1: Elemente" Berlin, Germany: Springer, 1996.

www.SID.ir