نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.543892.1979

تحلیل کمانش مرتبه بالای استوانه‌های ساندویچی مرکب

مصطفی لیوانی*
استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

کرامت ملک‌زاده‌فرد
استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران

علی نگهبان‌برون
استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

مقاله علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۰۸
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰

چکیده: در این مقاله، تحلیل کمانش استوانه ساندویچی مرکب با هسته انعطاف‌پذیر بر مبنای تئوری مرتبه بالای پنل های ساندویچی ارتقا یافته مورد بررسی قرار می‌گیرد. رویه‌های استوانه ساندویچی از جنس مواد مرکب لایه‌ای ساخته شده‌اند که لایه‌چینی آنها بصورت متقارن و پادمتقارن می‌باشد. مدل مورد مطالعه تحت بارگذاری محوری فشاری و فشار خارجی قرار داد. از تئوری مرتبه اول تغییرشکل برشی و مدل دوم فروستیگ به ترتیب برای میدان‌های جابجایی رویه‌ها و هسته استفاده می‌شود. برای استخراج معادلات حاکم بر کمانش استوانه ساندویچی مرکب از اصل همیلتون استفاده شده‌است. برای حل معادلات حاکم، از روش گالرکین استفاده شده است. در این پژوهش، اثر پارامترهای مهمی هم‌چون نسبت شعاع هسته به ضخامت استوانه، نسبت طول به ضخامت استوانه، نسبت ضخامت رویه به ضخامت استوانه و اثر نسبت طول استوانه به شعاع هسته بر روی پاسخ کمانش استوانه ساندویچی مرکب مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که با کاهش نسبت ضخامت رویه به ضخامت استوانه، نسبت طول استوانه به شعاع هسته و با افزایش نسبت شعاع هسته به ضخامت استوانه، نیروی کمانش استوانه‌های ساندویچی مرکب افزایش می‌یابد.

واژه های راهنما: کمانش، استوانه ساندویچی مرکب، IHSAPT، روش گالرکین، بار محوری فشاری و فشار خارجی.

High order buckling analysis of composite sandwich cylinders

Mostafa Livani*
Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran

Keramat MalekzadehFard
Professor, Space Research Institute, MalekAshtar University of Technology, Tehran

Ali Negahban Boron
Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran

Abstract: In this paper, buckling analysis of composite sandwich cylinders with transverse flexible core is investigated using an improved higher order sandwich panel theory (IHSAPT). The face sheets of sandwich cylinder are made of laminate composite that lay up symmetric and anti-symmetric. The case study is under axial compression load and external pressure. The first order shear deformation theory and second Frostig's model is proposed for deriving displacement field of face sheets and core, respectively. Lagrange's principle considering initial stresses is used for extracting governing equations. The Buckling problem of the shell has been numerically solved by using the Galerkin's method. In this research, the effects of some important parameters including core radius to cylinder thickness ratio, length to core thickness ratio, face sheet to cylinder thickness ratio and length to core radius ratio on the buckling response of composite sandwich cylinder are studied. The obtained results indicate that by decreasing face sheet to cylinder thickness ratio and length to core radius ratio, and increasing core radius to cylinder thickness ratio buckling load of composite sandwich cylinder are increased.

Keywords: Buckling, Composite sandwich cylinder, IHSAPT, Galerkin's method, Axial compression load and external pressure.

* نویسنده مسئول، m.livani@ssau.ac.ir

۱- مقدمه

امروزه استفاده از سازه‌های سبک و مقاوم که دارای نسبت سفتی به وزن و استحکام به وزن بالایی هستند، در مصارف مهندسی از جمله بدنه اجسام پرنده مانند هواپیماها، موشک‌ها و فضاپیماها، بدنه کشتی‌ها، قطارها و خودروها، سقف‌ها، دیواره‌ها، تیرهای ساختمانی، ستون‌ها و پل‌ها و مصارف عمده دیگر بسیار رایج و متداول شده‌است. از جدیدترین و رایج‌ترین سازه‌های مستحکم و سبک مهندسی، تیرها، ورق‌ها، استوانه‌ها و مخروط‌های ساندویچی می‌باشند. یک سازه ساندویچی متشکل از دو رویه‌ی نازک و مستحکم است که یک هسته‌ی نرم، انعطاف‌پذیر و نسبتاً ضخیم را در بر گرفته‌اند.

در هر سازه‌ای بارهای مختلفی بر اجزای سازه وارد می‌شود. در میان بارهای وارد بر اجزای سازه، بارهای محوری فشاری به دلیل ایجاد ناپایداری هندسی، حتی قبل از رسیدن به حد تسلیم بسیار مورد توجه طراحان قرار می‌گیرد. هنگامی‌که یک سازه اعم از ستون یا ورق در معرض بار فشاری محوری قرار می‌گیرد، از نظر بارگذاری موقعیتی وجود دارد که اگر مقدار بار به اندازه بسیار کوچکی افزایش یابد، باعث ایجاد تغییرشکل عرضی بزرگی در سازه می‌گردد. به این تغییرشکل ناگهانی در اثر اعمال بار فشاری، کمانش و بار متناظر با آن را بار بحرانی کمانش می‌گویند. کمانش پدیده‌ای است که باعث ایجاد تغییرشکل‌های نامطلوب و یا حتی واماندگی در سازه‌ها می‌گردد. لذا محاسبه بارهای بحرانی کمانش در سازه‌های مختلف، از جمله مهم‌ترین موضوعاتی است که دانشمندان و مهندسین هوافضا، مکانیک و عمران به آن پرداخته‌اند. با توجه به استفاده روزافزون از سازه‌های مرکب و ساندویچی، بررسی پدیده کمانش در این سازه‌ها بیش از پیش اهمیت پیدا کرد. کمانش ورق‌های ساندویچی بطور معمول به دو شکل متفاوت رخ می‌دهد. در نوع اول کمانش کل ورق مدنظر قرار می‌گیرد که به این نوع کمانش، کمانش کلی گویند. در این نوع کمانش، ورق ساندویچی همچون یک ورق یکپارچه ساخته شده از یک ماده همگن رفتار می‌کند، یعنی هسته و رویه‌ها دارای رفتار و پاسخ مشابهی نسبت به بار فشاری صفحه‌ای خواهند داشت. در سازه‌های ساندویچی ممکن است در اثر آسیب‌های حین ساخت یا ضربه و یا عوامل دیگر، هنگامی که تحت بارگذاری فشاری قرار دارند، بدلیل تفاوتی که میان خواص مکانیکی و هم‌چنین هندسه هسته و رویه‌ها وجود دارد، بجای کمانش کلی در سازه، باعث ایجاد کمانش موضعی و چروکیدگی در رویه‌ها شود که این نوع دوم کمانش ورق‌های ساندویچی است [۱]. در چروکیدگی برخلاف کمانش کلی، رفتار رویه‌ها و هسته با یکدیگر متفاوت می‌باشد. البته واضح است که تحت شرایطی امکان مشاهده همزمان پدیده‌های کمانش کلی و کمانش موضعی وجود دارد که به آن مود ترکیبی گفته می‌شود [۲]. در ادامه پژوهش‌های انجام شده در سال‌های اخیر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

خلیلی و همکارانش در سال ۲۰۱۴، با ارائه یک مدل مرتبه بالای پنل‌های ساندویچی، تحلیل پنل‌های استوانه‌ای ساندویچی کامپوزیتی تحت ضربه سرعت پایین را مورد مطالعه قرار دادند [۳]. صیدی و همکارانش در سال ۲۰۱۵، با استفاده از تئوری مرتبه بالا، تحلیل غیرخطی کمانش ورق‌های مخروطی ساندویچی با رویه‌های FG و هسته همگن تحت نیروی حرارتی را مطالعه کردند. آنها از تئوری تغییرشکل برشی مرتبه اول برای رویه‌ها و تابع درجه سوم برای هسته بهره بردند [۴]. لوپاتین و موروزف در سال ۲۰۱۵، کمانش ورق‌های استوانه‌ای ساندویچی مرکب را تحت فشار خارجی یکنواخت مورد بررسی قرار دادند [۵]. لیوانی و همکاران در سال ۲۰۱۶، تحلیل فلاتر پنل‌های ساندویچی دوانحنایه با ضخامت متغیر تحت بارگذاری آیروترمومکانیکی مطالعه کردند. در مدل ارائه شده توسط آنها، شرایط پیوستگی تنش برشی عرضی، تنش نرمال عرضی و گرادیان تنش نرمال عرضی در فصل مشترک رویه‌ها با هسته، هم‌چنین شرایط صفر بودن تنش‌های برشی عرضی روی سطوح خارجی رویه‌ها ارضا شد [۶]. شاهقلیان و رحیمی در سال ۲۰۱۹، کمانش ورق‌های ساندویچی مشبک مرکب تحت بارگذاری تک محوره بر مبنای تئوری مرتبه اول تغییرشکل برشی را مورد مطالعه قرار دادند. آنها برای حل معادلات از روش ریلی‌ریتز استفاده کردند و با ایجاد یک مدل سه‌بعدی در نرم‌افزار آباکوس از نتایج بدست آمده از آن برای اعتبارسنجی بهره بردند [۷]. پن و همکاران در سال ۲۰۲۰، کمانش محلی استوانه ساندویچی مرکب روی بستر پاسترناک را تحت بارگذاری محوری بصورت تجربی و تحلیلی مورد مطالعه قرار دادند. آنها از تئوری مرتبه اول ریزنر برای استخراج معادلات در بخش تحلیلی بهره بردند [۸]. زارعی و همکاران در سال ۲۰۲۰، تحلیل کمانش کلی ورق‌های ساندویچی مخروطی با هسته‌های مشبک را با استفاده از تئوری تغییرشکل برشی مربته اول انجام دادند. آنها برای حل معادلات خود از روش گالرکین بهره بردند و برای اعتبارسنجی از نرم‌افزار آباکوس استفاده کردند [۹]. اوریول بابلین و بیساگنی در سال ۲۰۲۱، تحلیل کمانش ورق‌های استوانه‌ای ساندویچی را مورد مطالعه قرار دادند. آنها از تئوری مرتبه اول تغییرشکل برشی برای استخراج معادلات خود بهره بردند [۱۰]. ژیائو و همکاران در سال ۲۰۲۱، تحلیل کمانش کلی ورق‌های ساندویچی لانه زنبوری

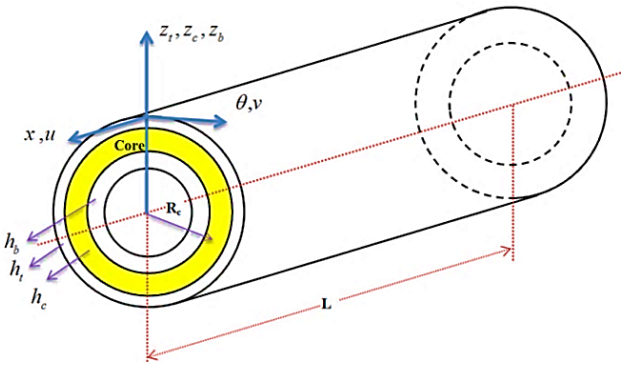
مرکب با ضریب پواسون منفی را مورد مطالعه قرار دادند. آنها از مدل صفحه معادل دو بعدی برای استخراج معادلات خود استفاده کردند [۱۱]. مهادا و بوریهان در سال ۲۰۲۱، به تحلیل اثر متقابل کمانش کلی و چین‌خوردگی محلی برای تیرهای ساندویچی پرداختند. آنها از یک مدل کاهش یافته دوبعدی برای استخراج معادلات استفاده کردند [۱۲]. ژای و همکاران در سال ۲۰۲۱، کمانش حرارتی و ارتعاش آزاد پنل‌های انحنادار ساندویچی را مورد رسیدگی قرار دادند. آنها برای بدست آوردن معادلات حاکم از روش تغییرشکل برشی مرتبه اول و اصل همیلتون بهره بردند و به روش نویبر معادلات خود را حل کردند و برای اعتبارسنجی از نرم‌افزار انسیس استفاده کردند [۱۳].

در این مقاله تحلیل کمانش استوانه‌های ساندویچی مرکب متقارن و پادمتقارن با استفاده از تئوری بهبودیافته مرتبه بالای پنل‌های ساندویچی انجام می‌شود. تنش‌های درون صفحه‌ای هسته نیز در نظر گرفته شده‌اند. معادلات منتجه‌های تنش بصورت دقیق و با در نظر گرفتن ترم $(1+z_c/R_c)$ در معادلات استخراج شده است. از این تئوری برای اولین بار برای تحلیل کمانش استوانه‌های ساندویچی مرکب استفاده شده است. شرایط مرزی ساده و گیردار برای استوانه در نظر گرفته شده است. معادلات حاکم با استفاده از روش گالرکین استخراج می‌گردند. نتایج عددی تحلیل حاضر با مدل المان محدود نرم‌افزار آباکوس مقایسه شده است. اثر پارامترهای مختلف شامل نسبت شعاع هسته به ضخامت استوانه، نسبت طول به ضخامت استوانه، نسبت ضخامت رویه به ضخامت استوانه و اثر نسبت طول استوانه به شعاع هسته بر روی کمانش استوانه‌های ساندویچی مرکب متقارن و پادمتقارن با هسته انعطاف‌پذیر مطالعه شده است.

۲- استخراج معادلات حاکم

در این بخش، در ابتدا مدل هندسی مورد مطالعه ارائه می‌گردد، سپس تئوری مورد استفاده ارائه می‌شود، بعد از آن شرایط سازگاری جابجایی‌ها و تنش بیان می‌شود و در انتهای این بخش، معادلات حاکم بر تحلیل کمانش مرتبه بالای استوانه‌های ساندویچی مرکب استخراج خواهد شد.

مدل هندسی مورد مطالعه در این مقاله عبارت است از استوانه ساندویچی مرکب که از دو رویه مواد مرکب لایه‌ای تشکیل شده است (شکل ۱). ضخامت رویه‌های بالایی و پایینی و هسته به ترتیب برابر با مقادیر ثابت h_t، h_b و h_c می‌باشد. طول استوانه مورد مطالعه برابر با L، شعاع صفحه میانی هسته برابر با R_c و ضخامت کل برابر با h است.



شکل ۱ هندسه استوانه ساندویچی مرکب مورد مطالعه

بر طبق تئوری تغییرشکل برشی مرتبه اول، جابجایی‌های u، v و w رویه‌ها در جهت محورهای x، θ و z با فرض جابجایی‌های خطی کوچک بصورت زیر می‌باشند[۱۴]:

$$\begin{aligned} u_i(x,\theta,z) &= u_0^i(x,\theta) + z_i\psi_x^i(x,\theta) \\ v_i(x,\theta,z) &= v_0^i(x,\theta) + z_i\psi_\theta^i(x,\theta) \\ w_i(x,\theta,z) &= w_0^i(x,\theta); \quad (i=t,b) \end{aligned} \tag{۱}$$

جایی‌که ψ_x^i و ψ_θ^i مؤلفه‌های چرخش عمود عرضی حول محورهای x و θ صفحه‌های میانی رویه‌های بالایی و پایینی و z_i مختصه عمودی هر رویه است $(i=t,b)$ که همانطور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود از صفحه میانی هر رویه به سمت بالا اندازه‌گیری می‌شوند. روابط سینماتیک رویه‌ها بصورت زیر است:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx}^i &= \varepsilon_{0xx}^i + z_i\kappa_{xx}^i \\ \varepsilon_{\theta\theta}^i &= \varepsilon_{0\theta\theta}^i + z_i\kappa_{\theta\theta}^i \\ \varepsilon_{zz}^i &= 0 \\ \gamma_{x\theta}^i &= 2\varepsilon_{x\theta}^i = \varepsilon_{0x\theta}^i + z_i\kappa_{x\theta}^i \\ \gamma_{xz}^i &= 2\varepsilon_{xz}^i = \varepsilon_{0xz}^i \\ \gamma_{\theta z}^i &= 2\varepsilon_{\theta z}^i = \varepsilon_{0\theta z}^i \end{aligned} \tag{۲}$$

جایی‌که:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{0xx}^i &= \frac{\partial u_0^i}{\partial x} \\ \varepsilon_{0\theta\theta}^i &= \frac{\partial v_0^i}{R_i\partial\theta} \\ \varepsilon_{0x\theta}^i &= \frac{\partial v_0^i}{\partial x} + \frac{\partial u_0^i}{R_i\partial\theta} \\ \varepsilon_{0xz}^i &= \frac{\partial w_0^i}{\partial x} + \psi_x^i \\ \varepsilon_{0\theta z}^i &= \frac{\partial w_0^i}{R_i\partial\theta} + \psi_\theta^i - \frac{v_0^i}{R_i} \\ \kappa_{xx}^i &= \frac{\partial \psi_x^i}{\partial x} \\ \kappa_{\theta\theta}^i &= \frac{\partial \psi_\theta^i}{R_i\partial\theta} \\ \kappa_{x\theta}^i &= \frac{\partial \psi_x^i}{R_i\partial\theta} + \frac{\partial \psi_\theta^i}{\partial x} \end{aligned} \tag{۳}$$

میدان‌های جابجایی برای هسته بر مبنای مدل دوم فروستیگ بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} u_c(x,\theta,z) &= u_0^c(x,\theta) + z_c u_1^c(x,\theta) \\ &\quad + {z_c}^2 u_2^c(x,\theta) \\ &\quad + {z_c}^3 u_3^c(x,\theta) \\ v_c(x,\theta,z) &= \left(1+\frac{z}{R_c}\right) v_0^c(x,\theta) \\ &\quad + z_c v_1^c(x,\theta) + {z_c}^2 v_2^c(x,\theta) \\ &\quad + {z_c}^3 v_3^c(x,\theta) \\ w_c(x,\theta,z) &= w_0^c(x,\theta) + z_c w_1^c(x,\theta) \\ &\quad + {z_c}^2 w_2^c(x,\theta) \end{aligned} \qquad (۴)$$

روابط سینماتیک هسته با فرض تغییرشکل‌های کوچک بصورت زیر است:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx}^c &= \frac{\partial u_c}{\partial x} \\ \varepsilon_{\theta\theta}^c &= \frac{1}{(1+z/R_c)}\left(\frac{\partial v_c}{R_c \partial\theta} + \frac{w_c}{R_c}\right) \\ \gamma_{x\theta}^c &= 2\varepsilon_{x\theta}^c = \frac{\partial v_c}{\partial x} + \frac{1}{(1+z/R_c)}\frac{\partial u_c}{R_c \partial\theta} \\ \gamma_{xz}^c &= 2\varepsilon_{xz}^c = \frac{\partial w_c}{\partial x} + \frac{\partial u_c}{\partial z} \\ \gamma_{\theta z}^c &= 2\varepsilon_{\theta z}^c = \frac{1}{(1+z/R_c)}\left(\frac{\partial w_c}{R_c \partial\theta} - \frac{v_c}{R_c}\right) + \frac{\partial v_c}{\partial z} \end{aligned} \qquad (۵)$$

شرایط سازگاری با فرض اتصال کامل بین هسته و رویه‌ها بصورت زیر است:

$$\begin{aligned} u_c(z=z_{ci}) &= u_0^i + \frac{1}{2}(-1)^k h_i \psi_x^i \\ v_c(z=z_{ci}) &= v_0^i + \frac{1}{2}(-1)^k h_i \psi_\theta^i \\ w_c(z=z_{ci}) &= w_0^i \end{aligned} \qquad (۶)$$

جایی‌که h_i $(i=t,b)$ ضخامت رویه‌های بالایی و پایینی است. $k=1$ زمانی‌که $i=b$، و $k=0$ زمانی‌که $i=t$، هم‌چنین $z_{ct}=h_c/2$ در فصل مشترک هسته و رویه بالایی و $z_{cb}=-h_c/2$ در فصل مشترک هسته و رویه پایینی.

با استفاده از میدان‌های جابجایی هسته (رابطه (۴)) و شرایط سازگاری (رابطه (۶)) و ساده‌سازی، شرایط سازگاری بصورت زیر در می‌آید:

$$\begin{aligned} u_2^c &= \frac{2(u_0^t+u_0^b) - h_t\psi_x^t + h_b\psi_x^b - 4u_0^c}{{h_c}^2} \\ u_3^c &= \frac{4(u_0^t-u_0^b) - 2(h_t\psi_x^t + h_b\psi_x^b) - 4h_c u_1^c}{{h_c}^3} \\ v_2^c &= \frac{2(v_0^t+v_0^b) - h_t\psi_\theta^t + h_b\psi_\theta^b - 4v_0^c}{{h_c}^2} \\ v_3^c &= \frac{4(v_0^t-v_0^b) - 2(h_t\psi_\theta^t + h_b\psi_\theta^b) - 4h_c v_1^c - 4h_c v_0^c/R_c}{{h_c}^3} \end{aligned} \qquad (۷)$$

$$w_1^c = \frac{w_0^t - w_0^b}{h_c}$$
$$w_2^c = \frac{2(w_0^t + w_0^b) - 4w_0^c}{{h_c}^2}$$

در رابطه (۷) مشهود است که تعداد مجهولات هسته به پنج عدد کاهش پیدا کرده است که آنها عبارتند از u_0^c، u_1^c، v_0^c و v_1^c. بنابراین تعداد کل مجهولات برای استوانه ساندویچی مرکب برابر ۱۵ عدد می‌شود که عبارتند از u_0^t، v_0^t، w_0^t، ψ_x^t، ψ_θ^t، u_0^b، v_0^b، w_0^b، ψ_x^b، ψ_θ^b، u_0^c، u_1^c، v_0^c، v_1^c و w_0^c.

۲-۱- اصل همیلتون

برای استخراج معادلات حاکم و شرایط مرزی از روش انرژی و اصل همیلتون استفاده می‌شود، بر اساس این اصل:

$$\int \delta L \, dt = \int (-\delta U + \delta W_{ext}) \, dt = 0 \qquad (۸)$$

که در آن δU تغییرات انرژی کرنشی و δW_{ext} انرژی پتانسیل ناشی از بارگذاری اعمالی می‌باشد. همچنین δ اپراتور تغییرات مرتبه اول است.

رابطه‌ی مربوط به تغییرات انرژی کرنشی برای رویه‌های بالایی و پایینی و هسته بصورت زیر می‌باشد:

$$\begin{aligned} \delta U = \sum_{i=t,b} \Big\{ \int_{V_i} \big(& \sigma_{xx}^i \delta\varepsilon_{xx}^i + \sigma_{\theta\theta}^i \delta\varepsilon_{\theta\theta}^i \\ & + \tau_{x\theta}^i \delta\gamma_{x\theta}^i + \tau_{xz}^i \delta\gamma_{xz}^i \\ & + \tau_{\theta z}^i \delta\gamma_{\theta z}^i \big) dV_i \Big\} \\ & + \int_{V_c} (\sigma_{xx}^c \delta\varepsilon_{xx}^c + \sigma_{\theta\theta}^c \delta\varepsilon_{\theta\theta}^c \\ & + \tau_{x\theta}^c \delta\gamma_{x\theta}^c + \tau_{xz}^c \delta\gamma_{xz}^c \\ & + \tau_{\theta z}^c \delta\gamma_{\theta z}^c) dV_c \end{aligned} \qquad (۹)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} dV_i &= dA_i dz_i = R_i dx_i d\theta dz_i ; (i=t,b) \\ dV_c &= dA_c dz_c = \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right) R_c dx_c d\theta dz_c \end{aligned} \qquad (۱۰)$$

کار بارهای خارجی وارد بر پنل برابر است با مجموع فشارهای وارد بر سطح بالایی رویه بالایی (q_t)، سطح پایینی رویه پایینی (q_b) و بارهای درون صفحه‌ای بر واحد طول در جهت محور xها روی لبه‌های $x_1=0$ و $x_2=L$ $(\overline{N}_{xx\,j})$ که بصورت زیر قابل محاسبه می‌باشد $(i=t,b)$:

$$\delta W_{ext} = \int_A \left\{-\left(1+\frac{h_t}{2R_t}\right) q_t \delta w_0^t\right\} R_t dx d\theta + \int_A \left\{-\left(1 + \frac{h_b}{2R_b}\right) q_b \delta w_0^b\right\} R_b dx d\theta + \sum_{j=1}^{2} \int_0^a \int_0^{2\pi} \bar{N}_{xxj}^i \, \delta u_0^i \delta_D(x - x_j) R_i dx d\theta \quad (11)$$

حال با قراردهی روابط (۱۱) و (۹) در رابطه (۸)، معادلات حاکم بر تحلیل کمانش استوانه ساندویچی مرکب استخراج می‌گردد.

منتجه‌های تنش بر واحد طول بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\{N_{xx}^c, N_{\theta\theta}^c, N_{x\theta}^c, N_{\theta x}^c\} = \int_{-h_c/2}^{h_c/2} \left\{\sigma_{xx}^c \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right), \sigma_{\theta\theta}^c, \sigma_{x\theta}^c \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right), \sigma_{x\theta}^c\right\} dz_c$$

$$\{M_{nxx}^c, M_{n\theta\theta}^c, M_{nx\theta}^c, M_{n\theta x}^c\} = \int_{-h_c/2}^{h_c/2} {z_c}^n \left\{\sigma_{xx}^c \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right), \sigma_{\theta\theta}^c, \sigma_{x\theta}^c \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right), \sigma_{x\theta}^c\right\} dz_c$$

$$\{N_{xz}^{*c}, N_{\theta z}^{*c}, M_{nx\theta}^{*c}, M_{n\theta x}^{*c}\} = \int_{-h_c/2}^{h_c/2} \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right) \{\sigma_{xz}^c, \sigma_{\theta z}^c, {z_c}^n \sigma_{xz}^c, {z_c}^n \sigma_{\theta z}^c\} dz_c \quad (12)$$

$$\{R_z^c, M_z^c\} = \int_{-h_c/2}^{h_c/2} \sigma_{zz}^c \left(1+\frac{z_c}{R_c}\right)(1, z_c) dz_c$$

$$\{N_{xx}^i, N_{\theta\theta}^i, N_{x\theta}^i\} = \int_{-h_c/2}^{h_c/2} \{\sigma_{xx}^i, \sigma_{\theta\theta}^i, \sigma_{x\theta}^i\} dz_c$$

$$\{M_{xx}^i, M_{\theta\theta}^i, M_{x\theta}^i\} = \int_{-h_i/2}^{h_i/2} z_c \{\sigma_{xx}^i, \sigma_{\theta\theta}^i, \sigma_{x\theta}^i\} dz_i$$

$$\{Q_{xz}^i, Q_{\theta z}^i\} = \int_{-h_i/2}^{h_i/2} \sigma_{zz}^c \{\sigma_{xx}^i, \sigma_{\theta\theta}^i, \sigma_{x\theta}^i\} dz_i$$

جایی‌که $n = 1,2,3$ و $i = t, b$.

۳- حل معادلات حاکم

میدان‌های جابجایی استوانه‌های ساندویچی مرکب برای شرایط مرزی ساده بر مبنای سری فوریه دوگانه برای رویه‌ها و هسته بصورت زیر فرض می‌شود ($k = 0,1,2,3$ و $l = 0,1,2$):

$$\begin{bmatrix} u_0^j(x,\theta) \\ v_0^j(x,\theta) \\ w_0^j(x,\theta) \\ \psi_x^j(x,\theta) \\ \psi_\theta^j(x,\theta) \\ u_k^c(x,\theta) \\ v_k^c(x,\theta) \\ w_l^c(x,\theta) \end{bmatrix} = \sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=1}^{\infty} \begin{bmatrix} U_{0mn}^j cos(\alpha_m x) cos(n\theta) \\ V_{0mn}^j sin(\alpha_m x) sin(n\theta) \\ W_{0mn}^j sin(\alpha_m x) cos(n\theta) \\ \Psi_{xmn}^j cos(\alpha_m x) cos(n\theta) \\ \Psi_{\theta mn}^j sin(\alpha_m x) sin(n\theta) \\ U_{kmn}^c cos(\alpha_m x) cos(n\theta) \\ V_{kmn}^c sin(\alpha_m x) sin(n\theta) \\ W_{lmn}^c sin(\alpha_m x) cos(n\theta) \end{bmatrix} \quad (13)$$

جایی‌که U_{0mn}^j ، V_{0mn}^j ، W_{0mn}^j ، Ψ_{xmn}^j ، $\Psi_{\theta mn}^j$ ، U_{kmn}^c ، V_{kmn}^c و W_{lmn}^c ضرایب فوریه هستند. هم‌چنین m، تعداد نیم موج‌ها در جهت x و n، تعداد نیم موج‌ها در جهت θ می‌باشند.

زمانی‌که شرایط مرزی استوانه گیردار باشد، در رابطه (۱۳)، تابع $cos(n\theta)$ باید با تابع $sin(n\theta)$ جایگزین شود.

برای بدست آوردن معادلات حاکم بر تحلیل کمانش استوانه‌های ساندویچی مرکب، از روش باقیمانده وزنی به شیوه توابع وزنی گالرکین استفاده می‌شود:

$$\int_0^{2\pi}\int_0^L ([\bar{L}]\{\phi\})\{\psi\} dx d\theta = \{0\} \quad (14)$$

جایی‌که $[\bar{L}]$ ماتریس عمل‌گرهای دیفرانسیلی $([\bar{L}_{ij}])$ است. هم‌چنین $\{\phi\}$ بردار شکل مودهای طبیعی و $\{\psi\}$ بردار توابع وزنی هستند.

با قراردهی منتجه‌های تنش (رابطه (۱۲))، شرایط سازگاری (رابطه (۷)) و میدان‌های جابجایی (روابط (۱) الی (۵)) در معادلات حاکم و سپس بکارگیری روش گالرکین (رابطه (۱۴))، معادله استاندارد تحلیل کمانش به صورت زیر حاصل می شود:

$$\begin{matrix} ([C] - N_{cr}[K_g])\{c\} = \{0\} \\ \{c\} \\ = \{U_{0mn}^j, V_{0mn}^j, W_{0mn}^j, \Psi_{xmn}^j, \Psi_{\theta mn}^j, U_{kmn}^c, V_{kmn}^c, W_{lmn}^c\} \end{matrix} \quad (15)$$

جایی‌که $[C]$ ماتریس سفتی، $[K_g]$ ماتریس سفتی-هندسی و N_{cr} پارامتر کمانش می‌باشند. کوچکترین مقدار ویژه سیستم معادلات رابطه (۱۵) برابر با نیروی کمانش می‌باشد.

۴- اعتبارسنجی

در این بخش، نتایج بدست آمده از تئوری حاضر با نتایج مراجع دیگر اعتبارسنجی می‌شود.

۴-۱- تحلیل کمانش استوانه همسانگرد

در این مثال، تحلیل کمانش استوانه همسانگرد با شرایط مرزی ساده بررسی می‌شود. مشخصات هندسی و خواص مواد بکار رفته و برای استوانه در جدول ۱ آورده شده است. در جدول ۲ و شکل ۲، نتایج بدست آمده از تئوری حاضر با نتایج خزائی‌نژاد و نجفی‌زاده [۱۷]، سوفییو [۱۸] و شِن [۱۹] مقایسه شده است. برای تعیین خطای نتایج تحقیق حاضر، فرض شده نتایج مراجع [۱۷]، [۱۸] و [۱۹]، درست است و درصد اختلاف داده شده در جدول ۲، با تقسیم اختلاف نتایج بر نتایج مراجع [۱۷]، [۱۸] و [۱۹] بدست آمده است.

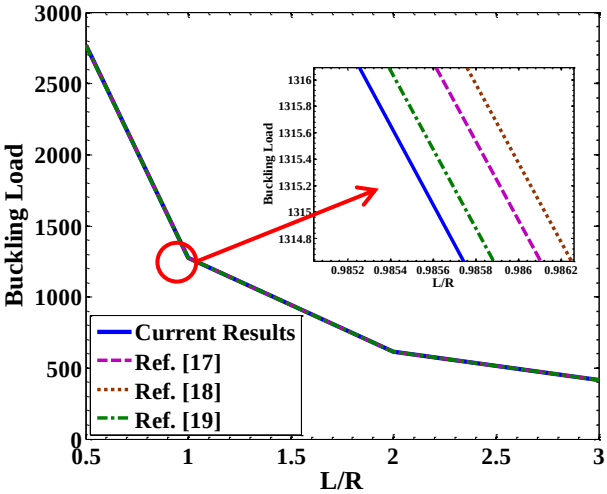
جدول ۲ نشان می‌دهد که نتایج حاضر دارای تطابق خوبی با نتایج مراجع دیگر دارد.

جدول ۱ خواص مکانیکی و مشخصات هندسی استوانه همسانگرد

خواص مکانیکی	$E = 200\ GPa, v = 0.3$
مشخصات هندسی	$R/h = 300, h = 0.001m$

جدول ۲ مقایسه نتایج کمانش استوانه همسانگرد

L/R	نتایج حاضر	مرجع [۱۷]	درصد اختلاف	مرجع [۱۸]	درصد اختلاف	مرجع [۱۹]	درصد اختلاف
۰/۵	۲۷۶۷/۱	۲۷۶۷/۴	-۰/۰۱	۲۷۶۹/۰	-۰/۰۷	۲۷۶۱/۴	۰/۲
۱	۱۲۷۲/۰	۱۲۷۳/۱	-۰/۰۹	۱۲۷۳/۵	-۰/۱۲	۱۲۷۲/۶	-۰/۰۴
۲	۶۱۱/۶	۶۱۱/۷	-۰/۰۲	۶۱۱/۸	-۰/۰۳	۶۱۱/۷	-۰/۰۲
۳	۴۱۲/۶	۴۱۲/۶	۰	۴۱۲/۶	۰	۴۱۲/۶	۰



شکل ۲ مقایسه نتایج کمانش استوانه همسانگرد با نتایج مراجع [۱۷]، [۱۸] و [۱۹]

۴-۲- تحلیل کمانش استوانه ساندویچی مرکب

در این مثال، تحلیل کمانش محوری استوانه ساندویچی مرکب با شرایط مرزی ساده و گیردار بررسی می‌شود. رویه بالایی استوانه تحت بارگذاری محوری قرار دارد. مشخصات هندسی و خواص مکانیکی مواد بکار رفته برای رویه‌ها و هسته استوانه ساندویچی مرکب در جدول ۳ آورده شده است.

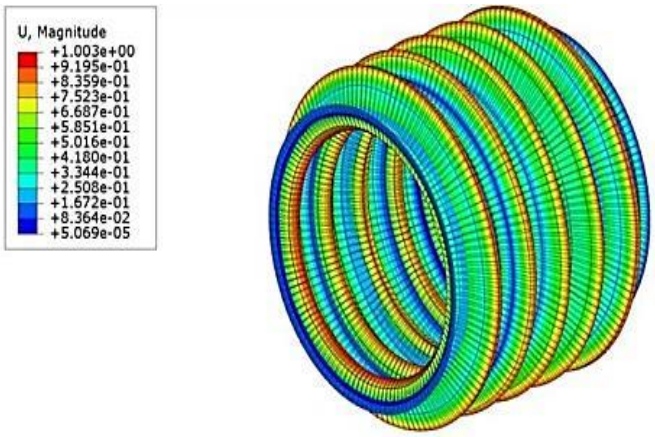
جدول ۳ خواص مکانیکی و هندسی استوانه ساندویچی مرکب

خواص مکانیکی رویه‌ها	$E_1 = 172.368\ Gpa, E_2 = E_3 = 6.895\ Gpa, G_{12} = G_{13} = 3.447\ Gpa, G_{23} = 1.379\ Gpa, v_{12} = v_{13} = v_{23} = 0.25$
خواص مکانیکی هسته	$E_1 = E_2 = 0.276\ Gpa, E_3 = 3.447\ Gpa, G_{12} = 0.110\ GPa, G_{13} = G_{23} = 0.414\ Gpa, v_{12} = v_{13} = 0.25, v_{23} = 0.02$
مشخصات هندسی	$h_c/h = 0.8, R_c/h = 10, L/R_c = 2$

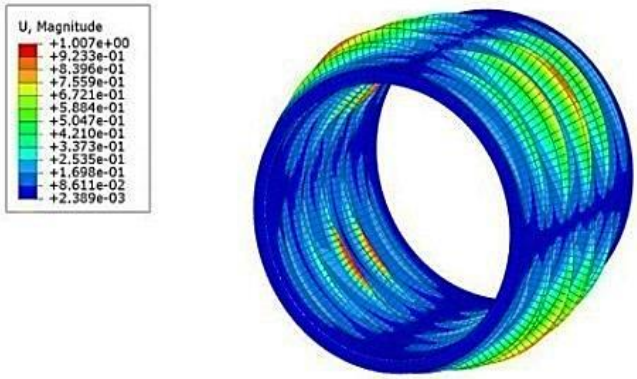
در جدول ۴، نتایج بدست آمده از تئوری حاضر با نتایج بدست آمده از نرم‌افزار آباکوس مقایسه شده است. جدول ۴ نشان می‌دهد که نتایج حاضر دارای تطابق خوبی با نتایج نرم‌افزار آباکوس دارد. مطابق انتظار، بار بحرانی کمانش محوری برای شرایط مرزی گیردار از بار بحرانی کمانش محوری برای شرایط مرزی ساده بیشتر است. از آنجایی که بار بحرانی کمانش در شکل مود اول رخ نداده است، در نتیجه پدیده چروکیدگی رخ داده است. در شکل ۳ و نمای سه بعدی از شکل مود کمانش بترتیب برای شرایط مرزی ساده و گیردار در نرم‌افزار آباکوس نشان داده است.

جدول ۴ مقایسه نتایج کمانش محوری استوانه ساندویچی مرکب

شماره مود (m و n)	نتایج حاضر	آباکوس	درصد اختلاف
	شرایط مرزی ساده		
(۱۲و۰)	۰/۱۳۶۳	۰/۱۳۷۲	-۰/۶۶
(۱۲و۲)	۰/۱۳۶۶	۰/۱۳۷۸	-۰/۸۷
	شرایط مرزی گیردار		
(۱۲و۲)	۰/۱۳۸۴	۰/۱۳۹۳	-۰/۶۵
(۱۲و۴)	۰/۱۳۸۵	۰/۱۳۹۵	-۰/۷۱



شکل ۳ نمای سه‌بعدی شکل‌مود کمانش استوانه ساندویچی مرکب با شرایط مرزی ساده (۱۲و۰)



شکل ۴ نمای سه‌بعدی شکل‌مود کمانش استوانه ساندویچی مرکب با شرایط مرزی گیردار(۱۲و۲)

۵- نتایج

در این بخش، اثر پارامترهای مهمی هم‌چون نسبت شعاع هسته به ضخامت استوانه، نسبت طول به ضخامت استوانه، نسبت ضخامت رویه به ضخامت استوانه و اثر نسبت طول استوانه به شعاع هسته بر روی مرزهای پایداری استوانه‌های ساندویچی مرکب بررسی خواهد شد.

۵-۱- بررسی اثر نسبت ضخامت هسته به ضخامت کل پنل روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب

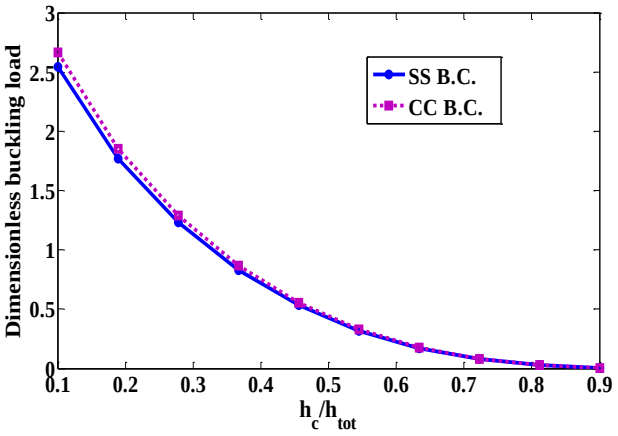
در این مثال، اثر نسبت ضخامت هسته به ضخامت کل پنل (h_c/h) روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب تحت نیروی محوری فشاری بررسی می‌شود. مشخصات هندسی و خواص مکانیکی مواد بکار رفته برای رویه‌ها و هسته استوانه ساندویچی مرکب در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۵ خواص مکانیکی و هندسی استوانه ساندویچی مرکب

خواص مکانیکی رویه‌ها	$E_1 = 131\ Gpa, E_2 = E_3 = 10.34\ Gpa, G_{12} = G_{13} = 6.895\ Gpa, G_{23} = 6.205\ Gpa, v_{12} = v_{13} = 0.22, v_{23} = 0.49, \rho = = 1627\ kg/m^3$
خواص مکانیکی هسته	$E_1 = E_2 = E_3 = 6.89\ Gpa, G_{12} = G_{13} = G_{23} = 3.45\ Gpa, v = 0.00001, \rho = 97.195\ kg/m^3$
مشخصات هندسی	$h_c/h = 0.8, R_c/h = 10, L/R_c = 2,$ $[0\ 90\ 0/core/0\ 90\ 0]$

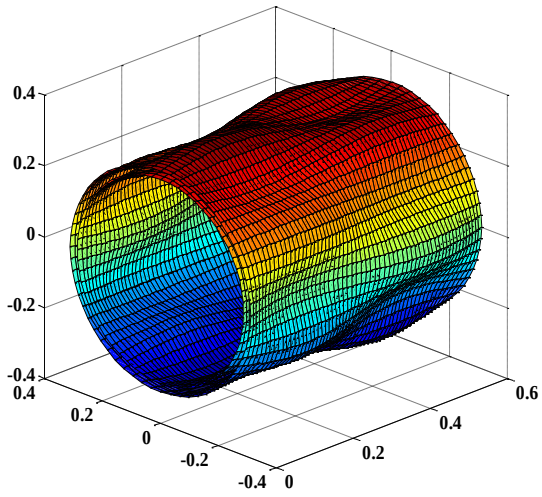
در شکل ۵ تغییرات نیروی کمانش محوری استوانه ساندویچی مرکب با تغییر نسبت ضخامت هسته به ضخامت کل پنل برای شرایط مرزی ساده و گیردار نشان داده شده است.

همانطور که شکل ۵ نشان می دهد با افزایش نسبت ضخامت پنل (h_c/h)، نیروی کمانش بی‌بعد برای هر دو شرایط مرزی کاهش می‌یابد. همچنین شکل ۵ نشان می دهد با افزایش این نسبت اثر نوع شرایط مرزی بر روی پاسخ کمانشی کاهش می‌یابد.

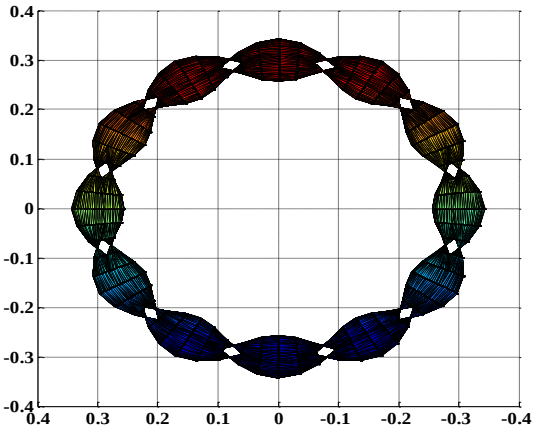


شکل ۵ تغییرات نیروی کمانش محوری بی‌بعد استوانه ساندویچی مرکب با تغییر نسبت ضخامت هسته به ضخامت کل پنل

در شکل ۶ نمای سه بعدی و از بالای شکل مود اول کمانش محوری استوانه ساندویچی مرکب با شرایط مرزی ساده نشان داده شده است.



الف- نمای سه‌بعدی



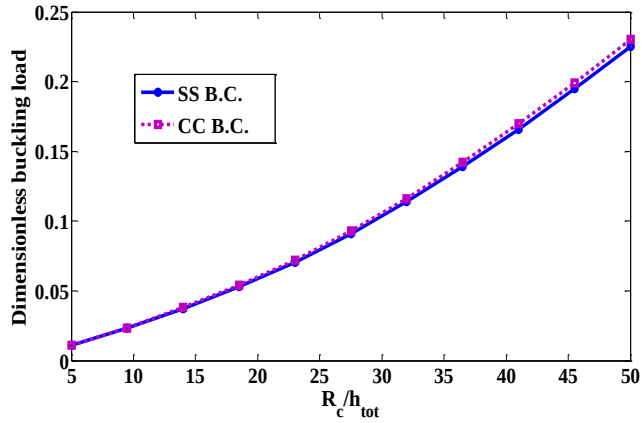
ب- نما از بالا

شکل ۶ نمای سه‌بعدی (الف) و از بالای (ب) شکل مود اول کمانش محوری استوانه ساندویچی مرکب با شرایط مرزی ساده (۲و۶)

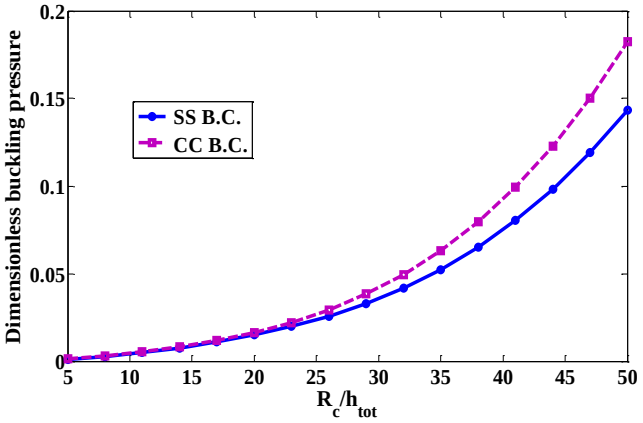
۵-۲- بررسی اثر نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن

در این مثال، اثر نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل (R_c/h) روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن تحت نیروی محوری فشاری و فشار خارجی برای شرایط مرزی ساده و گیردار بررسی می‌شود. مشخصات هندسی و خواص مکانیکی مواد بکار رفته برای رویه‌ها و هسته استوانه ساندویچی مرکب در جدول ۵ آورده شده است، با این تفاوت که در این مثال لایه‌چینی بصورت پادمتقارن و $[0\ 90\ 0/core/0\ 90\ 0]$ می‌باشد.

در شکل ۷، تغییرات نیروی کمانش محوری (الف) و فشاری (ب) استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن با تغییر نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل برای شرایط مرزی ساده و گیردار نشان داده شده است.



الف- استوانه تحت نیروی محوری فشاری



ب- استوانه تحت فشار خارجی

شکل ۷ الف- تغییرات نیروی کمانش محوری و ب- فشاری بی‌بعد استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن با تغییر نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل

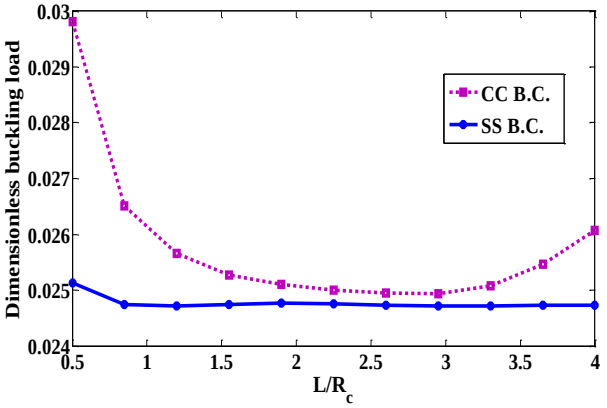
شکل ۷ نشان می‌دهد که با افزایش نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل، نیروی کمانش بی‌بعد برای هر دو شرایط بارگذاری و هر دو شرایط مرزی افزایش پیدا می‌کند، بعبارت دیگر با افزایش این نسبت، استحکام کمانشی افزایش پیدا می‌کند؛ نکته قابل ملاحظه در شکل ۷، تغییرات شبه خطی نیروی کمانش محوری و تغییرات نمایی نیروی کمانش فشاری با افزایش نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل می‌باشد.

۵-۳- بررسی اثر نسبت طول استوانه به شعاع هسته روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن

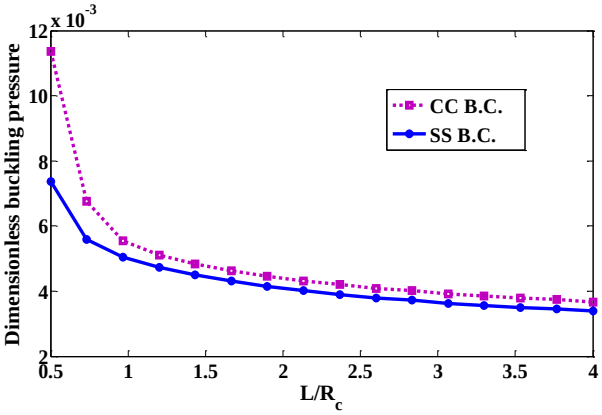
در این مثال، اثر نسبت طول استوانه به شعاع هسته (L/R_c) روی رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن تحت نیروی محوری فشاری و فشار خارجی برای شرایط مرزی ساده و گیردار بررسی می‌شود. مشخصات هندسی و خواص مکانیکی

مواد بکار رفته برای رویه‌ها و هسته استوانه ساندویچی مرکب مشابه مثال ۵-۲ می‌باشد.

در شکل ۸- الف تغییرات نیروی کمانش محوری و ب- فشاری استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن با تغییر نسبت طول استوانه به شعاع هسته برای شرایط مرزی ساده و گیردار نشان داده شده است. شکل ۸- الف نشان می‌دهدکه با افزایش نسبت L/R_c از ۰/۵ تا ۲، بار کمانش محوری بی‌بعد برای شرایط مرزی گیردار بسرعت کاهش می‌یابد، ولی با افزایش بیشتر تا نسبت ۳، تغییرات بار کمانشی محسوس نیست و با افزایش بیشتر این نسبت، بار کمانشی افزایش می‌یابد. در حالی که تغییرات بار کمانش محوری بی‌بعد برای شرایط مرزی ساده با تغییرات این نسبت از ۰/۵ تا ۴ ناچیز است. شکل ۸- ب نشان می‌دهدکه با افزایش نسبت L/R_c از ۰/۵ تا ۴، بار کمانش فشاری بی‌بعد برای هر دو شرایط مرزی ساده و گیردار بسرعت کاهش می‌یابد؛ هم‌چنین با افزایش این نسبت، اثر شرایط مرزی بر روی بار کمانش فشاری بی‌بعد کاهش می‌یابد و منحنی‌های این دو شرایط مرزی بسمت هم همگرا می‌شوند.



الف- استوانه تحت نیروی محوری فشاری



ب- استوانه تحت فشار خارجی

شکل ۸- الف تغییرات نیروی کمانش محوری و ب- فشاری بی‌بعد استوانه ساندویچی مرکب پادمتقارن با تغییر نسبت طول استوانه به شعاع هسته

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تحلیل کمانش استوانه مرکب ساندویچی تحت نیروی محوری فشاری و فشار خارجی با ارتقا تئوری مرتبه بالای پنل‌های ساندویچی انجام شده است. نتایج بدست آمده از تحقیق حاضر نشان داد که با افزایش نسبت ضخامت هسته به ضخامت کل پنل و نسبت طول استوانه به شعاع هسته، نیروی کمانشی استوانه ساندویچی مرکب برای شرایط مرزی مختلف کاهش پیدا می‌کند و با افزایش نسبت شعاع هسته به ضخامت کل پنل، رفتار کمانشی استوانه ساندویچی مرکب برای شرایط مرزی مختلف بهبود پیدا می‌کند.

هم‌چنین بار بحرانی کمانش و فشار بحرانی کمانش استوانه ساندویچی مرکب برای شرایط مرزی گیردار بیشتر از شرایط مرزی ساده است.

۷- مراجع

[1]. Allen, H. G., *Analysis and design of structural sandwich panels*, London, Pergamon Press, (1969).

[2]. Zenkert, D., *An introduction to sandwich construction*, Engineering Materials Advisory Services Ltd, Chameleon Press, London, (1995).

[3]. Lopatin, A. V., Morozov, E.V., Buckling of the composite sandwich cylindrical shell with clamped ends under uniform external pressure, *Composite Structures*, Vol. 122, pp. 209–216, (2015).

[4]. Livani, M., MalekzadehFard, K., Shokrollahi, S., Higher order flutter analysis of doubly curved sandwich panels with variable thicknesses under aerothermoelastic loading, *Structural Engineering and Mechanics*, Vol. 60, No. 1, pp. 1–19, (2016).

[5]. Shahgholian-Ghahfarokhi, D., Rahimi, G., Buckling analysis of composite lattice sandwich shells under uniaxial compression based on the effective analytical equivalent approach, *Composites Part B: Engineering*, Vol. 174, (2019).

[6]. Pan, D., Chen, L., Zhao, Q., Chen, L., Lin, M., Li, C., Chen, L., Local buckling theoretical calculation method of the FRP foam sandwich cylinder under axial compression, *Composite Structures*, Vol. 246, (2020).

[7]. Zarei, M., Rahimi, G. H., Hemmatnezhad, M., Global buckling analysis of laminated sandwich conical shells with reinforced lattice cores based on the first-order shear deformation theory, *International Journal of Mechanical Sciences*, Vol. 187, (2020).

[8]. Uriol Balbin, I., Bisagni, C., Buckling of sandwich cylindrical shells with shear deformable core through non dimensional parameters, *Thin-Walled Structures*, Vol. 161, (2021).

[9]. Xiao, P., Yifeng, Z., Jie, S., Zheng, S., Global buckling analysis of composite honeycomb sandwich plate with negative Poisson's ratio (CHSP-NPR) using variational asymptotic equivalent model, *Composite Structures*, Vol. 264, (2021).

[10]. Mhada, K., Bourihane, O., A multi-scale model for global buckling and local wrinkling interaction with application to sandwich beams, *Structures*, Vol. 32, pp. 1398-1407, (2021).

[11]. Zhai, Y., Ma, J., Yan, Y., Li, Q., Wang, S., Wang, G., Thermal buckling and free vibration of composite sandwich curved panels, *Composite Structures*, Vol. 267, (2021).

[12]. Reddy, J. N., *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells, Theory and Analysis*, CRC Press, New York, USA, (2004).

[13]. Sanders, J. L., An improved first-approximation theory for thin shells, *NASA Technical Report*, R-24, (1959).

[14]. Budiansky, B., Sanders Jr., J. L., On the best first-order linear shell theory, *Progress in Applied Mechanics*, pp. 129–140, (1963).

[15]. Khazaeinejad, P., Najafizadeh, M. M., Mechanical buckling of cylindrical shells with varying material properties, *The Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 224, pp. 1551–1557, (2009).

[16]. Sofiyev, A. H., Vibration and stability of composite cylindrical shells containing a FG layer subjected to various loads, *Structural Engineering and Mechanics*, Vol. 27, No. 3, pp. 365–391, (2007).

[17]. Shen, H. S., Post-buckling analysis of pressure-loaded functionally graded cylindrical shells in thermal environments, *Engineering Structures*, Vol. 25, pp. 487–497, (2003).

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.544570.1980

طراحی الگوریتم عبور از مانع در برخورد های غیرمترقبه پهپادهای بال ثابت

علی میرزائی کهق*
استادیار
گروه هوایی دانشگاه
علوم انتظامی امین

فرشاد پازوکی
استادیار، گروه مهندسی هوافضا، واحد
علوم و تحقیقات،
دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

شهرام اعتمادی حقیقی
استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد
علوم و تحقیقات،
دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

داود اسدی
استادیار، گروه مهندسی هوافضا، واحد
علوم و تحقیقات،
دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

مقاله علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۱۸
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۰۱

چکیده: در این مقاله طراحی الگوریتم عبور از مانع برای پهپادهای بال ثابت در مواجهه با موانع متحرک و برخوردهای غیر مترقبه مد نظر است. روش های متداول در طراحی سامانه های عبور از مانع مورد بررسی قرار گرفته و از آن بین روش توابع پتانسیل بدلیل مناسب بودن برای سامانه های برخط و موانع ناشناخته، بعنوان مبنای طراحی الگوریتم مزبور مورد استفاده قرار گرفته است. اما بدلیل دینامیک غیرهولونومیک پهپادهای بال ثابت چالش هایی از قبیل کمینه های محلی توابع پتانسیل، حداقل سرعت واماندگی و حداقل شعاع گردش پهپادهای بال ثابت به هنگام برخورد با مانع وجود دارد که در این تحقیق با معرفی یک روش ابتکاری اقدام به حل آن مسائل شده است. در نهایت با اعمال الگوریتم پیشنهادی بر دینامیک غیرخطی یک پهپاد بال ثابت و شبیه سازی در نرم افزار متلب برای سناریوهای مختلف، عملکرد این الگوریتم مورد بررسی قرار گرفته است.

واژه های راهنما: عبور از مانع، پهپادهای بال ثابت، روش توابع پتانسیل.

Design of obstacle avoidance algorithm for fixed-wing UAVs in unexpected collisions

Ali Mirzaee Kahagh*
Assistant professor
Amin Police University, Tehran

Farshad Pazooki
Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

Shahram Etemadi Haghighi
Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

Davood Asadi
Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran

Abstract: This paper investigates the obstacle avoidance problem of fixed-wing Unmanned Aerial Vehicles (FWUAVs) while considering moving obstacles and unexpected collisions. The routine methods in designing obstacle avoidance systems are investigated and the potential function approach is selected since it is suitable for online missions and unexpected collisions. Due to the non-holonomic dynamic of FWUAVs, several challenges including the local minima, minimum stall speed, and minimum turn radius exist in obstacle avoidance. In this research, a novel approach is introduced to resolve the above challenges. Finally, the performance of the proposed algorithm is demonstrated through the application of the proposed algorithm on the nonlinear dynamic of FWUAV in several simulation scenarios in Matlab.

Keywords: Obstacle avoidance, fixed-wing UAVs, potential functions method.

* نویسنده مسئول، ali.mirzaee@srbiau.ac.ir

۱- مقدمه

امروزه توجه به سامانه های عبور از مانع در صنعت هوایی به موازات توسعه این صنعت مورد توجه روز افزونی قرار گرفته است. اکثر رویکردهای موجود برای عملکرد عبور از مانع خصوصاً در ربات های پرنده از زمینه هایی همچون ترافیک هوایی نشات می گیرند[۱]. برای طراحی سامانه عبور از مانع از روش های مختلفی در مقالات استفاده شده است که این روش ها را می توان در چهار گروه عمده طبقه بندی نمود.

الف) حذر از برخورد از پیش تعیین شده

یک روش طراحی مسیر از پیش تعیین شده جهت عبور از مانع است. مزیت این روش عکس العمل سریع نسبت به موانع، کاهش زمان و حجم محاسبات است. لکن بدلیل اینکه مسیر حرکت از قبل برنامه ریزی شده است در مواقع برخورد با موانع غیر منتظره و پیش بینی نشده و همچنین در ماموریت های برخط کارایی ندارد.

ب) روش هندسی

در این روش از روابط هندسی حاکم بین ربات ها و موانع موجود، جهت انجام محاسبات و طراحی الگوریتم عبور از مانع استفاده می شود. در طراحی الگوریتم از اطلاعات مکانی، سرعت و سمت ربات ها و موانع استفاده می گردد [۲]. در منبع [۳] یک الگوریتم عبور از مانع طراحی شده است که با استفاده از اشکال بیضی که موانع موجود در مسیر را احاطه کرده اند، اقدام به نقطه یابی و طراحی مسیر می نماید.

ج) روش بهینه سازی مسیر حرکت

در این روش مسئله عبور از موانع به یک مسئله بهینه سازی تبدیل می شود و سپس با استفاده از روش های متداول در این حوزه مسئله حل می شود. این رویکرد دقت بالاتری نسبت به رویکرد از پیش تعیین شده دارد ولی پیاده سازی آن به دلیل الگوریتم های طراحی مسیر مشکل تر است[۴-۶].

د) روش توابع پتانسیل

در این روش فرض می شود که ربات بعنوان یک ذره، در محیطی تحت تاثیر یک میدان نیرو قرار دارد. در این محیط هدف یک نیروی جاذبه و موانع نیروهای دافعه ای به ربات وارد می کنند. در هر زمان، حرکت در راستای برآیند نیروهای مجازی وارد بر ذره انجام می شود[۷]. یکی از معایب این روش وجود کمینه های محلی است که ربات در این کمینه ها متوقف می گردد. البته روش های متعددی از قبیل برگشت به عقب، حرکت به صورت اتفاقی و روش هندسه برداری برای قرار نگرفتن در کمینه های محلی پیشنهاد شده است[۸].

روش میدان پتانسیل بدلیل سهولت طراحی و مناسب بودن برای کنترل برخط مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است. در این روش می توان همزمان با کنترل و هدایت ربات در مسیر ماموریت، قابلیت عدم برخورد ربات و موانع محیط را به راحتی با تعریف توابع پتانسیل جاذبه و دافعه تضمین نمود[۹]. از اینرو در این مقاله از این روش برای طراحی الگوریتم عبور از موانع استفاده شده است.

در سال های اخیر محققین با معرفی توابع پتانسیل جدید و ترکیب با سایر روش ها باعث توسعه و کاربردی تر شدن این روش شده اند [۱۰-۱۳].

بطور کلی تحقیقات زیادی با استفاده از توابع پتانسیل در خصوص طراحی الگوریتم عبور از مانع برای ربات های هولونومیک (مانندکوادروتورها) صورت گرفته است[۱۴-۱۶]. اما در خصوص پهپادهای بال ثابت که بدلیل داشتن قیدهای دینامیکی نوعی ربات غیر هولونومیک محسوب می شوند، تحقیقات کمتری صورت گرفته است[۱۷, ۱۸].

اما مشکلی که در دو کار اخیر ([۱۷, ۱۸]) وجود دارد این است که در مواقع برخورد پهپاد با مرکز مانع مشکل ایجاد مینیمم محلی وجود دارد و همچنین تضمین و تصویر روشنی از رعایت محدودیت های عملکردی پهپادهای بال ثابت در محل برخورد ارائه نشده است.

در سال ۲۰۲۰ میرزایی و همکاران[۱۹] یک الگوریتم جدیدی معرفی کردند که در آن از دوایر حداقل شعاع گردش در طراحی مسیر حرکت در هنگام مواجهه با مانع ثابت استفاده شده است. هر چندکه در آن کار ملزومات عملکردی پهپاد از قبیل حداقل شعاع گردش و حداقل سرعت واماندگی در نظر گرفته شده است. اما نواقص آن کار برون خط[1] بودن طراحی مسیر، ثابت بودن موانع و سنگین بودن الگوریتم طراحی شده بدلیل استفاده از دوایر متغیر رشد کننده در هر بار اجرای برنامه بود.

از این رو در این مقاله سعی شده است الگوریتم ارائه شده در منبع [۱۹] ارتقاء یابد و الگوریتمی طراحی شود که نیاز به دوایر متغیر رشد کننده نداشته باشد تا از لحاظ محاسباتی سبکتر و برای ماموریت های برخط و موانع متحرک نیز کاربرد داشته باشد و همچنین در حد امکان رد کردن مانع با تغییرات اندازه سرعت پهپاد صورت پذیرد و نیاز به تغیر مسیر ماموریت و دور زدن مانع توسط پهپاد به حداقل برسد.

[1] off line

۲- طراحی الگوریتم عبور از مانع

در این مقاله اولین مرحله برای طراحی سامانه عبور از مانع، تنظیم سرعت پهپاد برای رد کردن پهپاد از سمت جلو یا عقب است. برای این کار ضرورت دارد نقطه برخورد مسیر حرکت پهپاد با مسیر حرکت مانع تخمین زده شود. هدف این تحقیق طراحی الگوریتم عبور از مانع با استفاده از داده های بدست آمده از سنسورهای محلی نصب شده بر روی پهپادها بصورت برخط است و هیچگونه اطلاعات اولیه ای از موقعیت مانع وجود ندارد. بنابراین فاصله تشخیص مانع کم است و خطی فرض کردن مسیر های حرکت مانع و پهپاد در محدوده شعاع تشخیص سسنورها با توجه به فاصله کم، سرعت بالا و محدودیت حداقل سرعت پرواز پهپادهای بال ثابت می تواند فرض قابل قبولی برای کاربردهای عملی باشد.

مطابق شکل ۱ سه حالت ممکن زیر موقع مواجهه با مانع پیش خواهد آمد:

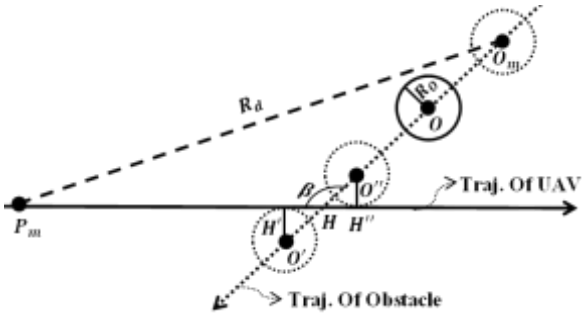
الف- اگر $t_{O_mO''} > t_{mH''}$ آنگاه برخورد صورت نمی گیرد و پهپاد مانع را از روبرو رد می کند. ($t_{mH''}$: مدت زمان پیمایش پهپاد از نقطه p_m تا H'' و $t_{O_mO''}$: مدت زمان پیمایش مانع از نقطه O_m و O'')

ب- اگر $t_{O_mO'} < t_{mH'}$ آنگاه برخورد صورت نمی گیرد و پهپاد مانع را از پشت سر رد می کند. ($t_{mH'}$: مدت زمان پیمایش پهپاد از نقطه p_m تا H' و $t_{O_mO'}$: مدت زمان پیمایش مانع از نقطه O_m و O')

ج- اگر $t_{O_mO''} < t_{mH''}$ و $t_{O_mO'} > t_{mH'}$ آنگاه حتماً برخورد با مانع حادث می شود.

در شرایط برخورد اگر $\overline{OO_m} < \overline{HO_m}$ باشد مانع از روبرو و در غیر اینصورت از پشت سر برخورد خواهد نمود.

نقطه O موقعیت لحظه ای مانع، R_d حداکثر شعاع تشخیص سنسورهای محلی پهپاد، O_m و P_m به ترتیب موقعیت مانع و پهپاد در اولین لحظه تشخیص مانع، O'' موقعیت مفروض مانع در لحظه اولین تماس با مسیر پهپاد و O' موقعیت مفروض مانع به هنگام ترک مسیر پهپاد می باشند.



شکل ۱ موقعیت های مهم مانع در نزدیکی محل تلاقی مسیرهای پهپاد و مانع

۲-۱- رد کردن مانع از جلو

برای رد کردن مانع از روبرو بایستی سرعت پهپاد افزایش یابد تا تاخیر زمانی رسیدن به نقطه H'' را جبران نماید. برای این منظور مقدار شتاب مورد نیاز برای کاهش زمان بصورت زیر قابل محاسبه است.

$$\alpha_1 = 2(mH'' - v_m\, t_{O_mO''})/{t_{O_mO''}}^2 \qquad (۱)$$

mH'' فاصله بین نقاط P_m تا H'' ، v_m سرعت پهپاد در نقطه P_m ، $t_{O_mO''}$ مدت زمان پیمایش مانع از نقطه O_m تا نقطه O'' و α_1 شتاب مورد نیاز جهت رد کردن مانع از روبرو است. حال با توجه به محدودیت شتاب وسیله پرنده سه حالت ممکن در این شرایط پیش خواهد آمد.

حالت اول: اگر $\alpha_1 > \alpha_{max}$ باشد امکان رد کردن مانع از جلو وجود ندارد و رد کردن مانع از پشت سر بررسی گردد. a_{max} حداکثر شتاب پهپاد است.

حالت دوم: اگر $\alpha_1 < \alpha_{max}$ & $v_{H''} < v_{max}$ باشد. بدون هیچگونه مشکلی با اعمال همین شتاب می تواند مانع را از جلو رد کند. v_{max} حداکثر سرعت پهپاد و $v_{H''}$ سرعت در نقطه H'' است.

حالت سوم: اگر $\alpha_1 < \alpha_{max}$ & $v_{H''} > v_{max}$ باشد. امکان رد کردن بصورت زیر قابل بررسی است:

اگر $t_{\alpha_{max}} + t_{v_{max}} < t_{O_mO''}$ باشد با اعمال شتاب α_1 و اشباع نمودن سرعت با سرعت حداکثر، پهپاد می تواند مانع را از جلو رد کند. در غیر اینصورت امکان رد نمودن از سمت عقب بررسی شود.

$t_{\alpha_{max}}$ مدت زمان لازم برای رسیدن سرعت پهپاد از v_m (سرعت در نقطه m) به v_{max} و $t_{v_{max}}$ مدت زمانی است که پهپاد از لحظه رسیدن به سرعت ماکزیمم تا رسیدن به نقطه H'' با سرعت ماکزیمم طی می کند.

۲-۲- رد کردن مانع از عقب

برای رد کردن مانع از عقب بایستی سرعت پهپاد کاهش یابد تا ایجاد تاخیر زمان رسیدن به نقطه H' فرصت رد شدن مانع از روبروی پهپاد فراهم گردد. برای این منظور مقدار شتاب مورد نیاز برای افزایش زمان بصورت زیر قابل محاسبه است.

$$\alpha_2 = 2(mH' - v_m\, t_{O_mO'})/{t_{O_mO'}}^2 \qquad (۲)$$

mH' فاصله بین نقاط P_m تا H' ، v_m سرعت پهپاد در نقطه P_m ، $t_{O_mO'}$ مدت زمان پیمایش مانع از نقطه O_m تا نقطه O' و α_2 شتاب لازم جهت رد کردن مانع از عقب است. حال با توجه محدودیت شتاب وسیله پرنده سه حالت ممکن در این شرایط پیش خواهد آمد.

حالت اول: اگر $\alpha_2 < \alpha_{min}$ باشد امکان رد کردن مانع از عقب وجود ندارد و ضرورت دارد سامانه برخورد غیرمترقبه فعال گردد. α_{min} حداقل شتاب کاهشی پهپاد است.

حالت دوم: اگر $\alpha_2 > \alpha_{min}\ \&\ v_{H'} > v_{min}$ باشد. بدون هیچگونه مشکلی با اعمال همین شتاب می تواند مانع را از عقب رد کند. v_{min} حداقل سرعت پهپاد و $v_{H'}$ سرعت در نقطه H' است.

حالت سوم: اگر $\alpha_2 > \alpha_{min}\ \&\ v_{H'} < v_{min}$ باشد. امکان رد کردن بصورت زیر قابل بررسی است:

اگر $t_{\alpha_{min}} + t_{v_{min}} > t_{O_mO'}$ باشد با اعمال شتاب α_2 و اشباع نمودن سرعت با سرعت حداقل، پهپاد می تواند مانع را از عقب رد کند. در غیر اینصورت سامانه برخورد غیرمترقبه فعال گردد.

$t_{\alpha_{min}}$ مدت زمان لازم برای رسیدن سرعت پهپاد از v_m (سرعت در نقطه m) به v_{min} و $t_{v_{min}}$ مدت زمانی است که پهپاد از لحظه رسیدن به سرعت مینیمم تا رسیدن به نقطه H' با سرعت مینیمم طی می کند.

۲-۳- رد کردن مانع در برخورد های غیر مترقبه

یکی از روش های متداول و کاربری در طراحی الگوریتم های عبور از مانع در مسائلی که بر مبنای توابع پتانسیل پایه گذاری شده، محصور کردن مانع در داخل دایره (کره در فضای ۳ بعدی) است. در این روش محیط دایره مثل یک سوئیچ عمل کرده و زمانی که پهپاد یا رباتی وارد محیط دایره می شود فعال شدن تابع پتانسیل دافعه باعث دفع پهپاد و عدم برخورد با مانع می شود. اما این روش در کاربردهای عملی خصوصاً در حرکت ربات های غیرهولونومیک مانند پهپادهای بال ثابت، دوچرخه ها و موتورسیکلت ها غیر قابل استفاده است. برای اینکه در ناحیه برخورد با مانع بدلیل تداخل نیروهای هدایتی و نیروی دافعه مانع، حداقل های محلی اتفاق می افتد که در این نواحی سرعت ربات به صفر می رسد و همچنین تغییرات شدید برآیند نیروهای اعمالی به ربات، باعث تغییرات شدید بردار سرعت حرکت ربات ها می شود که در عمل با شرایط عملکردی خیلی از ربات ها سازگاری ندارد. اما در این مقاله سعی شده است با توسعه این الگوریتم ضمن حل چالش های مذکور، محدودیت های عملکردی ربات های مد نظر نیز در حل مسئله لحاظ گردد.

یکی از کاربرد های عملی الگوریتم پیشنهادی، هدایت پهپادهای بال ثابت است. در این کار مدل سینماتیکی پهپاد بصورت زیر در نظر گرفته می شود[۲۰].

$$\begin{cases} \dot{x} = v\ cos\,\gamma\ cos\,\chi \\ \dot{y} = v\ cos\,\gamma\ sin\,\chi \\ \dot{z} = v\ sin\,\gamma \end{cases} \qquad (۳)$$

x و y و z موقعیت مکانی پهپاد در دستگاه مختصات اینرسی هستند. v و γ و χ به ترتیب سرعت خطی و زاویه اوج مسیر و زاویه سمت پهپاد می باشند. مدل دینامیکی بدون بعد پهپاد نیز بصورت زیر است.

$$\begin{cases} \dot{v} = \dfrac{(T-D)}{m} - g\sin\gamma \\ \dot{\gamma} = \dfrac{L\cos\phi - mg\cos\gamma}{mv} \\ \dot{\chi}_i = \dfrac{L\sin\phi}{mv\cos\gamma} \end{cases} \qquad (۴)$$

m جرم، T نیروی پیشران، L نیروی برا، D نیروی پسا، g جاذبه زمین و ϕ زاویه غلت پهپاد می باشند. T و L و ϕ ورودیهای کنترل پهپاد هستند.

برای طراحی مسیر پهپاد های بال ثابت می بایست محدودیت های عملکردی این وسایل پرنده را در نظر گرفت. این وسایل پرنده دینامیک غیر هولونومیک داشته و دارای محدودیت های عملکردی زیر می باشند.

$$\begin{aligned} &v_{min} < v < v_{max} \\ &\phi_{min} < \phi < \phi_{max} \\ &T_{min} < T < T_{max} \\ &R_m = \frac{{v_{min}}^2}{g\tan(\phi_{max})} = \frac{{v_{min}}^2}{g\sqrt{{n_{max}}^2 - 1}} \end{aligned} \qquad (۵)$$

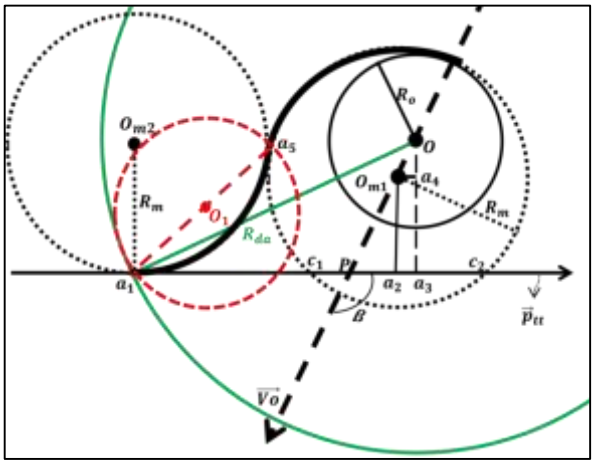
R_m حداقل شعاع دور زدن است که بر اساس رابطه (۵) به حداقل سرعت (v_{min}) و حداکثر زاویه غلت (ϕ_{max}) یا حداکثر ضریب بار (n_{max}) بستگی دارد.

یکی از مهمترین محدویت های عملکردی پهپادها حداقل سرعت پرواز و به تبع آن حداقل شعاع دور زدن است که باید در طراحی مسیر حرکت مورد توجه قرار گیرد. از آنجایی که استفاده از توابع پتانسیل مبنای طراحی الگوریتم معرفی شده در این مقاله است، فلذا روشی ابتکاری با استفاده از توابع پتانسیل برای مواجهه با موانع معرفی شده است. در این روش با استفاده از ترسیم دوایر حداقل شعاع دور زدن مطابق شکل ۲ توابع پتانسیل اطراف مانع طوری ترکیب شده که پهپاد هنگام مواجهه با مانع با تغییرات شدید جهت و اندازه سرعت مواجه نشوند.

در طراحی استراتژی عبور از مانع متحرک بدلیل اینکه موقعیت مانع مداوم با گذر زمان تغییر می کند ضرورت دارد از رفتارهای لحظات آینده آگاهی داشته باشیم تا براساس این اطلاعات پیش بینی مقتضی برای عدم برخورد پهپاد با مانع بعمل آید. در غیر اینصورت، یعنی در مواقعی که اطلاعات بصورت برخط است و اطلاعی از رفتار مانع در لحظات پیشرو در دست نیست ناگزیر حاشیه امنی در نظر گرفته می شود تا در صورت بروز رفتارهای غیرمترقبه از سوی مانع، فرصت لازم برای انجام اقدامات عبور از مانع فراهم باشد. بنابراین ضرورت دارد ضمن رعایت ملزومات عملکردی پهپاد پیش بینی لازم جهت مواجه با مانع انجام شود. بنابر این مطابق شکل ۲ مانع را طوری در داخل دایره حداقل شعاع گردش محاط می کنیم که بیشترین فاصله بین دایره مانع و دایره حداقل شعاع گردش در راستای حرکت مانع باشد تا بدینوسیله خط مماس بر مسیر حرکت قبل از اینکه به مانع برخورد کند با دایره گردش برخورد می کند و قبل از اینکه به خود مانع برخورد کند سیستم تغییر مسیر را فعال کند. در ادامه مراحل طراحی این مکانیزم توضیح داده شده است.

برای طراحی الگوریتم عبور از مانع در پروازهای برخط، زمانی که پهپاد به شعاع R_{dam} (حداقل شعاع لازم برای اینکه پهپاد بتواند مانع را دور بزند) از مانع می رسد، سامانه عبور از مانع فعال می شود. سپس خطی مماس بر مسیر حرکت از لحظه رسیدن پهپاد به شعاع R_{dam} ترسیم می شود. اگر این خط دایره محاط مانع را در دو نقطه قطع کند، قطعاً برخورد صورت خواهد گرفت. نقاط تقاطع را c_1 و c_2 می نامیم. دایره ای به شعاع R_m و مرکز O_{m2} (رابطه (۸)) طوری رسم می کنیم که از یک طرف مماس بر مسیر حرکت و از طرف دیگر مماس بر دایره O_{m1} باشد. اکنون هدف، انتخاب قطاع هایی از دو دایره معرفی شده ی O_{m1} و O_{m2} است که این قطاع ها در واقع مسیر مطلوب حرکت پهپاد در هنگام مواجهه با مانع خواهد بود.

برای هدایت کردن پهپادها جهت تبعیت از مسیر مطلوب (یعنی قطاع های مد نظر از دوایر حداقل شعاع گردش)، دو تابع پتانسیل در مرکز هرکدام از دوایر $\vec{O}_{m1}$ و $\vec{O}_{m2}$ تعریف می شود که جهت نیروی دافعه در دایره $\vec{O}_{m2}$ از بیرون به سمت داخل است ولی در O_{m1} از درون به سمت بیرون است. لازم به ذکر است تابع پتانسیل دایره $\vec{O}_{m2}$ فقط در داخل دایره O_1 فعال است. مراکز دوایر $\vec{O}_{m1}$ و $\vec{O}_{m2}$ بصورت زیر قابل محاسبه است.



شکل ۲ سامانه عبور از مانع غیر مترقبه

$$\vec{O}_{m1} = \vec{O} + (R_m - R_o)\,\vec{e}_{v_o} \qquad (۶)$$

$\vec{e}_{v_o}$ بردار یکه سرعت مانع، R_o شعاع مانع، $\vec{O}$ بردار موقعیت مکانی مانع و $\vec{O}_{m1}$ موقعیت مکانی دایره محیط بر مانع با شعاع R_m است.

$$\overline{a_2O_{m1}} = \sin\beta\ \overline{PO}_{m1}$$
$$\overline{Pa_2} = (\overline{PO}_{m1}{}^2 - \overline{a_2O_{m1}}^2)^{0.5}$$
$$\overline{a_1a_2} = [4R_m^2 - \left(R_m - k\,\overline{a_2O_{m1}}\right)^2]^{0.5}$$
$$\overline{a_1P} = \overline{a_1a_2} - k_1\,\overline{Pa_2}$$
$$\vec{a}_1 = \vec{P} - \overline{a_1P}\,\vec{e}_{\vec{v}}$$

$$R_{da} = \overline{a_1O} = \left\|\vec{O} - \vec{a}_1\right\| \qquad (۷)$$
$$\vec{O}_{m2} = \vec{a}_1 + k_2 \begin{bmatrix} \vec{e}_{\vec{v}}(2) \\ -\vec{e}_{\vec{v}}(1) \end{bmatrix} R_m \qquad (۸)$$

زاویه بین بردارهای سرعت مانع و پهپاد می باشد و R_{da} شعاع لحظه ای فعال شدن سامانه عبور از مانع است.

نکته ۱: لازم به ذکر است بایستی زمانی که $\overline{PO} > \overline{PO}_{m1}$ است $k_1 = 1$ و در غیر اینصورت $k_1 = -1$ در نظر گرفته شود.

نکته ۲: لازم به ذکر است در مواقعی که مقدار حداکثر سرعت مانع در دست نباشد و مجبور شویم با استفاده از حسگر های محلی نصب شده بر روی پهپادها سرعت لحظه ای را اندازه گیری کنیم ، ضرورت دارد شعاع دایره O_{m1} بصورت تابعی از سرعت مانع تغییر کند. ولی ضرورتی برای تغییر شعاع دایره O_{m2} وجود ندارد.

لازم به ذکر است برای شروع فعالیت این سامانه، ضرورت دارد حداقل مسافتی (بین پهپاد و مانع) را که سامانه نیاز دارد تا در این فاصله بتواند بر اساس معیارهای مورد نظر فرایند عبور از مانع را اجرا کند، تعیین شود. این فاصله در واقع حداقل فاصله مورد نیاز است که پهپاد فرصت بیشترین انحراف از مسیر اصلی را دارد و به صورت زیر قابل محاسبه است.

$$R_{dam} = [(sin\beta(R_m - R_o) + R_m)^2 - (2R_m + cos\beta(R_m - R_o))^2]^{0.5} \quad (۹)$$

R_{dam} حداقل شعاع لازم برای فعال شدن سامانه عبور از مانع است و به عبارت دیگر حداکثر مقدار R_{da} می باشد.

در ادامه به منظور تعیین نیروهای عبور از مانع، با مطالعه رفتار انواع توابع پتانسیل نسبت به تغییرات فاصله و با روش سعی وخطا، توابع پتانسیل دافعه و جاذبه به ترتیب به شرح ذیل تعریف شده اند.

$$U_{o1} = \begin{cases} w_{o1}\left(\|O_{m1} - p\|_\sigma \, csch^{-1}\left(\frac{\|O_{m1} - p\|_\sigma}{\mu}\right) + \mu \, sinh^{-1}\left(\frac{\|O_{m1} - p\|_\sigma}{\mu}\right)\right) & \|O_{m1} - p\| \le R_m \\ 0 & \|O_{m1} - p\| > R_m \end{cases} \quad (۱۰)$$

$$U_{o2} = \begin{cases} \frac{w_{o2}}{2}\left(p - O_{m2}\right)^2 & \|p - O_{m2}\| \ge R_m \\ 0 & \|p - O_{m2}\| < R_m \end{cases} \quad (۱۱)$$

w_{o1} و w_{o2} ضرایب وزنی نیروهای دافعه هستند و μ عدد ثابت مثبتی است که نرخ تغییرات نیروی دافعه را مشخص می کند. برآیند نیروهای عبور از مانع که از گرادیان توابع پتانسیل بدست می آید، بصورت زیر محاسبه است.

$$u_o = \Delta U_{o1} + \Delta U_{o2} \quad (۱۲)$$

از آنجایی که الگوریتم ارائه شده بصورت برخط و در هر لحظه از زمان بر مبنای خط مماس بر مسیر حرکت استوار است، ضرورت دارد در هنگام مواجهه با مانع این خطوط مماس بصورت مداوم در مسیر ایده آل باقی بمانند. فلذا نیاز است همزمان با تعریف مسیر واقعی، یک مسیر ایده آل که مانع را درک نمی کند و از درون آن می گذرد، بصورت مجازی تعریف شود و خط مماس بر مسیر ایده آل مبنای طراحی مکانیزم عبور از مانع قرار بگیرد.

با تعریف توابع پتانسیل بین عناصر واقعی و مجازی، عنصر حقیقی را مجبور میکنیم که به سمت عنصر مجازی رانده شوند و به عبارتی عنصر مجازی را تعقیب نمایند. برای این کار خطای فاصله بین دو عنصر مجازی و حقیقی را بصورت زیر تعریف می شود.

$$e = p_n - p \quad (۱۳)$$

$p = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$ و $p_n = \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix}$ به ترتیب موقعیت عناصر مجازی و حقیقی در دستگاه مختصات اینرسی می باشند.

تابعی که عنصر واقعی را به سمت عنصر مجازی می راند از گرادیان تابع پتانسیل تعریف شده روی متغیر خطای e بصورت زیر بدست می آید.

$$u_n = -\Delta U_n - W_v(v - v_n) \quad (۱۴)$$

ترم دوم در معادله (۱۴)، ترم ضربه گیر است که با ضریب وزنی W_v قابل تنظیم است. v و v_n به ترتیب سرعت عنصر واقعی و مجازی می باشند. U_n تابع پتانسیل بین عناصر حقیقی و مجازی است که در این مقاله از تابع زیر استفاده شده است.

$$U_n = \frac{w}{2}\left\|p_n - p\right\|^2 \quad (۱۵)$$

w ضریب وزنی تابع پتانسیل بین عناصر حقیقی و مجازی است. در نهایت خروجی کلی الگوریتم یعنی تجمیع نیروهای هدایت و عبور از مانع بصورت زیر قابل خلاصه است.

$$u = u_n + u_o \quad (۱۶)$$

u_o مجموع نیروهای عبور از مانع، u_n نیروی هدایتی اعمال شده از طرف عنصر مجازی، u ورودی کلی وارده به دینامیک پهپاد است. مدل غیر خطی داده شده در روابط (۳) و (۴) را می توان

با خطی سازی فیدبک به یک مدل خطی رسته دو بصورت زیر تبدیل نمود.

$$\begin{cases} \ddot{x} = a_x \\ \ddot{y} = a_y \\ \ddot{z} = a_z \end{cases} \quad (۱۷)$$

a_x و a_y و a_z شتاب های مجازی و ورودیهای کنترلی جدید هستند که توسط توابع پتانسیل بدست خواهند آمد. ورودیهای کنترل حقیقی نیز بر اساس شتاب های مجازی و از طریق روابط زیر قابل محاسبه هستند[۲۱].

$$\begin{aligned} \phi &= tan^{-1}\left(\frac{a_y\, cos\,\chi - a_x\, sin\,\chi}{(a_z+g)cos\gamma - \left(a_x\, cos\,\chi + a_y sin\,\chi\right)sin\gamma}\right) \\ L &= m\frac{(a_z+g)cos\gamma - \left(a_x\, cos\,\chi + a_y sin\,\chi\right)sin\gamma}{cos\,\phi} \\ T &= D + m\left((a_z+g)sin\gamma + \left(a_x\, cos\,\chi + a_y sin\,\chi\right)cos\gamma\right) \end{aligned} \quad (۱۸)$$

۳- شبیه سازی

در این قسمت نتایج شبیه سازی انجام شده در نرم افزار متلب به نمایش گذاشته می شود. در تمامی مراحل شبیه سازی محدودیت های عملکردی پهپاد ایروسوند[1]، معرفی شده در مرجع [۲۲]، بصورت زیر اعمال شده است.

$$12\ m/s < v < 38\ m/s$$

$$-30^{\circ} < \phi < 30^{\circ}$$

$$0 < T < 200$$

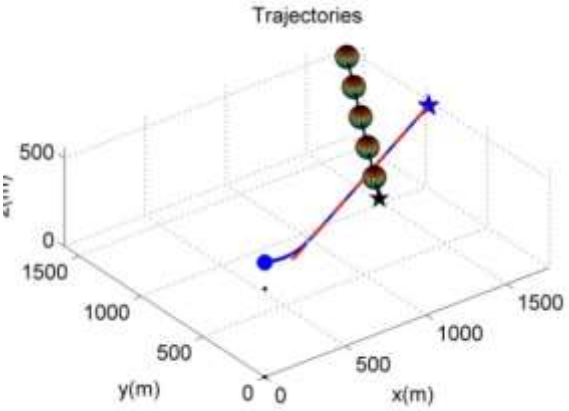
v: سرعت پهپاد ، ϕ زاویه غلت و T نیروی پیشران می باشند. پارامترهای شبیه سازی الگوریتم طراحی شده در جدول ۱ آمده است.

برای نمایش کارامدی الگوریتم معرفی شده سه حالت ممکن در برخورد با مانع نشان داده شده است. در حالت اول شرایط به گونه ای است که پهپاد فرصت افزایش سرعت و عبور از جلوی مانع بدون برخورد را دارد (شکل ۳). حالت دوم فاصله از مانع به هنگام تشخیص آنقدر نیست که فرصت عبور از جلوی مانع فراهم شود فلذا الگوریتم شرایط عبور از پشت سر مانع را بررسی کرده و با کاهش سرعت پهپاد، مانع را از پشت رد کرده است (شکل ۶). حالت سوم بدلیل غیر مترقبه بودن برخورد با مانع، الگوریتم هم سرعت پهپاد را کاهش داده و هم سامانه عبور از مانع را فعال نموده است (شکل ۹).

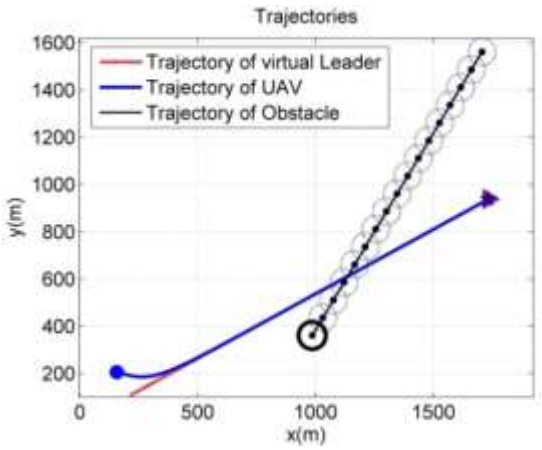
جدول ۱ پارامترهای شبیه سازی

پارامترها	مقادیر
w: ضریب وزنی تابع پتانسیل بین عناصر حقیقی و مجازی	۰/۳
w_v: ضریب وزنی ترم ضربه گیر رابطه (۱۴)	۵/۱
w_{o1}: ضریب وزنی نیروی عبور از مانع رابطه (۱۰)	۵
w_{o2}: ضریب وزنی نیروی عبور از مانع رابطه (۱۱)	۷
R_o: شعاع مانع	۶۰
R_m: حداقل شعاع گردش پهپاد	۷۱
μ: ضریب ثابت در رابطه(۱۰)	۱۰۰۰
v_{min}: حداقل سرعت پهپاد	۱۲m/s
v_{max}: حداکثر سرعت پهپاد	۳۸m/s
m: جرم پهپاد	۱۳/۵
C_{Do}: ضریب پسای در حالت بدون برا	۰/۰۴۳
C_L: ضریب برا	۱/۵
φ_{max} : حداکثر زاویه غلت	۳۰°
R_o: شعاع مانع	۶۰m
T_{max}: حداکثر بیروی پیشران	۲۰۰N
ρ: چگالی هوا	۱/۲۱۱

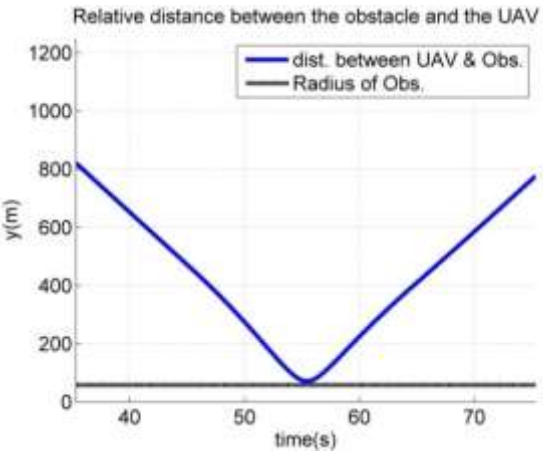
[1] *Aerosonde*



الف) مسیرهای حرکت (سه بعدی)

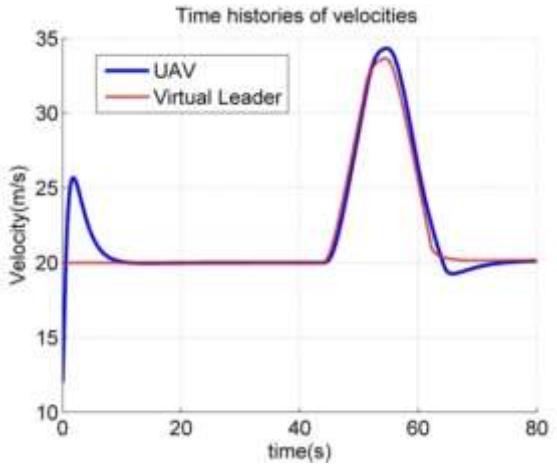


ب) مسیرهای حرکت در صفحه افقی

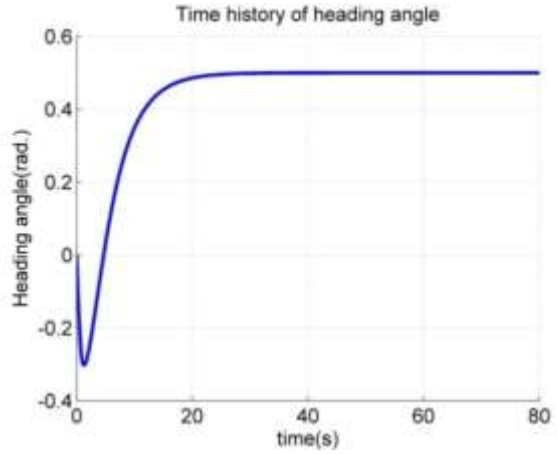


ج) فاصله نسبی بین پهپاد و مانع در گذر زمان

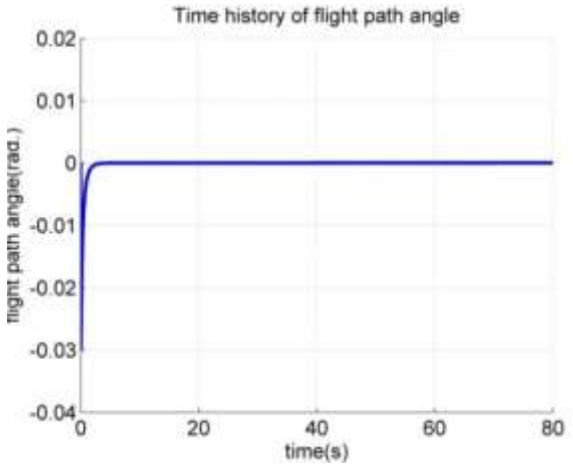
شکل ۳ مسیرهای حرکت پهپاد و مانع که با افزایش سرعت از جلوی مانع عبور می کند.



الف) تغییرات سرعت پهپاد حقیقی و مجازی در گذر زمان



ب) تغییرات زاویه سمت در گذر زمان



ج) تغییرات زاویه اوج مسیر در گذر زمان

شکل ۴ رفتار متغیرهای حالت

تمامی سناریوها در ارتفاع ثابت ۵۰۰ متر انجام شده و پهپاد مجازی و مانع به ترتیب با سرعت های $[-9 \; -15 \; 0]^T$ و $[18 \; 10 \; 0]^T$ در حال حرکت می باشند. موقعیت مکانی اولیه پهپاد نقطه $[160 \; 205 \; 500]^T$ است اما برای ایجاد حالت های

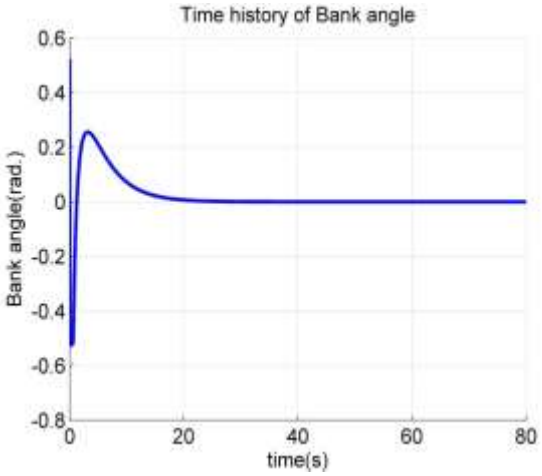
مختلف برخورد موقعیت مکانی اولیه مانع در تمای سناریوها متفاوت است.

از شکل ۳ تا شکل ۵ مربوط به سناریوی حالت اول می باشند. در این حالت موقعیت مکانی اولیه مانع $[1700\ 1500\ 500]^T$ بوده و حسگرهای پهپاد قابلیت تشخیص مانع از شعاع ۵۰۰ متری را دارند. در این حالت الگوریتم با بررسی موقعیت پهپاد با مانع، امکان عبور پهپاد از جلوی مانع را با افزایش سرعت، مثبت تشخیص داده است. بنابراین پهپاد در حدود ثانیه ۴۵ به محض تشخیص مانع شروع به افزایش سرعت تا حدود ۳۵ متر برثانیه نموده است (مطابق شکل ۴ الف). برای نشان دادن موقعیت لحظه ای پهپاد نسبت به مانع، نمودار فاصله لحظه ای بین پهپاد و مرکز مانع در شکل ۳ ج به تصویر کشیده شده است. همانطور که ملاحظه می شود، در هیچ زمانی فاصله نسبی بین پهپاد و مانع کمتر از شعاع مانع (۶۰ متر) نشده است، یعنی برخوردی صورت نگرفته و پهپاد از جلوی مانع عبور کرده است. شکل ۳ الف مسیرهای حرکت پهپاد و مانع را در ارتفاع ۵۰۰ متری بصورت سه بعدی نشان می دهد و در شکل ۳ ب برای درک بهتر مسیرهای حرکت، تصویر دو بعدی از شکل قبلی نمایش داده شده است.

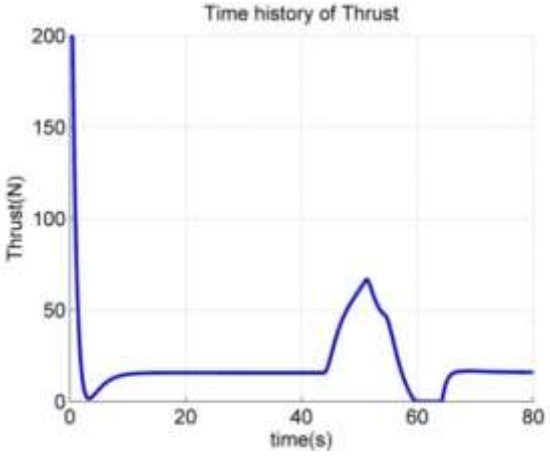
شکل ۴ و شکل ۵ به ترتیب متغیرهای حالت و ورودی های کنترل دینامیک پهپاد را نشان می دهند. با دقت در رفتار تاریخچه زمانی این متغیرها ملاحظه می شود که در بازه زمانی برخورد با مانع (فاصله زمانی بین ۴۵ تا ۷۰ ثانیه) صرفاً متغیرهای نیروی پیشران و سرعت تغییر کرده اند و بدین معناست که پهپاد بدون هیچگونه تغییر مسیری، فقط با افزایش سرعت مانع را رد کرده است.

از شکل ۶ تا شکل ۷ مربوط به سناریوی حالت دوم می باشند. در این حالت موقعیت مکانی اولیه مانع $[1500\ 1200\ 500]^T$ بوده و حسگرهای پهپاد قابلیت تشخیص مانع از شعاع ۵۰۰ متری را دارند. در این حالت الگوریتم با بررسی موقعیت پهپاد با مانع، امکان عبور پهپاد از جلوی مانع را با افزایش سرعت منفی تشخیص داده، بنابراین با کاهش سرعت (مطابق شکل ۷ الف) پهپاد از پشت سر مانع رد شده است و همانطور که در شکل ۶ ج نشان داده شده در هیچ زمانی فاصله نسبی بین پهپاد و مانع کمتر از شعاع مانع نشده است.

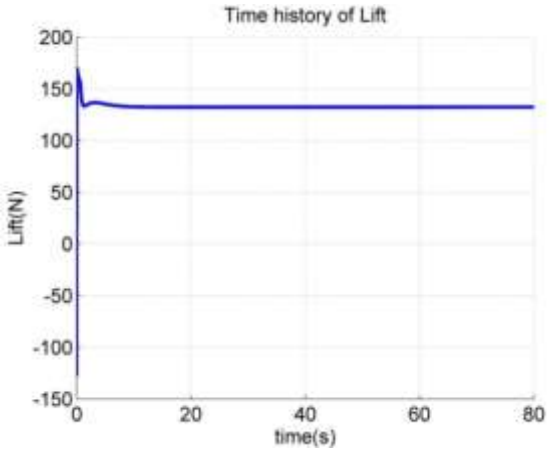
شکل ۷ و شکل ۸ به ترتیب متغیرهای حالت و ورودی های کنترل دینامیک پهپاد را نشان می دهند. در این حالت نیز با دقت در رفتار تاریخچه زمانی این متغیرها ملاحظه می شود که در بازه زمانی برخورد با مانع (فاصله زمانی بین ۳۵ تا ۶۰ ثانیه) صرفاً متغیرهای نیروی پیشران و سرعت تغییر کرده اند و بدین معناست که پهپاد بدون هیچگونه تغییر مسیری، فقط با کاهش سرعت مانع را رد کرده است.



الف) تغییرات زوایه غلت در گذر زمان

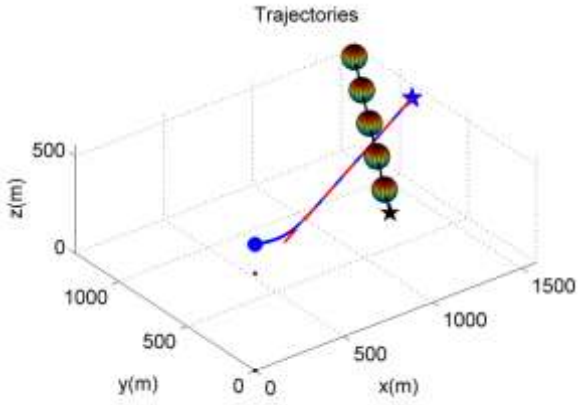


ب) تغییرات نیروی پیشران در گذر زمان

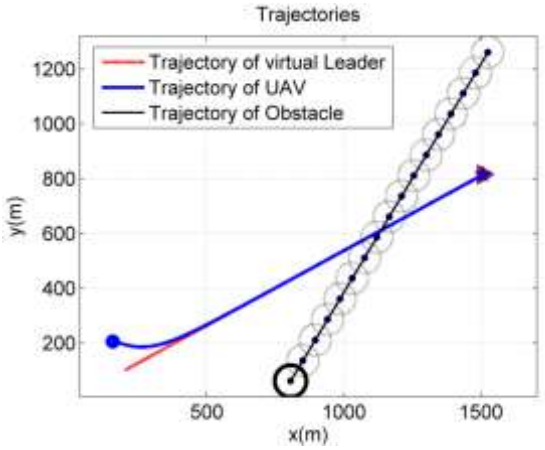


ج) تغییرات نیروی برا در گذر زمان

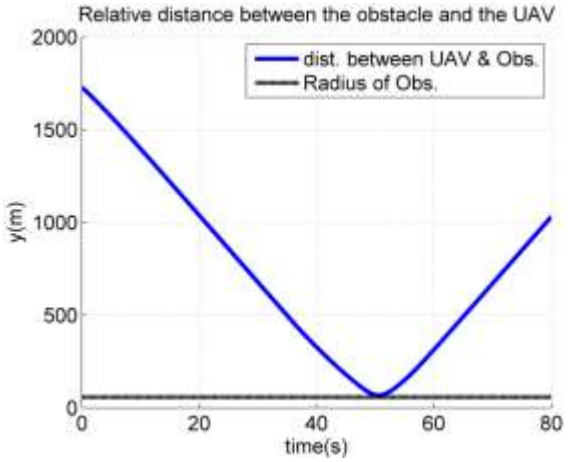
شکل ۵ ورودی های کنترل سیستم پهپاد



الف) مسیرهای حرکت (سه بعدی)

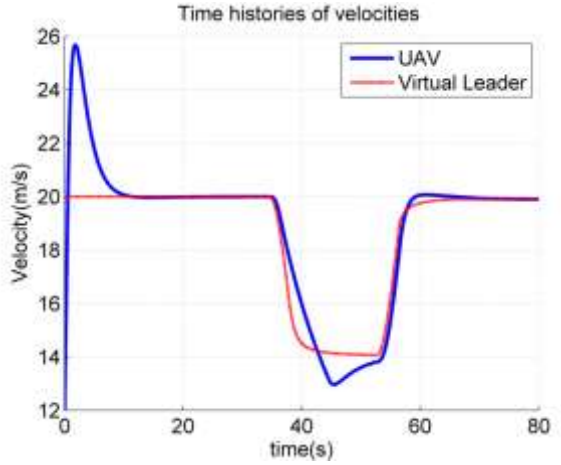


ب) مسیرهای حرکت در صفحه افقی

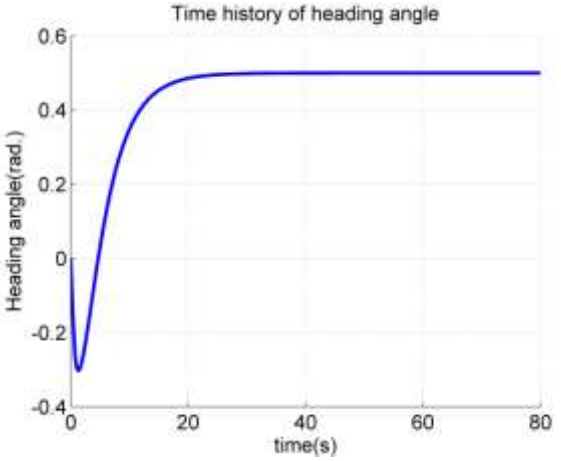


ج) فاصله نسبی بین پهپاد و مانع در گذر زمان

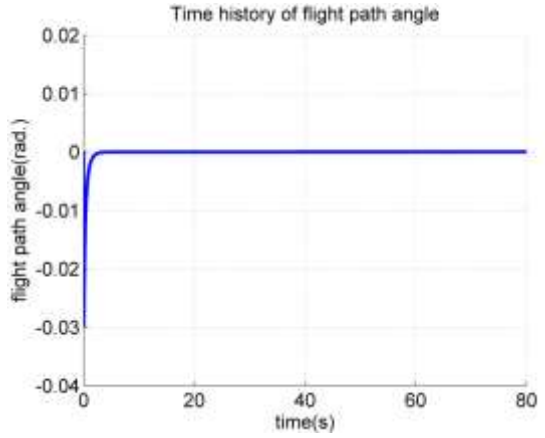
شکل ۶ مسیرهای حرکت پهپاد و مانع که با کاهش سرعت از پشت مانع عبور می کند.



الف) تغییرات سرعت پهپاد حقیقی و مجازی در گذر زمان

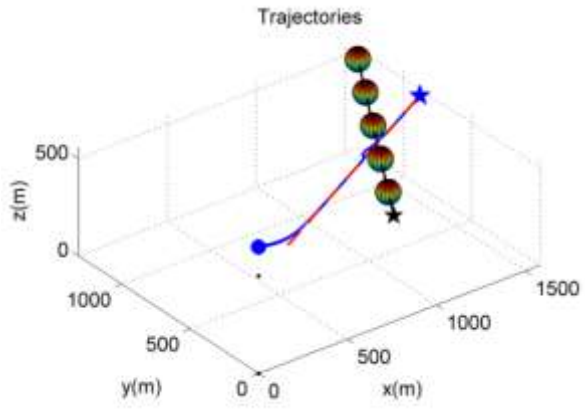


ب) تغییرات زاویه سمت در گذر زمان

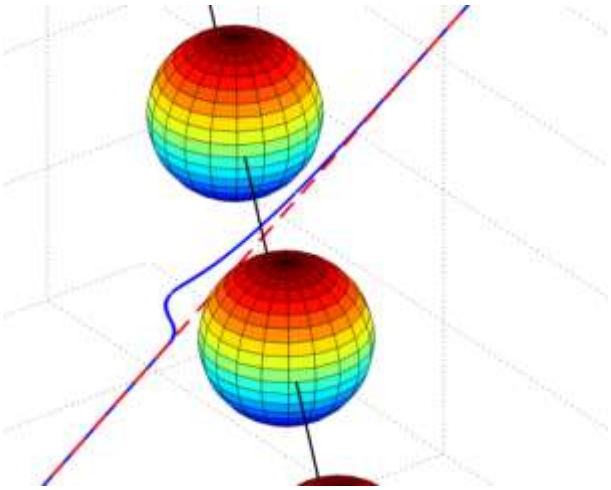


ج) تغییرات زاویه اوج مسیر در گذر زمان

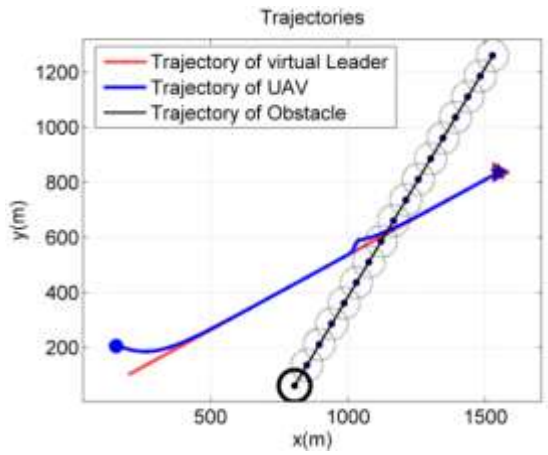
شکل ۷ رفتار متغیرهای حالت



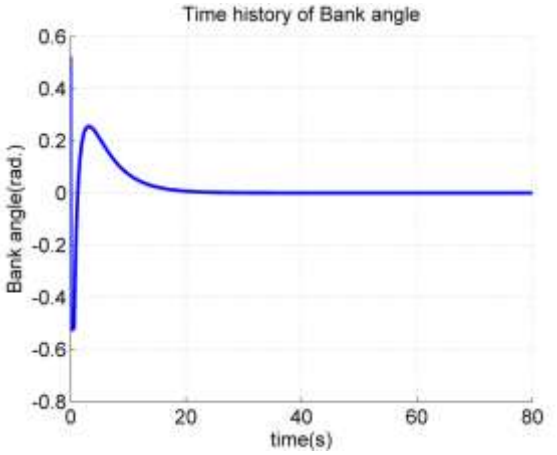
الف) مسیرهای حرکت (سه بعدی)



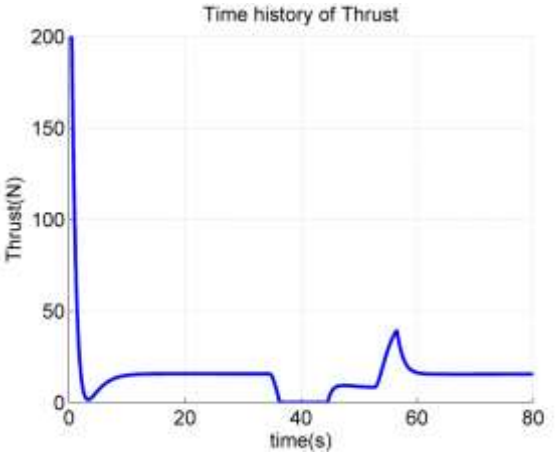
ب) بزرگ نمایی شده شکل الف



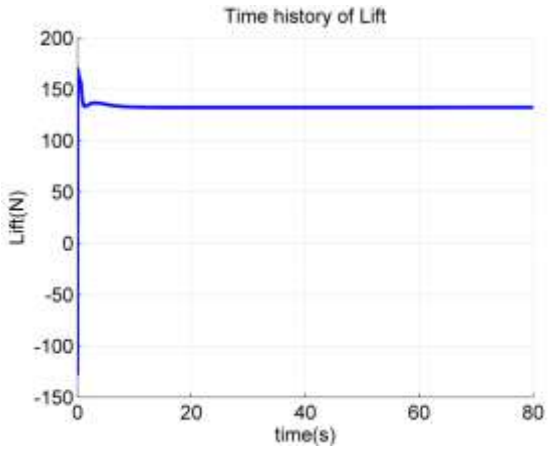
ج) مسیرهای حرکت در صفحه افقی



الف) تغییرات زوایه غلت در گذر زمان

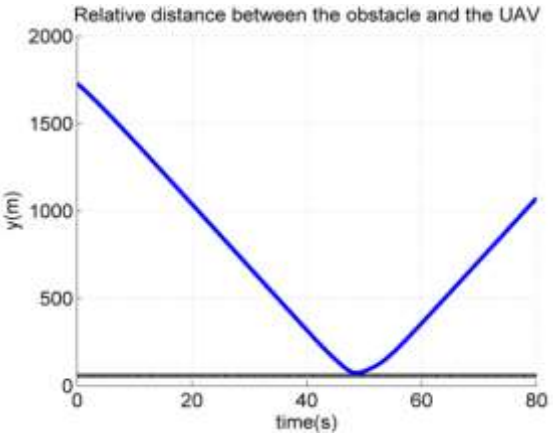


ب) تغییرات نیروی پیشران در گذر زمان



ج) تغییرات نیروی برا در گذر زمان

شکل ۸ ورودی های کنترل سیستم پهپاد

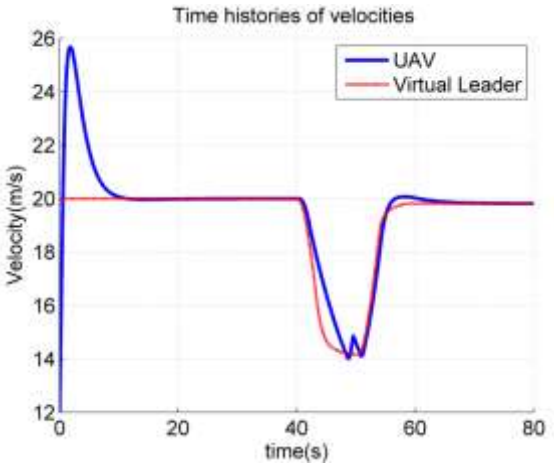


د) فاصله نسبی بین پهپاد و مانع در گذر زمان

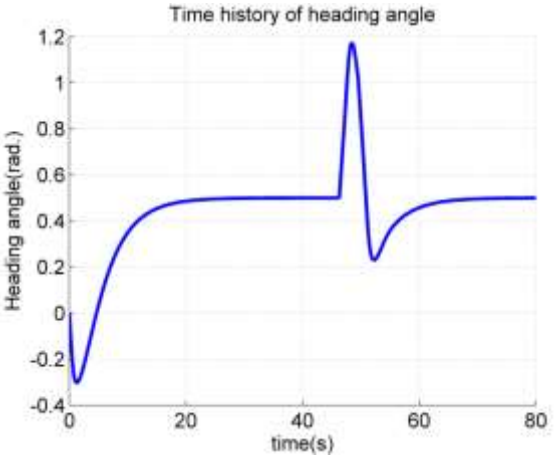
شکل ۹ عبور از مانع در برخورد های غیر مترقبه

از شکل ۸ تا شکل ۱۱مربوط به سناریوی حالت سوم می باشند. در این حالت موقعیت مکانی اولیه مانع $[1500\ 1200\ 500]^T$ بوده و حسگرهای پهپاد قابلیت تشخیص مانع از شعاع ۳۰۰ متری را دارند. در این حالت الگوریتم با بررسی موقعیت پهپاد با مانع، امکان عبور پهپاد هم از جلوی مانع با افزایش سرعت و هم از عقب مانع با کاهش سرعت منفی تشخیص داده است. بنابراین الگوریتم با کاهش سرعت پهپاد و همزمان فعال نمودن سامانه برخورد غیرمترقبه (مطابق شکل ۱۰ الف) پهپاد را از پشت سر مانع هدایت کرده است و همانطور که در شکل ۹ د نشان داده شده در هیچ زمانی فاصله نسبی بین پهپاد و مانع کمتر از شعاع مانع نشده است.

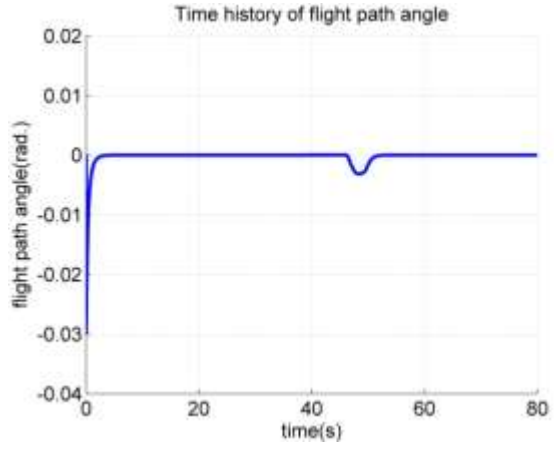
شکل ۱۰ و شکل ۱۱ به ترتیب متغیرهای حالت و ورودی های کنترل دینامیک پهپاد را نشان می دهند. با دقت در رفتار تاریخچه زمانی این متغیرها ملاحظه می شود که در بازه زمانی برخورد با مانع (فاصله زمانی بین ۴۰ تا ۶۰ ثانیه) تمامی متغیرهای ورودی وحالت سیستم تغییر پیدا کرده اند و این رفتار بیانگر آن است که پهپاد برای رد کردن مانع در مواقع غیرمترقبه ضمن کاهش سرعت باید تغییر مسیر داده و مانع را دور بزند. البته از آنجایی که گردش پهپاد در ارتفاع ثابت رخ داده و از طرفی تمامی ورودی های کنترلی و متغیرهای حالت دینامیک پهپاد فعال بوده اند، در واقع دور موزون[1] انجام داده است[۲۳].



الف) تغییرات سرعت پهپاد حقیقی و مجازی در گذر زمان



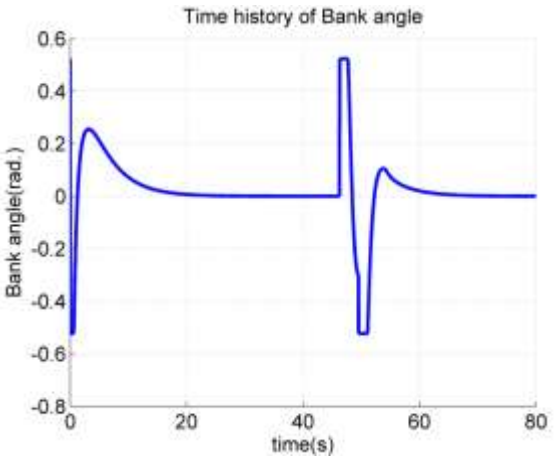
ب) تغییرات زاویه سمت در گذر زمان



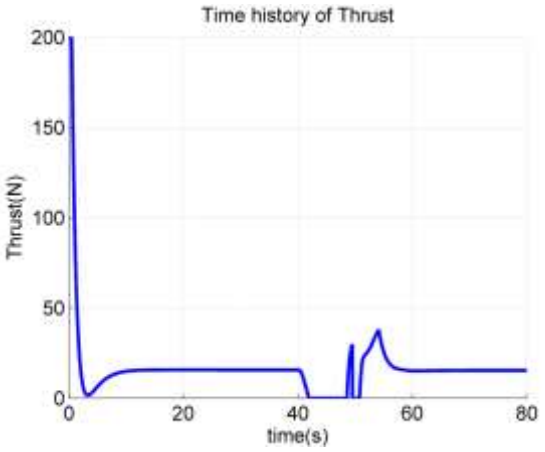
ج) تغییرات زاویه اوج مسیر در گذر زمان

شکل ۱۰ رفتار متغیرهای حالت

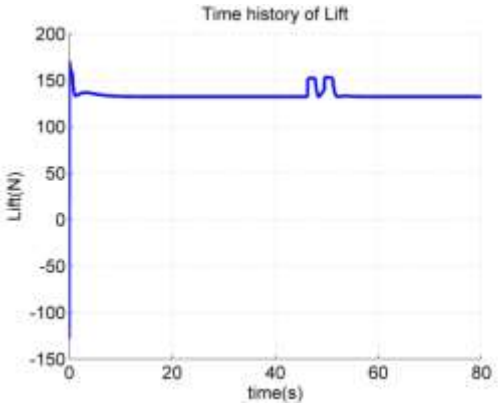
[1] Coordinated Turn



الف) تغییرات زوایه غلت در گذر زمان



ب) تغییرات نیروی پیشران در گذر زمان



ج) تغییرات نیروی برا در گذر زمان

شکل ۱۱ ورودی های کنترل سیستم پهپاد

۴- نتیجه گیری

در این مقاله به منظور رعایت محدودیت های عملکردی پهپادهای بال ثابت چهار عامل مهم حداقل سرعت واماندگی، حداقل شعاع گردش، حداکثرسرعت و حداکثر شتاب در طراحی الگوریتم عبور از مانع مد نظر قرار گرفت. از این رهگذر به اجبار سه مرحله بررسی در مواقع برخورد با مانع پیش رو بود. مرحله اول: بررسی عبور از جلوی مانع با افزایش سرعت تا سقف ماکزیمم سرعت پهپاد. مرحله دوم: بررسی عبور از پشت مانع با کاهش سرعت تا کف حداقل سرعت واماندگی پهپاد. مرحله سوم: در صورت موفقیت آمیز نبودن دو مرحله قبل، دور زدن مانع با رعایت حداقل شعاع گردش پهپاد است. مرحله سوم زمانی رخ می دهد که شعاع تشخیص مانع کم بوده و برخورد غیرمترقبه است. در این مرحله دوایر دافعه و جاذبه با شعاعی معادل حداقل شعاع گردش پهپاد، اطراف مانع طوری ترکیب شده اند که اطراف مانع را هاله ای از توابع پتانسیل به شکل دوکی پوشانده است. در هیچ نقطه از محیط شکل دوکی حاصل، انحناء کمتر از حداقل شعاع گردش نیست. بنابراین در بدترین شرایط ممکن برخورد نیز سرعت و زاویه گردش پهپاد از محدوده مجاز تجاوز نخواهد کرد. از طرفی بدلیل طراحی مسیر بر مبنای حداقل شعاع گردش، مسیر حاصل نزدیکترین و بهینه ترین مسیری است که ممکن است پهپاد از کنار یک مانع عبور کند و به عبارت دیگر با کمترین انحراف از مسیر اصلی مانع را رد کند.

لازم به ذکر است در صورت تغییر نوع پهپاد و ویژگی های عملکردی آن، الگوریتم جهت کارکرد مطلوب نیاز به تنظیمات مجددا ضرایب وزنی توابع پتانسیل خواهد داشت و این نکته از معایب استفاده از روش تابع پتانسیل می باشد. رفع این مشکل می تواند از جمله کارهای آتی جهت ادامه تحقیق باشد.

۵- مراجع

[1] Zibaei, E. and M.A. Amiri Atashgah, A behavior-based approach to simultaneous realization of leader-following and obstacle-avoidance behaviours for a flying robot, *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, 34(1): pp. 73-85,(2018).

[2] Pham, H., et al., A survey on unmanned aerial vehicle collision avoidance systems, *arXiv preprint arXiv*:1508.07723, (2015).

[3] Sasongko, R.A., S. Rawikara, and H.J. Tampubolon, Uav obstacle avoidance algorithm based on ellipsoid geometry, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 88(2-4): pp. 567-581, (2017).

[4] Islam, M.R., et al., Mobile robot path planning with obstacle avoidance using chemical reaction optimization, Soft Computing, 25(8): pp. 6283-6310, (2021).

[5].Cai, Z., et al., Quadrotor trajectory tracking and obstacle avoidance by chaotic grey wolf

optimization-based active disturbance rejection control, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 128: pp. 636-654, (2019).

[6].Ajeil, F.H., et al., Autonomous navigation and obstacle avoidance of an omnidirectional mobile robot using swarm optimization and sensors deployment, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 17(3): pp. 1729881420929498, (2020).

[7].Vadakkepat, P., T. Kay Chen, and M.-L. Wang. Evolutionary artificial potential fields and their application in real time robot path planning, *in Proceedings of the 2000 Congress on Evolutionary Computation*. CEC00 (Cat. No.00TH8512), (2000).

[8].Park, M.G. and M.C. Lee, A new technique to escape local minimum in artificial potential field based path planning, *KSME International Journal*, 17(12): pp. 1876-1885, (2003).

[9].Sabudin, E., R. Omar, and C. Che Ku Melor, Potential field methods and their inherent approaches for path planning, *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences*, 11(18): p. 10801-10805, (2016).

[10] Yan, X., et al., Formation Control and Obstacle Avoidance Algorithm of a Multi-USV System Based on Virtual Structure and Artificial Potential Field, *Journal of Marine Science and Engineering*, 9(2): pp. 161, (2021).

[11] Feng, S., Y. Qian, and Y. Wang, Collision avoidance method of autonomous vehicle based on improved artificial potential field algorithm. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, *Part D: Journal of Automobile Engineering*, pp. 09544070211014319, (2021).

[12] Duhé, J.-F., S. Victor, and P. Melchior, Contributions on artificial potential field method for effective obstacle avoidance, *Fractional Calculus and Applied Analysis*, 24(2): pp. 421-446, (2021).

[13] Chen, Y., et al., Path Planning and Obstacle Avoiding of the USV Based on Improved ACO-APF Hybrid Algorithm With Adaptive Early-Warning, *IEEE Access*, 9: pp. 40728-40742, (2021).

[14] Keymasi Khalaji, A. and I. Saadat, Tracking control of quadrotors in the presence of obstacles based on potential field method. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 53(2 (Special Issue)): p. 4-4, (2021).

[15] Ma'Arif, A., et al. Artificial Potential Field Algorithm for Obstacle Avoidance in UAV Quadrotor for Dynamic Environment, *in 2021 IEEE International Conference on Communication, Networks and Satellite (COMNETSAT)*. IEEE, (2021).

[16] Heidari, H. and M. Saska, Collision-free trajectory planning of multi-rotor UAVs in a wind condition based on modified potential field, *Mechanism and Machine Theory*, 156: pp. 104140, (2021).

[17] Han, K., J. Lee, and Y. Kim, Unmanned aerial vehicle swarm control using potential functions and sliding mode control, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 222(6): pp. 721-730, (2008).

[18] Stastny, T.J., G.A. Garcia, and S.S. Keshmiri, Collision and obstacle avoidance in unmanned aerial systems using morphing potential field navigation and nonlinear model predictive control, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 137(1), (2015).

[19] Mirzaee Kahagh, A., F. Pazooki, and S. Etemadi Haghighi, Obstacle avoidance in V-shape formation flight of multiple fixed-wing UAVs using variable repulsive circles, *The Aeronautical Journal*, 124(1282): pp. 1979-2000, (2020).

[20] Ai, X.L., et al., Optimal formation control with limited communication for multi-unmanned aerial vehicle in an obstacle-laden environment. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, *Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 231(6): pp. 979-997, (2017).

[21] Chang, K., Y. Xia, and K. Huang, UAV formation control design with obstacle avoidance in dynamic three-dimensional environment, *SpringerPlus*, 5(1): pp. 1124, (2016).

[22] Niculescu, M. Lateral track control law for Aerosonde UAV, *in 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (2001).

[23] Roskam, J., Airplane flight dynamics and automatic flight controls, DARcorporation, (1998:).

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.546084.1987

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

روش های مدلسازی عددی نشست ذرات در مسائل متداول صنعتی

علیرضا خوشنود
دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

مهدی معرفت*
استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران

غلامرضا ایمانی
استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه خلیج فارس، بوشهر

مقاله علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۰/۱۰/۱۳
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۰۱

چکیده: مدلسازی عددی به منظور تسلط بر جزئیات پیچیده نشست ذرات در مسائل صنعتی، اهمیت بسیاری دارد. شرایط و معادلات حاکم بر مدلسازی عددی تشکیل لایه نشست با توجه به عوامل مؤثر و نیروهای تأثیرگذار، متفاوت می‌باشد. در تحقیق حاضر، پیشنهادی در خصوص استفاده از شرایط و معادلات حاکم بر نشست ذرات، ارائه‌شده است. روش‌های مدلسازی عددی برحسب دو دیدگاه لاگرانژی و اویلری تقسیم می‌شوند. برای مدلسازی نشست ذرات در نسبت حجمی بیشتر از 10^{-3} از روش‌های اویلری و در نسبت حجمی کمتر از 10^{-3} از روشهای لاگرانژی، استفاده می‌شود. در میان روش‌های اویلری، روش دریفت فلاکس متداول‌تر است. در روش‌های لاگرانژی، اگر ذرات کوچک باشند (نانومتری) و نسبت حجمی کمتر از 10^{-6} باشد به دلیل بیشتر بودن نیروی واندروالسی بین ذرات و محل نشست، از شرط دیوار چسبناک استفاده می‌شود. بعلاوه با افزایش اندازه ذرات، باید احتمال بازگشت دوباره آنها به جریان بررسی شود و در صورت بالا بودن سرعت جریان باید احتمال جدایش ذرات از لایه رسوب در نظر گرفته شود. دما نیز بر نشست ذرات تأثیرگذار است. افزایش دما باعث تغییر فاز ذرات و در نتیجه آن نشست آن‌ها در هنگام برخورد به سطح می‌گردد.

واژه های راهنما: مدلسازی عددی، نشست ذرات، لایه رسوب، رویکرد لاگرانژی، رویکرد اویلری

Numerical modeling methods for particle deposition in common industrial problems

Alireza Khoshnood
Master Student, Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran

Mehdi Maerefat*
Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran

Gholamreza Imani
Assistant Professor, Faculty of Mechanical Engineering, Persian Gulf University, Bushehr

Abstract: The numerical modeling of particle deposition in industrial problems is essential due to domination on intricate details of this phenomenon. In the present study, suggestions for properly using the governing equations and conditions have been presented. Modeling particle deposition phenomenon is generally divided into the Lagrangian and Eulerian approaches. Eulerian approaches are used to model particles deposition when the volumetric ratio is higher than 10^{-3} and The Lagrangian approaches are used for the volumetric ratio of particles less than 10^{-3}. The Drift Flux method is more common among the Eulerian approaches than others. In Lagrangian approaches, if the particles are small (in Nano size), and the volumetric ratio of particles is less than 10^{-6} due to the greater Van der Waals force between the particles and deposition place, the condition of the sticky wall is invoked. Furthermore, with increasing the size of the particles, the possibility of rebounding after their collision should be investigated. Moreover, if the flow rate is high, the possibility of particles detachment from the deposited layer should be considered. Also, the temperature affects particles deposition. Increasing temperature changes the phase of the particles, and as a result, they settle when they hit the surface.

Keywords: Numerical modeling, Particle deposition, Deposition layer, Lagrangian approach, Eulerian approach

* نویسنده مسئول، maerefat@modares.ac.ir

۱- مقدمه

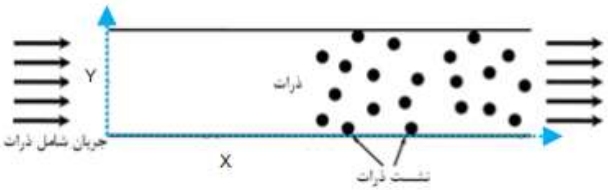
نشست ذرات موجود در جریان‌های شامل ذرات[1] در کاربردهای صنعتی تاکنون توسط محققین زیادی به‌ویژه در زمینه‌های مرتبط با مبدل‌های حرارتی [۱]، توربین‌ها [۲] موردمطالعه قرارگرفته است. این پدیده تحت تأثیر نیروهای بین‌ذره‌ای و همچنین نیروهایی که از سیال به ذره یا برعکس وارد می‌شود، است. محققان زیادی تاثیر عوامل متعدد را برنشست ذرات مطالعه نموده‌اند. هان و همکاران [۳] تاثیر نیروهای مختلف را بر انحراف ذرات موجود در جریان بررسی کردند و دریافتند که در خنک‌کن‌های حرارتی سیستم بازگردش گاز خروجی[2] (EGR coolers) نیروی ترموفورسیس از سایر نیروها در انحراف ذرات در این خنک‌کن‌ها تأثیرگذارترند. وی‌وی و همکاران [۴] تأثیر زبری سطح پره‌های توربین برنشست ذرات را موردمطالعه قراردادند. نتایج نشان داد که کاهش زبری سهم قابل‌توجهی در کاهش نشست ذرات دارد. به‌منظور شناسایی نحوه تشکیل لایه رسوب، به دلیل پیچیدگی و همچنین سختی اعمال شرایط برای آگاه شدن از تأثیر آن‌ها و یا سختی حذف برخی شرایط به‌منظور نادیده گرفتن آن‌ها در روش‌های تجربی، به مدلسازی عددی در کنار بررسی‌های تجربی نیاز است [۵].

در تحقیق حاضر نیز با توجه به اهمیت مدلسازی عددی و تفاوت عوامل و نیروهای مؤثر بر نشست ذرات در هر مسئله، سعی شده است با دسته‌بندی شرایط مختلف حاکم پیشنهادی مبنی بر استفاده از مدل مناسب نشست ذرات ارائه گردد. به این منظور شرایط و معادلات مختلف این مدل‌ها به‌منظور مدلسازی عددی موردبحث قرارگرفته است.

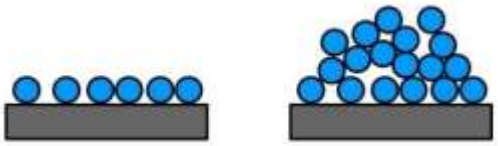
تغییر رژیم جریان از آرام به آشفته بر نحوه مدلسازی ذرات می‌تواند به‌صورت مستقیم و غیرمستقیم تأثیرگذار باشد. به‌عنوان مثال برای مدلسازی اثرگذاری مستقیم جریان اغتشاشی بر حرکت ذرات از روش گام تصادفی[3] استفاده می‌شود. همچنین، اغتشاشی شدن جریان می‌تواند به‌صورت غیرمستقیم با اضافه کردن لزجت اغتشاشی بر حرکت ذرات تأثیر گذارد [۶].

مدلسازی نشست ذرات عموما از طریق اعمال شرایط مرزی صورت می‌پذیرد که عمدتاً به‌صورت مستقیم به رژیم جریان وابسته نیست و در روابط تغییر خاصی ایجاد نمی‌گردد. اگرچه به‌صورت غیرمستقیم با تأثیرگذاری بر شرایط ذره (سرعت و زاویه برخورد) میزان و درصد نشست ذرات را دستخوش تغییر قرار

الف



ب ج



شکل ۱ الف) طرحواره‌ای از نشست ذرات موجود در جریان بر دیواره ب) نشست ذرات ج) گسترش لایه رسوب [۷]

می‌دهد. برای آگاهی از مدل‌های در نظر گرفته‌شده در مسائل و همچنین بررسی دقیق‌تر شبکه حل می‌توان به مراجع ذکرشده برای هر قسمت، مراجعه نمود.

۲- دسته‌بندی روش‌های عددی نشست ذرات

نشست ذرات موجب تشکیل و رشد لایه رسوب با تأثیر مثبت و خواسته و همچنین اثرات مخرب و ناخواسته می‌گردد. شکل ۱ طرحواره‌ای از نحوه تشکیل لایه رسوب به‌وسیله ذرات موجود در جریان سیال بر دیواره و همچنین نحوه گسترش آن را نشان می‌دهد. مدلسازی نشست ذرات را بر اساس استفاده از روش‌های اویلری[4] و لاگرانژی[5] حاکم بر رفتار ذرات و جریان می‌توان به دودسته‌ی

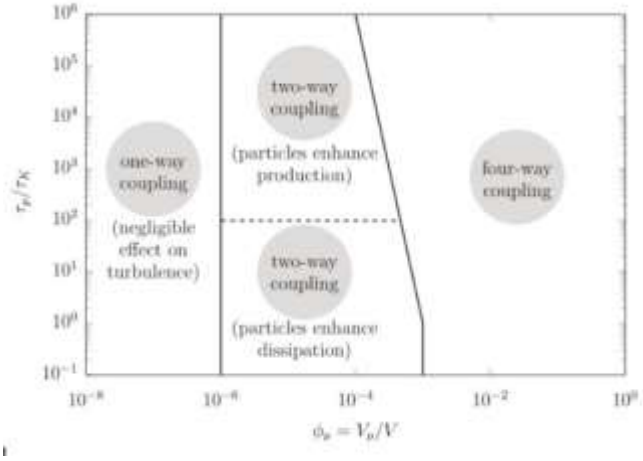
۱- مدلسازی رفتار جریان و ذرات بر اساس دیدگاه اویلری - اویلری

۲- مدلسازی رفتار جریان و ذرات بر اساس دیدگاه اویلری – لاگرانژی تقسیم نمود [۸].

با توجه به شکل ۲ اندرکنش یک‌راهه در نسبت حجمی (Vp/V)، که Vp حجم ذرات و V حجم کل می‌باشد.) کمتر از 10^{-6} روی می‌دهد در این نوع اندرکنش ذرات فقط از جریان تأثیر می‌پذیرند و ذرات تأثیری بر جریان ندارند. استفاده از دیدگاه لاگرانژی برای ذرات در این نسبت مناسب است. در

[1] Particle-laden flow
[2] Exhaust gas recirculation coolers
[3] Discrete Random Walk (DRW)
[4] Eulerian
[5] Lagrangian

اندرکنش دوراهه علاوه بر تأثیرگذاری جریان بر ذرات، جریان به‌صورت متقابل از ذرات تأثیر می‌پذیرد [۹].



شکل ۲ تعیین اندرکنش‌ها از روی نسبت حجمی ذرات موجود در سیال [۹]

اما با افزایش نسبت حجمی از 10^{-3} اثر متقابل ذرات دخیل می‌گردد که دیدگاه لاگرانژی باید جای خود را به دیدگاه اویلری برای بررسی دهد.

در شکل ۲ V_p حجم کل ذرات موجود در سیال، ϕ_p نسبت حجمی ذرات و $\tau_p = \frac{\rho_p d_p^2}{18\mu_f}$ ریلکسیشن تایم ذره و τ_k کولوموگورف تایم می‌باشد [۹].

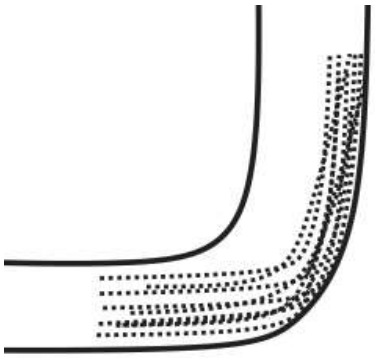
۲-۱- مدلسازی رفتار جریان و ذرات براساس دیدگاه اویلری - اویلری

در دیدگاه اویلری - اویلری علاوه بر جریان سیال، معادلات حاکم بر رفتار ذرات نیز به دلیل بالا بودن غلظت و نسبت حجمی ذرات، با فرض پیوسته بودن ذرات در نظر گرفته‌شده است. سه شیوه‌ی پرکاربرد برای شبیه‌سازی عددی نحوه‌ی نشست ذرات، بر اساس این دیدگاه مورد بررسی قرارگرفته است.

۲-۱-۱- بازده نشست ذرات[1] بر اساس غلظت

این مدل بر اساس غلظت ذرات بیان می‌گردد. هدف این مدل تعیین درصد نشست ذرات موجود در جریان است. عمدتاً این روش به‌منظور تعیین اثر شکل هندسی بر میزان نرخ نشست ذرات مورداستفاده قرار می‌گیرد. رابطه (۱) بیان‌کننده‌ی بازده نشست ذرات است [۹].

$$(\%) = \left(\left(\sum_{ith\ CV\ im} v_i C_i A_i\right) / \left(\sum_{all\ CV.s} v_i C_i A_i\right)\right) \times 100 \quad (1)$$



شکل۳ مسیر حرکت ذرات در عبور از خم و تمایل آن‌ها در حرکت به سمت دیواره

در رابطه (۱) A_i، C_i و v_i به ترتیب مساحت مقطع عبور جریان، غلظت ذرات و سرعت محوری حجم کنترل i ام می‌باشند [۱۱].

این روش در تعیین نحوه تأثیر زاویه خم[2] لوله‌ها برنشست ذرات و به‌طورکلی در تعیین میزان تأثیر هندسه در نشست ذرات موجود در جریان گاز یا مایع عبوری از سامانه موردبررسی کاربرد دارد [۱۲]. در شکل ۳ نحوه تأثیر وجود خم در هندسه بر شکل‌گیری لایه رسوب قابل‌مشاهده است [۱۳].

۲-۱-۲- چاه کامل[3]

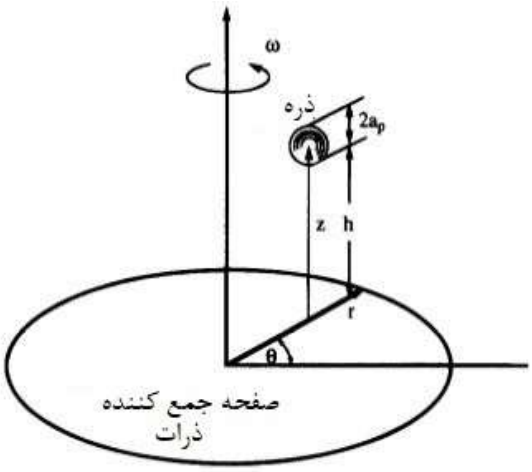
عملکرد این مدل بر اساس حذف ذراتی که به سطح رسیده‌اند، است. چنین شرایطی را با اعمال شرایط مرزی خاصی بر معادله رفتار ذرات ایجاد می‌کنند. از این مدل در شبیه‌سازی نشست ذرات موجود در سیال عامل که مایع یا گاز می‌باشد بر روی سطوح سامانه‌های جمع کننده ذرات[4] استفاده‌شده است. در شکل ۴ نمایی از نحوه عملکرد این سامانه‌ها قابل‌مشاهده است.

روابط (۲-۵) معادله‌ی انتشار همرفتی[5] ذرات و شرایط مرزی حاکم بر آن را نشان می‌دهند [۱۴].

[1] Deposition efficiency
[2] Bend
[3] Perfect sink
[4] Particle Collector
[5] Convective diffusion

$$\partial C/\partial t + \nabla.J = Q \quad (۲)$$

رابطه (۲) معادله انتشار همرفتی ذرات را نشان می‌دهد. در این رابطه C غلظت ذرات[1]، t زمان، J بردار شار ذرات و Qعبارت منبع به‌صورت چشمه یا چاه می‌باشد.



شکل۴ نمایی از عملکرد سامانه جمع کننده ذرات [۱۴]

$$C = 0 \; at \; h = 0 \quad (۳)$$

در رابطه (۳) h فاصله ذرات تا سطح می‌باشد.

سانگ و همکاران [۱۵] عنوان کردند که شرایط مرزی شار مهاجرتی[2] ثابت با شرط چاه کامل معادل می‌باشد و کاربرد گسترده‌ای در مسائل عددی دارد، رابطه (۴) بیان کننده شرط مرزی شار مهاجرتی ثابت عنوان‌شده توسط آن نویسندگان می‌باشد.

$$\frac{d(uC)}{dh}|_{h=\Delta} = 0 \quad (۴)$$

در رابطه‌ی (۴) u سرعت عمودی ذره بر سطح، C غلظت ذرات و Δ فاصله تا مکانی است که در آن شار جرمی مهاجرتی ذرات بر دیگر شارها غالب است.

شرایط مرزی بیرونی نیز بر اساس رابطه (۵) تعیین می‌گردد.

$$C = C_0 \; at \; h = \infty \quad (۵)$$

در رابطه (۵) C_0 غلظت توده‌ای[3] می‌باشد [۱۵].

۲-۱-۳- دریفت فلاکس[4]

این مدل به دلیل اطلاعاتی که در مورد سرعت نشست ذرات و شار جرمی نشست ذرات[5] در اختیار قرار می‌دهد، نسبت به دیگر مدل‌های نشست ذرات که در دیدگاه اویلری اویلری، کاربرد گسترده‌تری دارد [۱۶].

شار جرمی نشست ذرات در این مدل بر اساس رابطه‌ی (۶) بیان می‌گردد.

$$J = -\left(\varepsilon_p + D\right)\frac{\partial C}{\partial N} \mp V_s C \quad (۶)$$

در رابطه‌ی (۶) D ضریب نفوذ براونی ذره و ε_p نفوذپذیری گردابه‌ای[6] می‌باشد. در جمله آخر این رابطه عبارت منفی برای سطح پایین (کف) و عبارت مثبت برای سطح بالا (سقف) می‌باشد. رابطه (۷) نحوه به دست آمدن V_s(سرعت نشست) را نشان می‌دهد.

$$|V_S| = \left[\frac{4}{3}\frac{g d_p}{C_D}\frac{(\rho_P - \rho)}{\rho}\right]^{\frac{1}{2}} \quad (۷)$$

در رابطه (۷) C_D ضریب پسا، d_p قطر ذره و g شتاب جاذبه می‌باشد. همچنین ρوρ_P به ترتیب چگالی سیال و چگالی ذرات می‌باشند.

در شکل ۵ نمایی از یک اتاق که به‌منظور بررسی نشست ذرات بر روی دیواره‌های آن موردمطالعه می‌باشد، آورده شده است. سیال عامل نیز در اینجا هوای شامل ذرات می‌باشد.

روابط (۸-۱۰) نیز روابط ارائه‌شده برای محاسبه سرعت نشست می‌باشند [۱۷].

$$V_{dV} = u^*/I \quad (۸)$$

$$V_{du} = \frac{V_s}{1 - \exp(-V_s I/u^*)} \quad (۹)$$

$$V_{dd} = \frac{V_s}{\exp(-V_s I/u^*) - 1} \quad (۱۰)$$

در روابط (۸-۱۰) V_{dV}، V_{du} و V_{dd} به ترتیب سرعت نشست بر دیوارهای عمودی، سرعت نشست بر سطح افقی پایین (کف) و سرعت نشست بر سطح افقی بالا (سقف) می‌باشد. u^* نیز سرعت اصطکاکی است که از رابطه (۱۱) تعیین می‌گردد و I نیز تابعی برحسب ε_p، D، d_p و u^* می‌باشد.

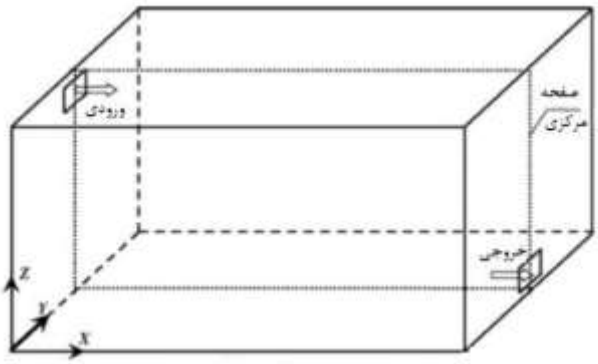
$$u^* = \sqrt{\tau_w/\rho} \quad (۱۱)$$

[1] Particle concentration
[2] Migration flux
[3] Bulk concentration
[4] Drift flux
[5] Deposition mass flux
[6] Particle eddy diffusivity

در رابطه‌ی (۱۱) τ_w تنش برشی روی دیواره است.

شار جرمی نشست ذرات برای یک حجم کنترل از رابطه‌ی (۱۲) به دست می‌آید.

$$J_{w-dA} = V_{d-dA} C_{n-dA} \rho dA \qquad (۱۲)$$



شکل ۵ نمایی از اتاقی با ورودی هوای شامل ذرات

در رابطه (۱۲) V_{d-dA} سرعت نشست ذرات برای هر مکان و C_{n-dA} غلظت ذرات در مش دیواره و dA مساحت هر حجم کنترل می‌باشد. برای به دست آوردن میزان کل شار جرمی نشست ذرات می‌توان از رابطه‌ی (۱۲) انتگرال گرفت.

سرعت نشست کل برای این مدل نیز از رابطه‌ی (۱۳) تعیین می‌گردد [۱۸] .

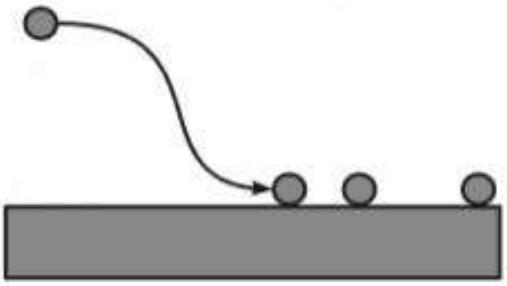
$$V_d = (\int V_{d-dA} dA)/A \qquad (۱۳)$$

۲-۲- مدلسازی نشست ذرات براساس دیدگاه اویلری-لاگرانژی

در این دیدگاه برخلاف جریان که با فرض پیوستگی محیط سیال بررسی می‌شود، رفتار ذرات به دلیل کم بودن غلظت و نسبت حجمی ذرات، یک‌به‌یک و به‌صورت یک محیط گسسته بررسی می‌گردد. در ادامه شش شیوه‌ی پرکاربرد برای شبیه‌سازی عددی نشست ذرات مطابق با این دیدگاه بررسی گردیده است.

۲-۲-۱- دیوار چسبناک[1]

در این روش برخورد ذره با دیواره یا ذرات نشسته شده به‌منزله‌ی نشست ذره در نظر گرفته می‌شود. این روش برای نشست ذراتی با ابعاد کوچک (نانومتری) و نسبت حجمی پایین ذرات (کمتر از $۱۰^{-۶}$) کاربرد دارد که نیروی واندروالسی[2] بین ذرات نزدیک شده به دیواره و دیواره بر دیگر نیروها غلبه کرده و ذره در محل برخورد خود به دیواره می‌چسبد [۱۹]. شکل ۶ نمایی از نحوه اعمال این سازوکار را نشان می‌دهد. اندازه ذرات و زاویه و سرعت برخورد ذرات شروط اعمال این مدل می‌باشند [۲۰].



شکل ۶ نمایی از چسبیدن ذرات به سطح در اثر برخورد با آن [۲۱].

۲-۲-۲- سرعت نشست ذرات بر اساس تعداد

این مدل نیز مانند، مدل دریفت فلاکس براساس غلظت، عمل می کند و به‌منظور تعیین میزان نرخ نشست ذرات، مورد استفاده قرار می گیرد.

تفاوت این مدل، به کاربردن فرمول سرعت نشست ذرات بر اساس تعداد ذرات می باشد. رابطه (۱۴) و (۱۵) روابط ارائه شده می باشند.

$$V_d = \frac{J}{C_0} \qquad (۱۴)$$

در رابطه (۱۴) J شار جرمی ذرات و C_0 غلظت ذرات نزدیک سطح می باشد. برای محاسبه ی سرعت نشست خصوصاً در خم ها از رابطه (۱۵) استفاده می شود.

$$V_d = \frac{N_d/(A/t_{max})}{N_{in,bend}/V} \qquad (۱۵)$$

در رابطه (۱۵) t_{max} ماکزیمم زمان محاسبه، N_d تعداد ذرات نشسته شده در خم در دوره زمانی موردبررسی می باشد. همچنین V و A نیز به ترتیب حجم و مساحت خم و $N_{in,bend}$ تعداد ذرات ورودی به خم می باشند [۱۳].

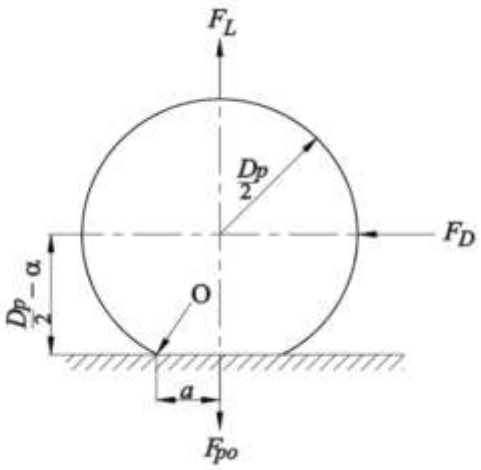
۲-۲-۳- دیوار چسبناک و جدایش[3]

این مدل از مجموع مدل‌های، دیوار چسبناک و جدایش تشکیل شده است. دانکه [۲۲] مطالعات تجربی در خصوص تأثیر سرعت

[1] Sticky wall
[2] Van der Waals force
[3] Removal

برخورد ذرات کروی با سطح بر سرعت برگشت آن‌ها انجام داد و به این نتیجه رسید که احتمال بازگشت ذره با کاهش سرعت برخورد و درنتیجه افزایش نیروی چسبندگی، کمتر می‌گردد تا درنهایت سرعت برخورد ذرات به حدی کاهش می‌یابد که دیگر بازگشت آن‌ها به جریان ممکن نیست این سرعت را سرعت بحرانی[1] می‌نامند. براچ و دان [۲۳] نیز سرعت بحرانی را هم‌زمان با در نظر گرفتن ویژگی ذرات و سطح، به‌گونه‌ای که برخورد ذرات به سطح از نوع الاستیک باشد بررسی نمودند. این مدل توسط ای آی بتش و حاصلباچر برای نشست ذرات بر روی پره‌های توربین مورداستفاده قرار گرفت فرض آن‌ها برای برخورد الاستیک بین سطح و ذرات بر مبنای وجود یک لایه‌ی اولیه از ذرات بر روی سطح بود که امکان برخورد الاستیک ذرات را با سطح ممکن می‌ساخت. در مرجع [۲۴] سرعت ذرات در حال برخورد به پره توربین کمتر از سرعت بحرانی در نظر گرفته‌شده است.

پس در مدل بیان‌شده در این مرجع برخورد ذره را با دیواره به دلیل شرط گفته‌شده به‌منزله نشست ذره در نظر می‌گیرد؛ اما در بخش انرژی بحرانی و بازگشت شرایطی کامل‌تر از نحوه اعمال روش شرط بحرانی برای بازگشت گفته‌شده است که در آن بخش به توضیح آن پرداخته‌شده است. بخش دیگر از این مدل بخش جدایش می‌باشد که در اثر بیشتر بودن نیروهای مومنتم وارد بر ذره از طریق جریان نسبت به نیروهای مقاوم نگه‌دارنده‌ی ذره، روی می‌دهد. لذا، روی دادن چنین شرایطی نیازمند سرعت بالای جریان می‌باشد که در مبدل‌هایی با سرعت جریان بالا و همچنین در توربین‌ها این مکانیزم محتمل می‌باشد. شکل ۷ و روابط (۱۶) و (۱۷) بیان‌کننده‌ی نحوه رخ دادن این مکانیزم می‌باشند.



شکل ۷ طرحواره‌ای از نیروهای وارده بر ذره [۱۷].

شکل۸ نیز طرحواره‌ای از لایه رسوب تشکیل‌شده بر پره توربین را طی زمانی کاری مختلف نشان داده است.

بر اساس رابطه (۱۶) نیروی مومنتم موردنیاز برای غلبه بر نیروی چسبندگی براساس رابطه‌ی آن با نیروی پسا و برآ بیان می‌گردد پارامترهای به‌کاررفته در این رابطه در شکل ۶ مشخص است.

$$F_D\left(\frac{d_p}{2}-\propto\right)+F_l a \geq F_{po} a \qquad (۱۶)$$

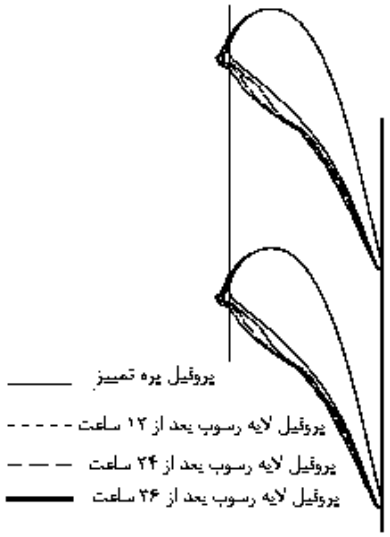
در بیشتر بررسی‌ها چسبندگی ذرات به‌صورت الاستیک بررسی می‌گردد، لذا مقدار $\propto$ کوچک می‌باشد.

احمدی عنوان کرد که نیروی برآ[2] در مقابل پسا[3] قابل چشم پوشی است و رابطه‌ی (۱۷) با حذف این نیرو از رابطه (۱۶) حاصل می‌گردد [۲۴].

$$F_D \frac{d_p}{2} \geq F_{po} a \qquad (۱۷)$$

۲-۲-۴- انرژی بحرانی یا سرعت بحرانی برای بازگشت

این مدل برمبنای پایستگی انرژی می‌باشد، اگر انرژی ذخیره‌شده در سطح تماس ذره با دیوار (انرژی الاستیک بعلاوه انرژی پلاستیک) از انرژی چسبندگی بین ذره و دیوار بزرگ‌تر باشد، ذره پس از برخورد به دیوار با یک سرعت و زاویه مشخص که قابل محاسبه است منعکس می‌شود. در شکل ۹ طرحواره‌ای از برخورد و چسبندگی ذره و برخورد و بازگشت ذره به جریان نشان داده‌شده است.



شکل ۸ طرحواره‌ای از پروفیل لایه رسوب بر پره توربین [۲۴].

[1] Capture velocity
[2] Lift
[3] Drag

هم‌چنین با استفاده از مدل بقای انرژی در برخورد ذره با دیوار می‌توان یک سرعت بحرانی برخورد برای ذره به دست آورد که برای سرعت‌های برخورد بیشتر از این سرعت بحرانی می‌توان فرض کرد که ذره شرایط بازگشت دارد.

مدل بیان‌شده توسط ای آی بتش نیز درواقع از همین نوع مدل سرعت بحرانی می‌باشد که با محاسبات سرعت مشخص می‌گردد، اگر سرعت از سرعت بحرانی بیشتر باشد ذره بازگشت می‌یابد. از این مدل در شبیه‌سازی نشست ذرات بر روی پره توربین استفاده‌شده است؛ رابطه (۱۸-۲۱) سرعت بحرانی[1] و رابطه (۲۲) انرژی بحرانی را بیان میکنند [۲۵].

$$V_{cr} = \left[\frac{2K}{d_p R^2}\right]^{\frac{10}{7}} \qquad (۱۸)$$

در رابطه (۱۸) K سختی مؤثر می‌باشد که از رابطه‌ی (۱۹) تعیین می‌گردد.

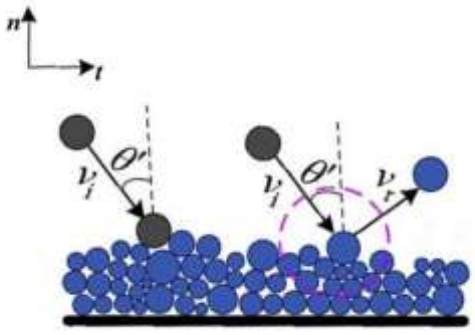
$$K = 0.51\left[\frac{5\pi^2\left(k_s + k_p\right)}{4\rho_p^{\frac{3}{2}}}\right]^{\frac{2}{5}} \qquad (۱۹)$$

k_p و k_s موجود در رابطه‌ی (۱۹) به ترتیب از روابط (۲۰) و (۲۱) تعیین می‌گردند

$$k_p = (1 - \upsilon_p)/\pi E_p \qquad (۲۰)$$

$$k_s = (1 - \upsilon_s)/\pi E_s \qquad (۲۱)$$

در روابط (۱۸-۲۱) E_p و E_s به ترتیب ضرایب مدول یانگ[2] ذره و سطح و υ_p و υ_s به ترتیب نسبت پوآسن[3] ذره و سطح می‌باشند. همچنین d_p شعاع ذره، ρ_p چگالی ذره و R ضریب ارتجاعی شکل سینماتیکی[4] می‌باشد [۲۶].



شکل ۹ طرحواره‌ای از برخورد ذره و چسبندگی و برخورد ذره و بازگشت به جریان [۲۷]

معادله پایستگی انرژی بر اساس رابطه (۲۲) بیان می‌گردد.

$$Q_K + Q_{A,a} = Q_{el} + Q_{pe} + Q_p \qquad (۲۲)$$

در رابطه (۲۲) Q_K انرژی جنبشی[5]، $Q_{A,a}$ انرژی ارتجاعی[6] ذره در حال نزدیک شدن، Q_p انرژی تلف[7] شده، Q_{pe} و Q_{el} انرژی ذخیره‌شده، براثر تغییر شکل پلاستیک و الاستیک می باشند.

درصورتی‌که سرعت عمودی برخورد کمتر از سرعت حدی پلاستیکی باشد، Q_p وQ_{pe} از رابطه‌ی (۲۲) حذف می‌گردد. رابطه (۲۳) حاصل می‌گردد.

$$Q_{el} + Q_{pe} < Q_{A,r} \qquad (۲۳)$$

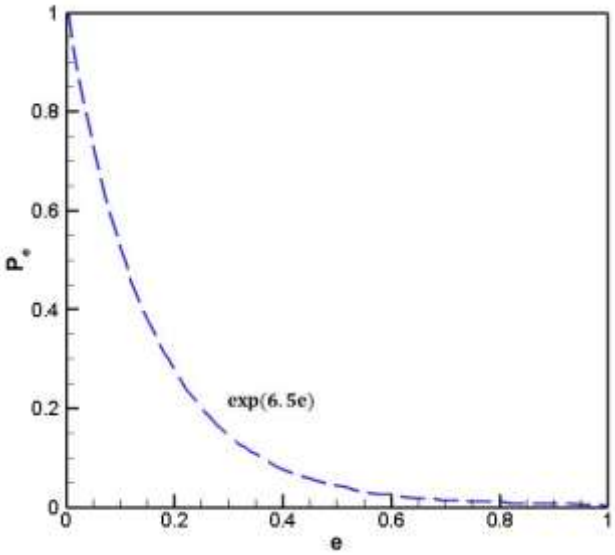
در رابطه‌ی (۲۳) $Q_{A,r}$ انرژی ارتجاعی ذره در حال برگشت می‌باشد که بر اساس رابطه‌ی (۲۳) کمتر بودن انرژی الاستیک از انرژی ارتجاعی برگشت موجب چسبیدن ذره می‌گردد [۲۸].

۲-۲-۵- احتمال چسبندگی[8] ذرات بر اساس دما و انرژی جنبشی

در این مدل احتمال نشست ذرات از دو نظر موردمطالعه قرار می‌گیرد:۱ - احتمال چسبندگی بر اساس از دست رفتن انرژی جنبشی براثر برخورد ۲- احتمال چسبندگی در صورت تغییر دما و درنتیجه تغییر لزجت ذرات. در اثر تغییر دما با کاهش سرعت برخورد ذرات به سطح احتمال بازگشت ذرات به جریان کاهش یافته است و در نتیجه میزان نشست ذرات نیز بیشتر می‌گردد، همچنین با افزایش دما و درنتیجه آن کاهش لزجت ذرات احتمال چسبندگی ذرات به سطح و لایه رسوب افزایش می‌یابد. لذا در این روش احتمال چسبندگی کلی ذرات بر اساس دو عامل چسبندگی گفته‌شده تعیین می‌گردد. بر اساس روابط (۲۴-۳۰) احتمال چسبندگی بر اساس از دست رفتن انرژی و بر اساس روابط (۳۱) و (۳۲) احتمال چسبندگی درصورت تغییر لزجت تعیین می‌گردند.

$$e_n = \frac{V_{2n}}{V_{1n}} = e_{ep}(1 + 2 \times \frac{W_A}{{e_{ep}}^2 m {V_{1n}}^2})^{\frac{1}{2}} \qquad (۲۴)$$

[1] Critical velocity
[2] Young's modulus
[3] Poisson's ratio
[4] kinematic restitution coefficient
[5] Kinetic energy
[6] Restitution energy
[7] Wasted energy
[8] Adhesion probability



شکل ۱۰ نمودار کاهش چسبندگی ذره در اثر افزایش ضریب ارتجاعی ذره [۲]

$$e_t = \frac{V_{2t}}{V_{1t}} = 1 - \mu \tan \propto \times (1 + e_{ep}\left(1 + 2 \times \frac{W_A}{{e_{ep}}^2 m {V_{1n}}^2}\right)^{\frac{1}{2}}) \quad (۲۵)$$

$$e_n = \frac{V_{2n}}{V_{1n}}, e_n = \frac{V_{2t}}{V_{1t}}, e = \frac{V_2}{V_1} \quad (۲۶)$$

در روابط (۲۴-۲۶) V_1 سرعت برخورد، V_2 سرعت بازگشت، W_A کار ناشی از چسبندگی، e_{ep} ضریب ارتجاع الاستیکی و پلاستیکی و e ضریب ارتجاع کلی می‌باشند.

ضریب ارتجاع کلی را می‌توان از e_n و e_t محاسبه نمود. از آنجا که:

$$V_2 = \sqrt{{V_n}^2 + {V_t}^2} \quad (۲۷)$$

پس داریم:

$$e = \sqrt{({e_n}^2 \tan \propto^2 + {e_t}^2)/(\tan \propto^2 + 1)} \quad (۲۸)$$

لذا از کالیبراسیون[1] بر اساس آزمایش داریم:

$$P_e = \exp(-ce) \quad (۲۹)$$

در روابط (۲۷-۲۹) P_e احتمال چسبندگی بر اساس از دست رفتن انرژی و c نیز ضریب ثابت می باشد. برای پیدا کردن ضریب ثابت c احتمال نشست را تا زمانی که انرژی ذره به‌اندازه‌ی ۵۰ در صد انرژی ورودی آن نشده است را در نظر نگرفته‌اند. لذا با اعمال این شرط انرژی، مقدار c از رابطه (۳۰) برای ذرات رسوب حاصل از شن موجود در توربین تعیین می‌گردد.

$$1 - e^2 \leq 0.5 \; or \; e \geq 0.707, e = 0.707, \quad P_e = 0.01 \Rightarrow c \approx 6.5 \quad (۳۰)$$

درزمانی که دما، پایین‌تر از دمای بحرانی باشد. احتمال چسبندگی در اثر تغییر لزجت بر اساس رابطه‌های (۳۱) و (۳۲) تعیین می‌گردد.

$$P_{visc} = \mu_{cr}/\mu_t \quad (۳۱)$$

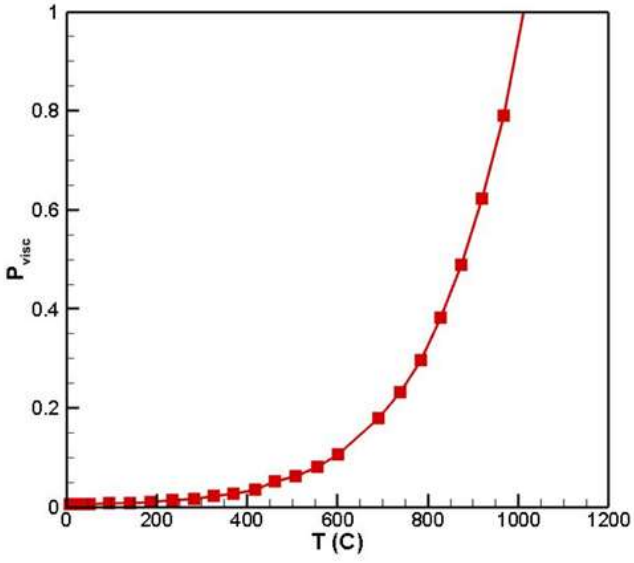
در رابطه (۳۱) P_{visc} احتمال چسبندگی بر اساس لزجت و μ_{cr} لزجت ذرات در دمای بحرانی و μ_t لزجت ذرات بر اساس دمای آن‌ها می‌باشد. مقدار μ_t با توجه به خواص ذرات تعیین می‌گردد.

در رابطه‌ی (۳۲) احتمال چسبندگی نهایی بر اساس دو احتمال چسبندگی گفته‌شده به دست می‌آید.

$$P = min\{P_e + P_{visc}, 1\} \quad (۳۲)$$

کاربرد این روش در بررسی نشست ذرات شن در توربین‌هایی با شرایط کاری دما بالا می‌باشد که اطلاعات دقیق‌تر مربوط به شبیه‌سازی نشست این ذرات در مرجع [۲] موردبحث قرارگرفته است.

شکل ۱۰ نمودار کاهش چسبندگی ذرات شن به توربین در اثر افزایش ضریب ارتجاعی ذره را نشان می‌دهد. با توجه به نمودار اگر میزان ضریب ارتجاعی ذره صفر باشد میزان چسبندگی بیشینه است چراکه در برخورد با سطح انرژی جنبشی خود را از دست می‌دهد اما زمانی که مقدار ضریب ارتجاعی افزایش می‌یابد



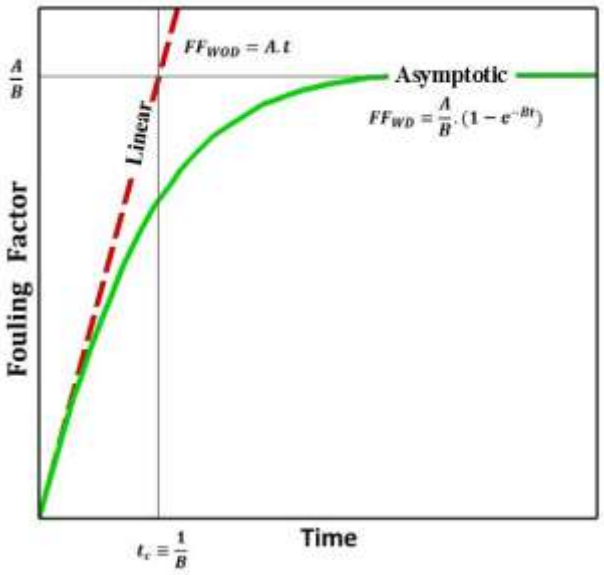
شکل ۱۱ نمودار افزایش چسبندگی ذره در اثر افزایش دما [۲]

[1] Calibration

احتمال چسبندگی به دلیل ذخیره‌ی انرژی ناشی از برخورد کاهش می‌یابد. بنابراین در ضریب ارتجاعی ۰/۶ و بالاتر ذره به جریان بازمی‌گردد (البته دما نیز می‌تواند تأثیرگذار باشد). شکل ۱۱ نمودار افزایش چسبندگی ذره در اثر افزایش دما را نشان می‌دهد. بر اساس شکل ۱۱ با افزایش دما مقدار ضریب چسبندگی ذره افزایش می‌یابد. تا دمای ۴۰۰ درجه شیب افزایش ضریب چسبندگی ثابت بوده اما زمانی که دما بیشتر از ۴۰۰ درجه می‌گردد این شیب به‌طور فزاینده‌ای افزایش می‌یابد. در صورت افزایش دما و رسیدن آن به دمای بحرانی ۱۱۲۰ درجه سانتی گراد به دلیل ذوب شدن ذرات شن در صورت برخورد، نشست رخ می‌دهد. همچنین اگر دما بیش از دمای بحرانی[1] باشد، احتمال نشست تمامی ذرات در بیشترین حد قرار می‌گیرد. برای ذرات کوچک در دمایی حتی پایین‌تر از دمای بحرانی، احتمال چسبندگی در سرعت پایین به دلیل کم بودن انرژی جنبشی آن‌ها بسیار بالاست لذا احتمال چسبندگی بر اساس از دست رفتن انرژی جنبشی در این شرایط فاکتور تعیین کننده‌تری برای نشست ذرات کوچک شن می‌باشد، در مقابل برای ذرات بزرگ در سرعت‌های بالا انرژی جنبشی بسیار زیاد بوده و احتمال چسبندگی بر اساس از دست رفتن انرژی جنبشی کاهش می‌یابد [۲].

۲-۲-۶- انرژی بحرانی یا سرعت بحرانی برای بازگشت و جدایش

این مدل نیز با افزودن مکانیزم جدایش بر مدل انرژی بحرانی برای بازگشت، به وجود آمده است. در این مدل مکانیزم جدایش موجب جدا شدن ذرات از لایه‌ی نشست تشکیل‌شده می‌گردد. ژیانگ و همکاران [۲۷] نشان دادند ضخامت لایه رسوب حاصل از ذرات ریز بر روی لوله بدون در نظر گرفتن مکانیزم جدایش به‌صورت خطی افزایش می‌یابد و با در نظر گرفتن مکانیزم جدایش رشد این لایه به‌صورت نمایی[2] می‌باشد. همچنین پاز و همکارانش این رفتار نمایی در نشست ذرات را در خنک‌کننده سامانه‌ی بازگردش گاز اگزوز خنک شبیه‌سازی نمودند که نحوه شبیه‌سازی آن‌ها در مرجع [۳۰] آورده شده است. به‌کارگیری مکانیزم جدایش در سرعت‌های بالا در کنار مکانیزم نشست سبب شده است تا لایه رسوب[3] به شکل دقیق‌تری مدلسازی گردد [۳۰].



شکل ۱۲ نمایی از فاکتور نشست ذرات در صورت وجود و عدم وجود مکانیزم جدایش

رابطه‌ی (۳۳) و (۳۴) فاکتور رشد نشست ذرات را به ترتیب درزمانی که مکانیزم جدایش اعمال نگردد و مکانیزم جدایش اعمال گردد نشان می‌دهد.

$$FF_{WOD} = A.t \quad (۳۳)$$

$$FF_{WD} = \frac{A}{B}.(1 - e^{-Bt}) \quad (۳۴)$$

در روابط(۳۳) و (۳۴) FF_{WD} و FF_{WOD} به ترتیب فاکتور نشست ذرات همراه با مکانیزم جدایش ذرات و بدون در نظر گرفتن این مکانیزم، A شیب منحنی فاکتور نشست ذرات در لحظه اولیه ($t = 0$) و $\frac{1}{B}$ زمان مشخصه می‌باشند.

شکل ۱۲ نمایی از فاکتور نشست ذرات در صورت وجود و عدم وجود مکانیزم جدایش را نشان می‌دهد. در صورت در نظر نگرفتن مکانیزم جدایش فاکتور نشست ذرات رفتار ثابت خطی دارد که با زمان افزایش می‌یابد. اما درصورتی‌که امکان جدایش لایه نشست در نظر گرفته شود، فاکتور نشست ذرات ابتدا افزایش یافته و بعد از زمان مشخص $\frac{1}{B}$ رفتاری حدی پیدا می‌کند.

۳- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

بحث بر روش‌های مورداستفاده در مدلسازی پیوسته و گسسته فاز ذرات موجب به‌کارگیری روش مناسب با توجه به فیزیک و جنبه مورد ارزیابی در مسائل، شده است. مطابق با پیشنهاد حاصل از بحث انجام‌شده، در نسبت حجمی ذرات بالاتر از $۱۰^{-۳}$

[1] Critical temperature
[2] Asymptotic
[3] Deposit layer

اثرات ذرات بر یکدیگر مهم می‌گردد درنتیجه روش‌های که دیدگاه اویلری بر آن‌ها حاکم است دقت بهتری را دارند. در میان این روش‌ها، روش دریفت فلاکس به دلیل جزئیاتی که بخصوص از توده ذرات در اختیار می‌دهد کاربرد گسترده‌تری دارد، مابقی روش‌های مطرح‌شده با این دیدگاه دارای کاربردهای خاص می‌باشند. بازده نشست ذرات که زیرمجموعه‌ی همین گروه از روش‌ها می‌باشد. کاربرد خاصی در بررسی اثر یک هندسه، یا اثر تغییر آن را در نشست ذرات دارد. استفاده گسترده این روش در تأثیر تغییر زاویه، شکل مقطع و یا وجود مانع در کانال یا لوله می‌باشد. روش چاه کامل یک روش خاص از این گروه می‌باشد که ذرات رسیده به سطح را حذف کرده و نحوه برخورد و توزیع ذرات بر سطح را بررسی نمی‌کند، این روش بیشتر در سامانه‌های جمع کننده ذرات کاربرد دارد. در صورت بررسی جریان با نسبت حجمی ذرات کمتر از 10^{-3} می‌توان از روش‌هایی که دیدگاه لاگرانژی بر آن‌ها حاکم است برای دست‌یابی به جزئیات بیشتر استفاده کرد.

درصورتی‌که اندازه ذرات کوچک باشد (نانومتری) و نسبت حجمی ذرات کمتر از 10^{-6} باشد و درنتیجه آن نیروی واندروالسی بین ذره و محل نشست ذره بیشتر از سایر نیروها باشد می‌توان از روشی که از شرایط دیوار چسبناک استفاده می‌نماید، استفاده نمود. در حالت‌های دیگر که اطمینان از این شرایط وجود ندارد باید روشی که شامل شرط بازگشت ذرات نیز می‌باشد، را برای مدلسازی به کار گرفت. در شرایطی که دما بر خاصیت چسبندگی ذرات مؤثر است باید روشی که شرط تغییر احتمال چسبندگی بر اساس دما را منظور می‌نماید برای مدلسازی نشست ذرات با دیدگاه لاگرانژی منظور نمود. چرا که در دمای بالاتر از دمای بحرانی برای برخی ذرات عامل اصلی چسبندگی ذره است که به عنوان مثال این دما برای شن ۱۱۲۰ درجه سانتی گراد می‌باشد. اگر نیروهای مومنتمی که از جریان بر لایه نشست ذرات وارد می‌شوند به میزانی قابل‌توجه باشند که احتمال تغییر شکل لایه نشست یا جداسازی ذرات از لایه نشست داده شود باید از روشی که شرط جدایش را اعمال می‌نماید استفاده نمود. در جریان‌های توربولانس با سرعت بالا احتمال جدایش افزایش می‌یابد لذا این روش برای بررسی این نوع جریان‌ها پیشنهاد می‌گردد.

۴- فهرست علائم و اختصارات

علایم انگلیسی

A	شیب منحنی فاکتور نشست ذرات
A_i	مساحت در مقطع i (m^2)
A^k	مساحت راه هوایی k (m^2)
B	وارون زمان مشخصه (s^{-1})
C	غلظت ذرات (kg/m^3)
C_D	ضریب پسا
C_i	غلظت ذرات در مقطع i (kgm^{-3})
C_{n-dA}	غلظت ذرات در مش روی دیواره (kgm^{-3})
C_0	غلظت توده ای (kgm-3)
$\dot{D}$	ضریب نفوذ برونی ذره(m^2s^{-1})
d_P	قطر ذره (m)
e	ضریب ارتجاعی کلی
e_{ep}	ضریب ارتجاعی الاستیک و پلاستیک
e_n	ضریب ارتجاعی عمودی
E_p	ضریب مدول یانگ ذره (Pa)
E_s	ضریب مدول یانگ سطح (Pa)
e_t	ضریب ارتجاعی افقی
F_D	نیروی پسا(N)
F_l	نیروی برآ (N)
F_{po}	نیروی چسبندگی(N)
FF_{WD}	فاکتور نشست ذرات همراه با مکانیزم جدایش
FF_{WOD}	فاکتور نشست ذرات بدون در نظر گرفتن مکانیزم جدایش
g	شتاب جاذبه (ms^{-2})
h	فاصله ذرات تا سطح (m)
J	بردار شار ذرات ($kgm^{-2}s^{-1}$)
J_{w-dA}	شار جرمی برای یک حجم کنترل ($kgm^{-2}s^{-1}$)
K	سختی موثر (N/m)
k_p	سختی ذره (N/m)
k_s	سختی سطح (N/m)
N_d	تعداد ذرات نشسته شده
$N_{in,bena}$	تعداد ذرات ورودی به خم
P	احتمال چسبندگی نهایی
P_e	احتمال چسبندگی در اثر هدر رفت انرژی
P_{visc}	احتمال چسبندگی بر اثر لزجت
$Q_{A,a}$	انرژی ارتجاعی (J)
Q_{el}	انرژی ذخیره شده از تغییر شکل الاستیک (J)
Q_K	انرژی جنبشی (J)
Q_p	انرژی تلف شده (J)
Q_{pe}	انرژی ذخیره شده از تغییر شکل پلاستیک (J)
R	ضریب ارتجاعی شکل سینماتیکی (J)
T	دما (K)
T_{inh}	زمان تناوب استنشاق (s)
u^*	سرعت اصطکاکی (ms^{-1})
V	حجم (m^3)
V_1	سرعت برخورد (ms^{-1})
V_2	سرعت بازگشت(ms^{-1})
V_{cr}	سرعت بحرانی (ms^{-1})
V_d	سرعت نشست کل (ms^{-1})
V_{dd}	سرعت نشست بر دیواره پایین (ms^{-1})
V_{d-dA}	سرعت نشست ذرات برای یک حجم کنترل (ms^{-1})
V_{du}	سرعت نشست بر دیواره بالا (ms^{-1})

V_{dV} سرعت نشست بر دیواره عمودی (ms^{-1})
v_i سرعت محوری در مقطع i (ms^{-1})
v_n سرعت عمودی (ms^{-1})
V_S سرعت نشست (ms^{-1})
v_t سرعت افقی (ms^{-1})
W_A کار ناشی از چسبندگی (J)

علایم یونانی

ε_i ضریب بازده برخورد
ε_p ضریب نفوذ گردابه‌ای (m^2s^{-1})
ε_{sd} ضریب ترکیبی بازده رسوب گذاری و پخش
μ_{cr} لزجت ذرات در دمای بحرانی)
μ_t لزجت ذرات در دمای t (m^2s^{-1})
υ_s نسبت پواسون سطح
υ_p نسبت پواسون ذره
ρ چگالی سیال (kgm^{-3})
ρ_P چگالی ذره (kgm^{-3})
τ_w تنش برشی بر روی دیواره (Pa)
ϕ_p نسبت حجمی ذرات

۶- مراجع

1. Garett-Price, B., S. Smith, R. Watts, J. Knudsen, W. Marner, and J. Suitor, Fouling of Heat Exchangers, *Noyes Publications*, Park Ridge, NJ, USA.4, (1985).

2. Singh, S. and D. Tafti, Particle deposition model for particulate flows at high temperatures in gas turbine components. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 52: pp. 72-83, (2015).

3. Han, T., A. Booth, S. Song, D. Styles, and J. Hoard. Review and A Conceptual Model of Exhaust Gas Recirculation (EGR) Cooler Fouling Deposition and Removal Mechanism. in Proceedings of the Int. *Conf. on Heat Exchanger Fouling and Cleaning*. (2015).

4. Weiwei, X., Z. Konghao, W. Jianjun, L. Yajun, and L. Qiang, Modeling and numerical analysis of the effect of blade roughness on particle deposition in a flue gas turbine. *Powder Technology*, 347: pp. 59-65, (2019).

5. Abd-Elhady, M.S., M.R. Malayeri, and H. Müller-Steinhagen, Fouling problems in exhaust gas recirculation coolers in the automotive industry. *Heat Transfer Engineering*, 32(3-4): pp. 248-257, (2011).

6. Gimenez, J.M., D. Ramajo, and N.M. Nigro, Particle transport in laminar/turbulent flows. *Mecánica Computacional*, 31(2): pp. 151-164, (2012).

7. Lu, H. and L. Lu, Numerical investigation on particle deposition enhancement in duct air flow by ribbed wall. *Building and Environment*, 85: pp. 61-72, (2015).

8. Kallio, G. and M. Reeks, A numerical simulation of particle deposition in turbulent boundary layers. *International Journal of Multiphase Flow*, 15(3): pp. 433-446, (1989).

9. Kasper, R., J. Turnow, and N. Kornev, Numerical modeling and simulation of particulate fouling of structured heat transfer surfaces using a multiphase Euler-Lagrange approach. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 115: pp. 932-945, (2017).

10. Brandon, D.J. and S. Aggarwal, A numerical investigation of particle deposition on a square cylinder placed in a channel flow. *Aerosol Science & Technology*, 34(4): pp. 340-352, (2001).

11. Tsai, C.-J. and D.Y. Pui, Numerical study of particle deposition in bends of a circular cross-section-laminar flow regime. *Aerosol Science and Technology*, 12(4): pp. 813-831, (1990).

12. Seyfi, S., B. Mirzayi, and H. Seyyedbagheri, *CFD* modeling of black powder particles deposition in 3D 90-degree bend of natural gas pipelines. *Journal of Natural Gas Science and Engineering*, 78: pp. 103330, (2020).

13. Jiang, H., L. Lu, and K. Sun, Experimental study and numerical investigation of particle penetration and deposition in 90 bent ventilation ducts. *Building and Environment*, 46(11): pp. 2195-2202, (2011).

14. Elimelech, M., Particle deposition on ideal collectors from dilute flowing suspensions: Mathematical formulation, numerical solution, and simulations. *Separations Technology*, 4(4): pp. 186-212, (1994).

15. Song, L. and M. Elimelech, Calculation of particle deposition rate under unfavourable particle–surface interactions. *Journal of the Chemical Society, Faraday Transactions*, 89(18): pp. 3443-3452, (1993).

16. AL-Shami, H.M., A.A. Monem, and E.A. Khazal, Numerical simulation of indoor airflow and particle deposition in the clean room (surgical operation room). *International Journal of Energy and Environment*, 9(3): pp. 269-282, (2018).

17. Zhao, B., X. Li, and Z. Zhang, Numerical study of particle deposition in two differently ventilated rooms. *Indoor and built environment*, 13(6): pp. 443-451, (2004).

18. Zhao, B. and J. Chen, Numerical analysis of particle deposition in ventilation duct. *Building and Environment*, 41(6): pp. 710-718, (2006).

19. Inthavong, K., Z. Tian, H. Li, J. Tu, W. Yang, C. Xue, and C.G. Li, A numerical study of spray particle deposition in a human nasal cavity. *Aerosol Science and Technology*, 40(11): pp. 1034-1045, (2006).

20. Mofakham, A.A. and G. Ahmadi, Particles dispersion and deposition in inhomogeneous turbulent flows using continuous random walk models. *Physics of fluids*, 31(8): pp. 083301, (2019).

21. Henry, C., J.-P. Minier, and G. Lefèvre, *Towards a* description of particulate fouling: From single particle deposition to clogging. *Advances in colloid and interface science*, 185: pp. 34-76, (2012).

22. Dahneke, B., Further measurements of the bouncing of small latex spheres. *Journal of Colloid and Interface Science*, 51(1): pp. 58-65, (1975).

23. El-Batsh, H. and H. Haselbacher. ON PARTICLE DEPOSITION ON TURBINE BLADES. *in 4th European Conference on Turbomachinery: Fluid Dynamics and Thermodynamics: Conference Proceedings:[Firenze, Italy, March 20-23, 2001]*. SGE, (2001).

24. El-Batsh, H. and H. Haselbacher, Numerical investigation of the effect of ash particle deposition on the flow field through turbine cascades. Vol. 3610, (2002).

25. Wang, J., K. Tian, H. Zhu, M. Zeng, and B. Sundén, Numerical investigation of particle deposition in film-cooled blade leading edge. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 77(6): pp. 579-598, (2020).

26. Xu, Z., Z. Han, A. Sun, and X. Yu, Numerical study of particulate fouling characteristics in a rectangular heat exchange channel. *Applied Thermal Engineering*, 154: pp. 657-667, (2019).

27. Zhan, F., D. Zhuang, G. Ding, and J. Tang, Numerical model of particle deposition on fin surface of heat exchanger. *International Journal of Refrigeration*, 72: pp. 27-40, (2016).

28. Tang, S.-Z., Y.-L. He, F.-L. Wang, and Y.-B. Tao, Parametric study on fouling mechanism and heat transfer characteristics of tube bundle heat exchangers for reducing fouling considering the deposition and removal mechanisms. *Fuel*, 211: pp. 301-311, (2018).

29. Tong, Z.-X., M.-J. Li, Y.-L. He, and H.-Z. Tan, Simulation of real time particle deposition and removal processes on tubes by coupled numerical method. *Applied energy*, 185: pp. 2181-2193, (2017).

30. Paz, C., E. Suárez, A. Eirís, and J. Porteiro, Development of a predictive CFD fouling model for diesel engine exhaust gas systems. *Heat Transfer Engineering*, 34(8-9): pp. 674-682, (2013).

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.549154.1999

ارزیابی پارامترهای مختلف شبیه سازی عملکرد حرارتی و سیالاتی نمای دوپوسته جعبه‌ای تهویه طبیعی با نرم‌افزار فلوئنت

فریال سادات سیادتی
دانشجوی دکتری، دانشکده هنر و معماری، واحد تهران جنوب، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

ریما فیاض*
دانشیار، دانشکده معماری و شهرسازی، دانشگاه هنر، تهران

نیلوفر نیک قدم
استادیار، دانشکده هنر و معماری، واحد تهران جنوب، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران

مقاله علمی پژوهشی
دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۱

چکیده: مکانیزم عملکرد نمای دوپوسته با تهویه طبیعی بر اساس رفتار حرارتی و جریان هوا در حفره میانی می باشد. دینامیک سیالات محاسباتی می تواند باعث ارتقا عملکرد این نماها گردد. هدف این مقاله، بررسی انواع گزینه های مربوط به مدل آشفتگی و مدل تابش نرم افزار فلوئنت و پارامتر های هندسی شامل دو بعدی یا سه بعدی بودن مدل هندسی شبیه سازی شده، مقیاس مدل سه بعدی و ابعاد مش بندی، برای شبیه سازی عملکرد حرارتی نمای دوپوسته جعبه ای با تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت با هدف ارتقا دقت نتایج و دستیابی به کمترین زمان محاسبات کامپیوتری بود. نتایج نشان داد، مدل آشفتگی RNG k-ε، مدل تابشی DO و مدل هندسی سه بعدی دقیق ترین نتایج را خواهند داشت. در مش بندی با ابعاد ۸ میلیمتر و مقیاس ۳۳٪ نمونه سه بعدی واقعی، استقلال نتایج شبیه سازی از ابعاد شبکه و هندسه مدل شده حاصل گردید. شبیه سازی با هندسه مدل شده با مقیاس ۳۳٪ نمونه سه بعدی واقعی نسبت به هندسه سه بعدی واقعی منجر به نتایج مشابهی از نظر دقت گردید که در نهایت کاهش زمان محاسبات کامپیوتری شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با هندسه مقیاس شده ۳۳٪ نمونه واقعی به حدود یک سوم، نسبت به زمان محاسبات کامپیوتری شبیه سازی هندسه سه بعدی واقعی با حفظ دقت نتایج حاصل گردید.

واژه های راهنما: نمای دوپوسته جعبه‌ای، شبیه سازی، دینامیک سیالاتی محاسباتی، مدل آشفتگی، مدل تابشی

Evaluation of various thermal and fluid simulation parameters of performance of NVDSF with Fluent software

Faryal Sadat Siadati
PhD Student, Faculty of Art and Architecture, South Teharn Branch, Islamic Azad University, Tehran

Rima Fayaz*
Associate Professor, Faculty of Architecture and Urbanism, University of Art, Tehran

Niloofar Nikghadam
Assistant Professor, Faculty of Art and Architecture, South Teharn Branch, Islamic Azad University, Tehran

Abstract: The mechanism of operation of the double skin facade with natural ventilation (NVDSF) is based on the thermal behavior and air flow in the middle cavity. Computational fluid dynamics can improve the performance of these views. The purpose of this paper is to investigate various options related to turbulence and radiation model of Fluent software and geometric features including two-dimensional or three-dimensional simulated geometric model, scaled three-dimensional model and mesh dimensions, to simulate the thermal performance of the façade with Fluent software with the aim of improving the accuracy of the results and achieving the shortest computer computation time. The results show that the RNG k-ε turbulence model, the DO radiation model and the 3D geometric model will have the most accurate results. In mesh with dimensions of 8 mm and a scale of 33% of the real three-dimensional sample, the simulation results were independent of the mesh dimensions and scaled geometry. Simulations geometry with a scale of 33% of real 3D samples compared to real 3D geometry led to similar results in terms of accuracy. Finally, the reduction of computer computation time simulation of NVDSF with scaled geometry of 33% of the real sample to about one third was achieved by maintaining the accuracy of the results.

Keywords: box window double skin façade, simulation, Computational Fluid Dynamics, Turbulence Model, Radiation Model

* نویسنده مسئول، fayaz@art.ac.ir

۱- مقدمه

نمای دوپوسته [1]متشکل از دو لایه شیشه ای و یک لایه هوا بین آنها در حفره میانی[2] نما می باشد. هوا درحفره میانی نمای دوپوسته به سه روش طبیعی[3]، مکانیکی[4] و هیبریدی[5] تهویه می شود. سایه‌بانها[6] برای کنترل تابش خورشید معمولا در حفره میانی نمای دوپوسته نصب شده و باعث کاهش جذب انرژی از طریق تابش خورشید در فصول گرم سال و افزایش سرعت جریان هوا در حفره میانی به سبب تاثیرات شناوری[7] می شوند[۱]. برای افزایش صرفه جویی در مصرف انرژی نمای دوپوسته، عملکرد صحیح نما ضروری است. لیکن عملکرد صحیح، مستلزم طراحی صحیح، مخصوصا برای نمای دوپوسته با تهویه طبیعی می باشد که در آن فرایند حرارتی نمای دو پوسته و جریان هوا در حفره بر یکدیگر تاثیر می گذارند. اندازه بزرگی این تاثیر متقابل، وابسته به هندسه و ویژگی‌های حرارتی و اپتیکی[8] اجزای نمای دوپوسته می‌باشد[۲].

برای بررسی عملکرد حرارتی نمای دوپوسته دو روش تحقیق مطالعات آزمایشگاهی (تجربی) و آنالیز عددی وجود دارد. مطالعات آزمایشگاهی اولین و معتبرترین منبع اطلاعات است. از طرف دیگر مطالعات آزمایشگاهی تنها راه اعتبارسنجی[9] روش های عددی می باشند[۳]. مطالعات تجربی را می توان بسته به امکان کنترل محیط اطراف، به دو حالت طبیعی و کنترل شده تقسیم کرد. در آزمایشات طبیعی، مدل نمای دوپوسته (در مقیاس کامل) در معرض یک محیط گذرا واقعی بیرونی (نمای ساختمان) قرار می گیرد، در حالی که در آزمایش های کنترل شده، شرایط محیط بیرونی در محیطی آزمایشگاهی تکرار می شود[۴،۵،۶]. معمولاً در این نوع آزمایشات، تجزیه و تحلیل پارامتریک در شرایط پایدار و با تغییر پارامترهایی مانند خواص مصالح، عمق حفره یا زاویه سایه بان نمای دوپوسته یا شرایط مرزی (شدت تابش یا دمای محیط) انجام می شود.

مدل سازی عددی دقیق نماهای دوپوسته که بتواند پیچیدگی کامل این سیستم را حل کند، مستلزم نمایش ترکیبی از انتقال حرارت ،جرم و مومنتم[10] است [۵]. مدلسازی و شبیه سازی دینامیک سیالات در حفره میانی نمای دوپوسته نیاز به درجه بالایی از دقت برای دستیابی به نتایج معتبر را دارد و تنها با نوع خاصی از مدل سازی عددی (دینامیک سیالات محاسباتی[11] یا چند منطقه ای[12]) امکان پذیر است. با این حال، بسته به هدف کلی فعالیت مدل سازی، رویکردهای متفاوتی برای مدل سازی پدیده ها در نمای دوپوسته با درجه دقت متفاوتی وجود دارد. این رویکردها را می توان در سه دسته طبقه بندی کرد که بر اساس ترتیب پیچیدگی مدل حفره هوا، بدین صورت طبقه بندی می شوند: ۱) مدلهای ساده شده[13]، ۲) مدلهای منطقه ای و ۳) مدلهای دینامیک سیالات محاسباتی[۷].

مدلهای ساده شده دقت کمی در نتایج دارند و زیرمجموعه های محدودی را پوشش می دهند، مانند: مدلهای تحلیلی و یکپارچه[14]، شبکه جریان هوا و کنترل حجم[15] و مدلهای حاصل از تجزیه و تحلیل غیر بعدی[16] [۸]. مدلهای ساده شده می توانند عملکرد حرارتی نمای دوپوسته را با شبیه سازی انتقال گرما و جرم پیش بینی کنند، اما نمی توانند دینامیک سیالات (انتقال حرکت) را شبیه سازی کنند. پرکاربردترین نوع مدل های ساده شده مدل های یکپارچه هستند که معمولاً برای تجزیه و تحلیل بهینه سازی پارامتری، نمایش ویژگی های کلی حرارتی سیستم های نمای دوپوسته و پیش بینی عملکرد انرژی آنها به عنوان یک ابزار کمک طراحی استفاده می شوند [۹]. مدلهای ساده شده معمولاً تک بعدی هستند و دمای ثابتی را در سطوح و حفره میانی نما فرض می کنند [۱۰].

مدلهای منطقه‌ای نمایشهای پیشرفته‌تری نسبت به مدلهای ساده شده دارند و در واقع یک روش با دقت و هزینه محاسباتی متوسط بین مدلهای دینامیک سیالات محاسباتی و مدلهای ساده شده را ارائه می دهند[۱۱]. مدلهای منطقه ای، سیستم نمای دوپوسته را به سلولهایی بزرگتر از سلولهای مدلهای دینامیک سیالات محاسباتی تقسیم می کنند[۹].

در شبیه سازی با دینامیک سیالات محاسباتی، یک سیستم نمای دوپوسته به تعدادی سلول تقسیم می شود که برای هر سلول بایستی حداقل سه معادله بقا جرم، مومنتوم و انرژی برقرار شود. معادلات دیفرانسیل جزئی نشان دهنده این اصول بقا

[1] Double skin facade
[2] Cavity
[3] Naturally
[4] Mechanically
[5] Hybrid
[6] Slats
[7] Buoyancy
[8] Optical
[9] Verification
[10] Momentum
[11] Computaional fluid dynamics
[12] Multi-Zonal
[13] Simplified Model
[14] Analytical and Lumped
[15] Control Volume
[16] Non-Dimensional Analysis

(معادلات ناویر استوکس[1]) را می توان با استفاده از روش های المان محدود[2] حل کرد[۱۲]. در روش دینامیک سیالات محاسباتی، تعدادی از محققان کد یا نرم افزار خود را برای تجزیه و تحلیل حرارتی و جریان هوا در نمای دوپوسته استفاده کرده اند[۱۳،۱۴]. اما اکثر محققان در مطالعات خود از بسته های نرم افزاری تجاری دینامیک سیالات محاسباتی مانند انسیس فلوئنت[3]، تاس[4]، کام‌سول[5] و فونیکس[6] استفاده کرده اند [۱۵،۱۶،۱۷].

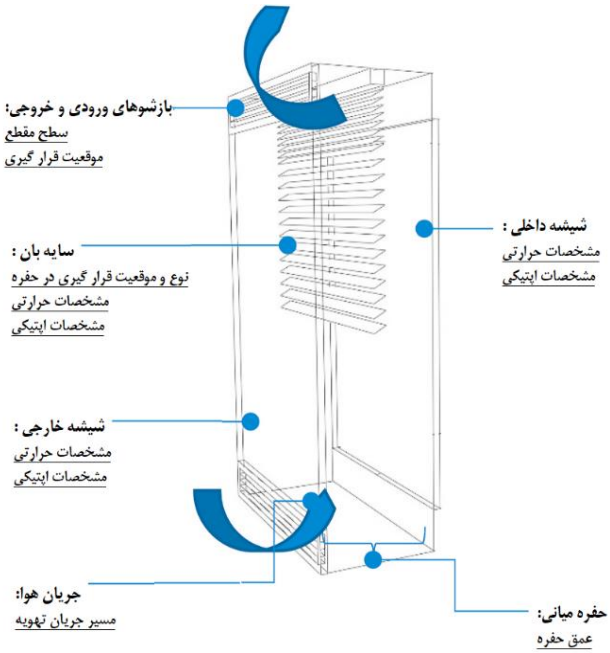
قطه قوت اصلی در روش دینامیک سیالات محاسباتی، توانایی آن در شبیه سازی دقیق سرعت، دما و میدان فشار است که می توان اطلاعات دقیقی در مورد عملکرد حرارتی و تبادلات انرژی در نمای دوپوسته استخراج نمود، هر چند زمان زیادی برای انجام محاسبات صرف شود[۱۸،۱۹]. تجزیه و تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی در نماهای دوپوسته معمولا برای فرایند بهینه سازی یا حل مسائل طراحی مانند یافتن عمق حفره میانی مطلوب، انتخاب سیستم و محل سایه بان، نوع پوشش ها، مسیر جریان هوا و جریان هوا در اطراف پره های سایه بان استفاده می شود[۲۰،۲۱،۲۲]. انتخاب یک مدل آشفته ناویر استوکس با رینولدز متوسط مناسب برای جریان هوای داخل حفره میانی، تا حد زیادی دقت شبیه سازی دینامیکی و سیالاتی را مشخص می کند. علاوه بر مدل آشفتگی[7]، سایر اجزای یک مدل دینامیک سیالات محاسباتی که بر میزان اطمینان در نتایج و زمان محاسبه تاثیر می گذارند شامل، الگوریتم فشار-سرعت، نوع شبکه محاسباتی، مدل تابشی و تعریف دقیق شرایط مرزی هستند[۲۲،۲۳]. برای اطمینان از نتایج شبیه سازی های عددی و دینامیک سیالات محاسباتی، اعتبار سنجی با استفاده از نتایج روش های تجربی (آزمایشگاهی) حائز اهمیت است، باید توجه داشت که تعداد کمی از مطالعات تجربی در نماهای دوپوسته، هر دو اندازه گیری های حرارتی و سرعت جریان هوا در حفره را گزارش کرده اند.

برای دستیابی به عملکرد مناسب حرارتی نمای دو پوسته از جمله کاهش مصرف انرژی سرمایشی در فصل تابستان و یا مصرف انرژی گرمایشی در فصل زمستان، طراحی مناسب و تطبیق آن با شرایط اقلیمی دارای اهمیت است. هندسه نما، مسیرجریان هوا، عمق حفره میانی، سطح باز ورودی و خروجی نما، موقعیت و زاویه سایه بان و جنس شیشه و سایه بان، اصلی ترین متغیرهای مستقل در طراحی نمای دوپوسته با تهویه طبیعی هستند (شکل۱) [۳]. بنابراین برای یک طراحی مناسب با استفاده از نرم افزار شبیه سازی فلوئنت، صدها سناریوی شبیه سازی مورد نیاز است تا حالات مختلف متغییرهای مستقل را در برگیرد، ضمن آنکه اطمینان در دقت نتایج حاصل شده از شبیه سازی بسیار حائز اهمیت است. در نرم افزار فلوئنت برای هر شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی، معمولا بین ۴۵۰۰ تا ۷۵۰۰ تکرار[8] برای همگرایی نیاز است. هر تکرار برای شبیه سازی مدل سه بعدی .اقعی با ابعاد مش ۸ میلیمتر، با کامپیوتر شخصی هفت هسته، ۲/۶ GHz CPU و۱۶GB حافظه، حدود ده ثانیه زمان می برد. بنابراین برای طراحی نمای دوپوسته، صدها ساعت زمان محاسباتی کامپیوتری لازم است.

بدین ترتیب هدف از این پژوهش، ارزیابی پارامترهای مختلف شبیه‌سازی عملکرد حرارتی و سیالاتی نمای دوپوسته جعبه‌ای تهویه طبیعی با نرم‌افزار فلوئنت بوده به طوری که نتایج حاصل شده از شبیه سازی با نرم افزار دارای دقت کافی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی باشد و با حفظ دقت و استقلال نتایج از ابعاد مش و مشخصات هندسی مدل شبیه سازی، مدت زمان لازم برای شبیه سازی به حداقل ممکن برسد. بدین ترتیب با توجه به آنکه انتخاب درست مدل آشفتگی و تابشی، انتخاب هندسه مدل شبیه سازی شده و ابعاد مش بر دقت نتایج حاصل از شبیه سازی بسیار موثر بوده، لذا در این پژوهش، نتایج حاصل شده از شبیه سازی یک نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت و با درنظر گرفتن ۲ مدل آشفتگی جریان RNG k-ε و SST k-ω و ۲ مدل تابشی Discrete Ordinates(DO) و Surface to Surface(S2S) و هندسه مدل شده به صورت دو بعدی و سه بعدی و بررسی مقیاس های مختلف مدل سه بعدی و ابعاد مختلف مش که دقت و استقلال نتایج از ابعاد شبکه را تضمین کند با نتایج آزمایشگاهی همان نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی که در سال ۲۰۰۷ در شرایط آزمایشگاهی در دانشگاه سالفورد انگلستان توسط می و همکاران[۴] با اعمال شرایط مرزی مختلف، نتایج دما و سرعت جریان هوا در حفره میانی در مقاله ای[۴] گزارش شده، مقایسه گردید و متناسب ترین مدل آشفتگی، تابشی، هندسی و ابعاد شبکه مش در شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت (Ansys Fluent-Ver

[1] Navier-Stokes equations
[2] Finite Element
[3] Ansys FLUENT
[4] Tas Engineering
[5] COMSOL
[6] Phoenics
[7] Turbulance Model
[8] Turbulance Model

(2019 R2 را که منجر به دقیق ترین نتایج شبیه سازی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران[۴] و کمترین زمان محاسبات کامپیوتری گردد، مشخص شد. اگرچه در برخی از پژوهش های انجام شده تا کنون به بررسی مدل های مختلف آشفتگی یا تابشی در شبیه سازی نمای دوپوسته پرداخته شده، لیکن پژوهشی که به بررسی همزمان تاثیر مدل های مختلف آشفتگی و تابشی و هندسه مدل شبیه سازی شده به صورت دوبعدی و سه بعدی با مقیاس های مختلف در دقت نتایج حاصل از شبیه سازی، پرداخته باشد مشاهده نشد. ضمن آنکه با بررسی مقیاس های مختلف مدل سه بعدی شبیه سازی شده، راهکاری برای کاهش زمان محاسبات کامپیوتری شبیه سازی با نرم افزار برای مدلسازی سه بعدی نمای دوپوسته جعبه ای ارائه شد.



شکل ۱ ویژگی های ساختاری موثر بر رفتار حرارتی و دینامیک سیالاتی نمای دوپوسته با تهویه طبیعی

۲- پیشینه پژوهش

نویسندگان این مقاله ۲۵ پژوهش مبتنی بر شبیه سازی نمای دوپوسته با ورژن های مختلف نرم افزار فلوئنت را مورد بررسی قرار دادند. هدف از بررسی این پژوهشها، مشخص نمودن انواع مدل های آشفتگی، تابشی، دو بعدی و سه بعدی بودن مدل هندسی در شبیه سازی نمای دوپوسته با تهویه طبیعی به کار گری شده از طرف سایر پژوهشگران در نرم افزار فلوئنت است. در جدول شماره ۱ به برخی از پژوهش های بررسی شده اشاره می گردد. با بررسی شبیه سازی های انجام شده در پژوهش های پیشین، مدل های آشفتگی RNG k-ε و SST k-ω و K-ε standard، مدل های تابشی Discrete Ordinates(DO) و Surface to Surface(S2S) و solar ray tracing، مدل های هندسی دوبعدی و سه بعدی، مش بندی ساختار یافته مثلثی و مکعبی برای حالت سه بعدی و مش بندی ترکیبی برای حالت دو بعدی و الگوریتم حل Simple بیشترین استفاده را در نرم افزار فلوئنت از طرف محققان داشته اند. بدین ترتیب در این پژوهش، نتایج حاصل شده از شبیه سازی یک نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت و با درنظر گرفتن ۲ مدل آشفتگی جریان RNG k-ε و SST k-ω و ۲ مدل تابشی Discrete Ordinates(DO) و Surface to Surface(S2S) و هندسه مدل شده به صورت دو بعدی و سه بعدی و بررسی مقیاس های مختلف مدل سه بعدی و ابعاد مختلف مش که دقت و استقلال نتایج از ابعاد شبکه را تضمین کند با نتایج آزمایشگاهی همان نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی که در سال ۲۰۰۷ در شرایط آزمایشگاهی در دانشگاه سالفورد انگلستان توسط می و همکاران[۴] با اعمال شرایط مرزی مختلف، نتایج دما و سرعت جریان هوا در حفره میانی در مقاله ای[۴] گزارش شده، مقایسه گردید.

جدول ۱ پارامترهای انتخاب شده در شبیه سازی نمای دوپوسته با تهویه طبیعی با استفاده از نرم افزار فلوئنت در پژوهش های پیشین

ردیف	مرجع	مدل آشفتگی سیال هوا	مش بندی	مدل هندسی	الگوریتم حل	مدل تابش
۱	Cherif et al., 2020 [8]	RNG k-ε	مش ۲ سانتیمتر	سه بعدی	-	Discrete Ordinates
۲	Lucchino et al., 2019 [11]	standard k-ε	مش ترکیبی (مستطیل و مثلث)	سه بعدی	Simple	Discrete Ordinates
۳	Colombo et al., 2017 [14]	RNG k-ε	ساختار یافته مثلثی	دو بعدی	Simple	Surface to Surface
۴	Hassanli et al., 2018 [16]	k-ω SST	ساختار یافته مکعبی	سه بعدی	Simple	solar ray tracing
۵	Hou et al., 2020 [19]	RNG k-ε	ساختار یافته مثلثی	سه بعدی	Simple	Discrete Ordinates

۶	Inan et al., 2017 [21]	RNG k-ε	مش ۲*۱۲/۵*۱ میلیمتر	سه بعدی	Simple	P1
۷	Ikrima & Mohammad, 2017 [24]	RNG k-ε SST k-ω	مش ۵ تا ۲۰ میلیمتر	دو بعدی	Coupled	Discrete Ordinates
۸	Hassanli et al., 2018 [25]	SST k-ω	ساختار یافته مکعبی	سه بعدی	pressure -based solver	-
۹	Li et al., 2019 [26]	RNG k-ε	مش ترکیبی (مستطیل و مثلث)	دو بعدی	Simple	Discrete Ordinates
۱۰	Tao et al., 2020 [27]	RNG k-ε	ساختار یافته مثلثی	سه بعدی	Coupled	Discrete Ordinates

۳- روش تحقیق

روش تحقیق بر مبنای مطالعات کتابخانه ای جهت بررسی سوابق و پیشنه، مدل سازی و شبیه سازی کامپیوتری با نرم افزار Ansys Fluent-Ver 2019 R2 و مقایسه ی نتایج حاصل از شبیه سازی با واقعیت اندازه گیری شده آزمایشگاهی (انجام شده توسط می و همکاران[۴]) است. برای اعتبار سنجی نتایج شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت، از اندازه گیری های آزمایشگاهی بر روی همان نمونه نمای دوپوسته جعبه ای که توسط می و همکاران[۴] انجام شده، استفاده شد. اندازه گیری های می و همکاران[۴] دو خصوصیت بارز بدین شرح دارد [۲]:

- اندازه گیری بر روی نمونه آزمایشگاهی انجام شده و لذا پارامتر های خارجی مانند اثر باد و یا باز تابش های ساختمان های اطراف بر نتایج تاثیری ندارد.
- اندازه گیری های دما و سرعت توسط می و همکاران، در ارتفاع های مختلف و در چندین مقطع انجام و ارائه شده و در نتیجه با توجه به گستردگی کمیت اندازه گیری ها و کیفیت آزمایش، می تواند با نتایج شبیه سازی کامپیوتری با نرم افزار فلوئنت مورد مقایسه قرار گیرد.

۳-۱- معادلات حاکم

در نرم افزار فلوئنت، جریان هوا با استفاده از معادلات پایستگی جرم و تکانه محاسبه می شود. شناوری حرارتی، مکانیزم اصلی جریان هوا در درون فضای نمای دو پوسته است. معادله ۱ بیانگر پایستگی جرم و یا معادله پیوستگی است. معادلات پایستگی تکانه در یک قاب مرجع اینرسی(بدون شتاب) به صورت معادله ۲ است. انتقال گرما می تواند توسط سه روش رسانش، همرفتی و تابشی رخ دهد. مدل های فیزیکی که فقط رسانش یا همرفت می شوند از ساده ترین مدل ها بوده در حالی که مدل هایی که شامل رانش جریان شناوری، همرفتی طبیعی و مدل های پرتو زایی می شوند دارای پیچیدگی بیشتری هستند. معادله ۳ معادله انرژی برای انتقال گرما به سه روش رسانش، همرفتی و تابشی است[۲۸].

$$\frac{\delta\rho}{\delta t}+\nabla.(\rho\vec{v})=S_m \quad (۱)$$

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho\vec{v})+\nabla.(\rho\vec{v}\vec{v})=-\nabla P+\nabla.(\bar{\tau})+\rho\vec{g}+\vec{F} \quad (۲)$$

$$\frac{\delta}{\delta t}(\rho E)+\nabla.(\vec{v}(\rho E+\rho))=-\nabla.(\sum_{i=1}^{n}h_iJ_i)+S_h \quad (۳)$$

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[a_k u_{eff}\frac{\partial k}{\partial xj}\right]+G_k+G_b-\rho\varepsilon-Y_M+S_k \quad (۴)$$

$$\frac{dI(\vec{r},\vec{s})}{ds}+(a+\sigma_s)I(\vec{r},\vec{s})=an^2\frac{\sigma T^4}{\pi}+\frac{\sigma_s}{4\pi}\int_0^{4\pi}I(\vec{r},\vec{s}')\varphi(\vec{s}.\vec{s}')d\Omega' \quad (۵)$$

معادله ۴ نشان دهنده مدل آشفتگی RNG k-ε و معادله ۵ نشان دهنده مدل تابشی DO در نرم افزار فلوئنت است. در معادلات ۱ تا ۵، ρ چگالی برحسب کیلوگرم بر مترمکعب ، t زمان بر حسب ثانیه، بردار سرعت بر حسب متر بر ثانیه ، S شار گرمایی بر حسب وات بر مترمربع، P فشار بر حسب نیوتن بر متر مربع، g شتاب ثقل بر حسب متر بر مجذور ثانیه، F بردار نیرو، k انرژی جنبشی متلاطم بر حسب ژول ، ε نرخ اتلاف آشفتگی، α ضریب جذب و n ضریب شکست است.

۳-۲- مدل آزمایشگاهی

با توجه به اینکه مدل نمای دوپوسته جعبه ای شبیه سازی شده با نرم افزار فلوئنت در این پژوهش، همان نمای دوپوسته استفاده شده در آزمایش توسط می و همکاران [۴] است، در شکل ۲ نمای دو پوسته مورد آزمایش توسط می و همکاران [۴] نشان

داده شد. نتایج مختلفی از اندازه گیری ها شامل سرعت جریان هوا به وسیله ۷ حسگر سرعت در حفره میانی و دما به وسیله ۱۰ حسگر دما، تعبیه شده روی شیشه ها و در مقطع حفره میانی، اندازه گیری و ثبت گردید (شکل ۲-الف). ابعاد این نمونه، مشخصات تابشی و شرایط مرزی به شرح زیر است:

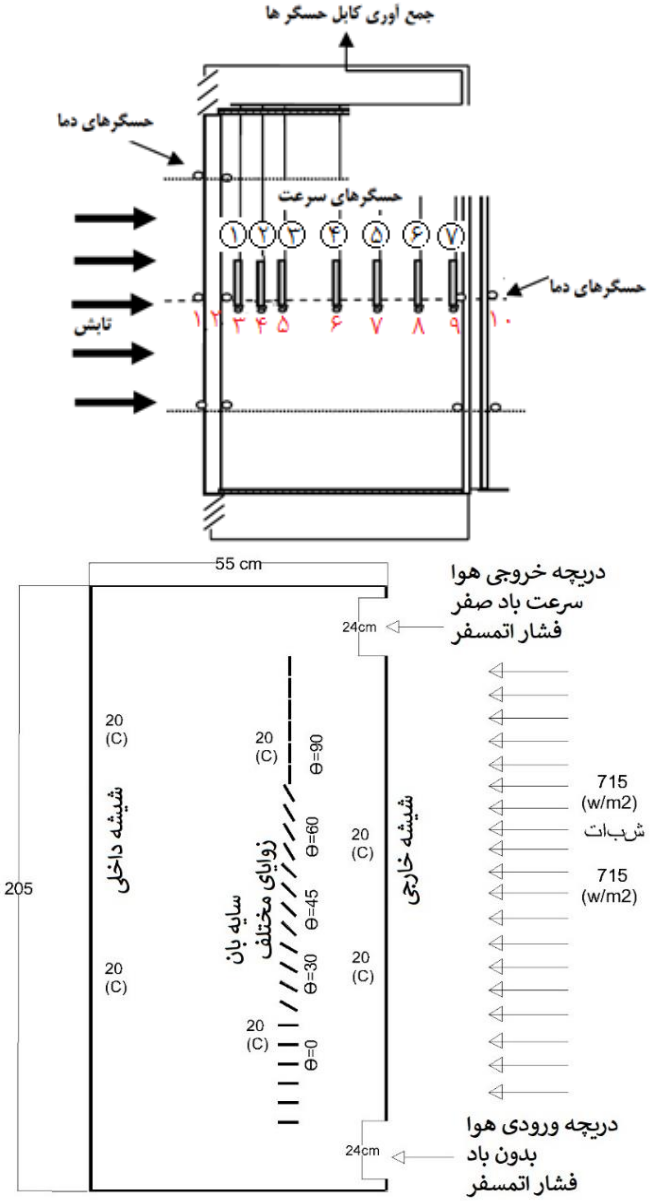
پوسته خارجی نمای دو پوسته شیشه شفاف تک جداره به ضخامت ۱۲ میلیمتر با عرض ۱۴۵ سانتیمتر و ارتفاع ۲۰۵ سانتیمتر داخل قاب آلومینیومی است. ورودی و خروجی هوا از شبکه ای به ابعاد ۲۴ سانتیمتر ارتفاع در ۱۴۵ سانتیمتر عرض تشکیل شده است. سایه بان از نوع کرکره ای با جنس آلومینیوم رنگ روشن است. سایه بان کرکره ای با عرض ۱۴۵ سانتیمتر و ارتفاع ۲۰۰ سانتیمتر بود. هر ردیف کرکره سایه بان دارای عرض ۸ سانتیمتر و ضخامت ۱ سانتیمتر بوده و نتایج آزمایش می و همکاران برای حالات زاویه ای ۰، ۳۰، ۴۵، ۶۰، ۹۰ درجه و حالت بدون سایه بان ارائه شده است. عرض حفره میانی ۵۵ سانتیمتر و محل قرار گیری سایه بان در یک سوم سمت خارجی نمای دو پوسته به سمت لایه خارجی نما تعبیه شده است (شکل ۲-ب). دمای داخل و خارج نمای دو پوسته در هنگام شروع آزمایش ۲۰ درجه سانتیگراد و شدت تابش به صورت ثابت برابر ۷۱۵ وات بر متر مربع و به صورت عمود بر سطح شیشه خارجی نما تابانیده شد (شکل ۲) [۴]. در جدول ۲ مشخصات حرارتی مصالح نمای دوپوسته شامل شیشه و سایه بان آلومینیومی که در نرم افزار فلوئنت اعمال شده، ارائه گردید.

جدول ۲ مشخصات مصالح اعمال شده در نرم افزار فلوئنت[۲۸]

مشخصات مصالح	شیشه معمولی	سایه بان آلومینیومی
چگالی(kg/m^3)	۲۵۰۰	۲۷۱۹
گرمای ویژه (J/kg.k)	۸۴۰	۸۷۱
رسانایی گرمایی (w/m.k)	۱/۷	۲۰۲/۴
ضریب جذب (1/m)	۳۰	-
ضریب شکست	۱/۵	۱/۴۴
ضریب گسیل	۰/۸۴	۰/۷
ضریب گذر خورشیدی	۰/۸۴	-
ضریب انعکاس خورشیدی	۰/۰۷۵	-
ضریب جذب خورشیدی	۰/۰۸۵	-

۳-۳- شبیه سازی در نرم افزار فلوئنت

مدل آزمایشگاهی می و همکاران با استفاده از نرم افزار فلوئنت و مطابق گزینه های زیر مدل شد تا با مقایسه نتایج حاصل از شبیه سازی و نتایج آزمایشگاهی می و همکاران، بهترین گزینه شبیه سازی نمای دوپوسته با تهویه طبیعی که دقیق ترین نتایج و کمترین زمان محاسبات را دارد، مشخص شود.



شکل ۲ الف- محل تعبیه ۱۰ عدد حسگر حرارتی و ۷ عدد سرعت سنج در مقطع نمای دو پوسته آزمایشگاهی می و همکاران(بالا)[۴]
ب- ابعاد مقطع نمونه آزمایشگاهی می و همکاران و شرایط مرزی اعمال شده (پایین)[۴]

گزینه های شبیه سازی:

- مدل های آشفتگی جریان RNG k-ε، SST k-ω
- مدل های تابشی Discrete Ordinates(DO)، Surface to Surface(S2S)
- مدل هندسی دو بعدی و سه بعدی - مقیاس های مختلف مدل سه بعدی، مقیاس شده در راستای عرض پنجره نمای ساختمان به مقیاس های ۲۵٪، ۳۳٪، ۵۰٪ و مقیاس واقعی ۱۰۰

- ابعاد مختلف مش بندی جهت بررسی استقلال نتایج از ابعاد شبکه مش بندی از نوع ساختار یافته به صورت خطی [1] از نوع مثلث بندی [2] با الگوریتم تطابق تکه [3]

- الگوریتم حل Simple ، طرح متغیر های Second-order scheme، متغیر فشار Body-force weighted، همگرایی متغییر ها به جز انرژی تا $10e^{-6}$ و همگرایی برای متغیر انرژی تا $10e^{-3}$ استفاده شد.

۴- نتایج و بحث

برای تعیین بهترین مدل آشفتگی، مدل تابشی و مدل هندسی برای بدست آمدن دقیق ترین و نزدیکترین نتایج حاصل از شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران، ۹۰ شبیه سازی برای ۱۸ حالت، ۳ مدل آشفتگی، ۳ مدل تابشی و ۲ حالت مدل دو بعدی یا سه بعدی بودن مدل هندسی با اندازه مش ۸ میلیمتری و زاویه های سایه بان ۰، ۳۰، ۴۵، ۶۰ و ۹۰ درجه انجام شد.

۴-۱- محاسبات خطا

در جدول ۳، مقایسه (درصد خطا) بین نتایج آزمایشگاهی می و همکاران و نتایج شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت مربوط به ۲ مدل آشفتگی RNG k-ε و SST k-ω، ۲ مدل تابشی Discrete Ordinates(DO) و Surface to Surface(S2S) و دو بعدی یا سه بعدی بودن مدل هندسی با اندازه مش ۸ میلیمتری و زاویه سایه بان ۴۵ درجه در هر ۸ حالت، برای پارامتر های دمای سطح شیشه داخلی نمای دو پوسته و سرعت جریان تهویه در حرفه میانی نمای دو پوسته ارائه شد. مقایسه درصد خطای نتایج شبیه سازی های انجام شده با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران، در جدول ۳-الف (دما در مقطع نما) و ۳-ب (سرعت جریان هوا در مقطع نما) نشان داد، شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت، مدل هندسی سه بعدی نسبت به مدل دوبعدی، مدل تابشی DO و مدل آشفتگی RNG k-ε نسبت به سایر مدل ها، نتایج دقیق‌تر و نزدیکتری به نتایج آزمایشگاهی می و همکاران را حاصل می‌کند. در جدول ۳ مقایسه ای بین نتایج حاصل از شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت برای مدل آشفتگی RNG k-ε ، مدل تابشی DO و مدل هندسی سه بعدی و اندازه مش ۸ میلیمتری و زاویه های سایه بان ۰، ۴۵ و ۹۰ درجه و اندازه گیری های آزمایشگاهی می و همکاران نشان داده شد.

جدول۳ الف- درصد خطای دما حاصل از شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت نسبت به اندازه گیری های آزمایشگاهی می و همکاران ب- درصد خطای سرعت در حفره میانی حاصل از شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت نسبت به اندازه گیری های آزمایشگاهی می و همکاران-زاویه سایه بان ۴۵ درجه و مش ۸ میلیمتری

شماره حسگر / گزینه های شبیه‌سازی	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰
RNG k- ε +DO+2D	۹/۱	۲۶/۱	۲۷/۷	۳۲/۸	۲۰/۷	۲۴/۹	۲۵/۳	۲۲/۲	۲۱/۷	۱۱/۸
RNG k- ε +DO+3D	۳/۲	۱۸/۲	۱۹/۸	۲۱/۵	۸/۵	۱۶/۹	۱۷/۱	۱۴/۴	۱۴/۳	۶/۳
RNG k- ε +S2S+2D	۱۴/۶	۲۴/۵	۲۸/۹	۲۴/۱	۱۸/۳	۳۰/۶	۲۷/۴	۲۳/۰	۲۱/۱	۱۶/۵
RNG k- ε +S2S+3D	۸/۷	۱۶/۳	۲۲/۹	۲۴/۰	۱۳/۵	۱۸/۷	۱۹/۴	۱۹/۹	۱۴/۰	۸/۲
SST k-ω +DO+2D	۱۲/۹	۲۷/۴	۲۵/۱	۳۲/۶	۱۸/۰	۲۶/۲	۲۵/۷	۲۹/۴	۲۶/۸	۱۳/۶
SST k-ω +DO+3D	۷/۳	۱۹/۱	۱۹/۳	۲۴/۶	۱۱/۱	۱۸/۱	۱۸/۹	۱۶/۷	۱۵/۹	۸/۵
SST k- ω +S2S+2D	۹/۷	۲۵/۲	۲۶/۱	۳۳/۸	۱۶/۹	۳۴/۲	۲۳/۰	۲۸/۳	۲۴/۵	۱۰/۹
SST k-ω +S2S-3D	۵/۸	۲۱/۰	۲۴/۷	۲۹/۶	۱۳/۹	۱۷/۵	۱۹/۴	۱۷/۲	۱۶/۴	۷/۹

شماره حسگر / گزینه های شبیه‌سازی	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷
RNG k- ε +DO+2D	۶/۷	۱/۷	۲/۱	۱/۱	۱/۸	۱/۲	۸/۴
RNG k- ε +DO+3D	۵/۲	۱/۵	۱/۳	۹/۷	۱/۳	۱/۵	۷/۳
RNG k- ε +S2S+2D	۱/۰	۲/۸	۱/۶	۲/۰	۱/۲	۱/۱	۱/۱
RNG k- ε +S2S+3D	۷/۹	۱/۸	۱/۱	۱/۴	۱/۷	۱/۵	۱/۲
SST k-ω +DO+2D	۱/۲	۲/۴	۱/۱	۹/۴	۱/۹	۱/۷	۱/۷
SST k-ω +DO+3D	۶/۶	۱/۴	۱/۷	۱/۰	۱/۵	۱/۱	۹/۴
SST k- ω +S2S+2D	۱/۸	۱/۶	۲/۵	۲/۸	۱/۹	۱/۵	۱/۲
SST k-ω +S2S-3D	۸/۷	۱/۸	۱/۶	۱/۷	۱/۳	۱/۵	۱/۰

[1] Linear
[2] Tetrahedrons
[3] Patch Conforming

علی رغم آنکه شبیه سازی نمای دوپوسته در نرم افزار فلوئنت با مدل آشفتگی RNG k-ε ، مدل تابشی DO و مدل هندسی سه بعدی دقیق ترین نتایج را حاصل می کند اما زمان انجام یک شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای سه بعدی با مش بندی ۸ میلیمتری در حدود ۴۰ تا ۵۰ ساعت است. بنابراین بایستی راهکارهایی پیش بینی شود تا علیرغم حفظ دقت نتایج، زمان و حجم محاسبات کاهش یابد. راهکار بررسی شده در این مقاله تغییر مقیاس مدل سه بعدی شبیه سازی شده با حفظ استقلال نتایج از ابعاد شبکه و بدون کاهش دقت نتایج حاصل شده از شبیه سازی نمونه مقیاس شده است.

نتایج جدول ۳ و شکل ۳ نشان می دهد نتایج شبیه سازی مربوط به پارامتر های دما و سرعت جریان هوا، در بهترین حالت (مدل آشفتگی RNG k-ε ، مدل تابشی DO و مدل هندسی سه بعدی و مش به ابعاد ۸ میلیمتر)، در نزدیکی دیواره ها (شیشه ها و سایه بان)، خطای تا ۱۰٪ و در بقیه نقاط مقطع نمای دوپوسته که از دیواره ها فاصله می گیرد خطای تا ۲۰٪ را نسبت به نتایج آزمایشگاهی می و همکاران نشان می دهد. در حالی که نتایج حاصل از شبیه سازی مستقل از ابعاد مش هستند، علت بروز اختلاف بین نتایج شبیه سازی و نتایج آزمایشگاهی می و همکاران می تواند به ترتیب الویت ناشی از موارد زیر باشد:

۱- در جدول ۲ مشخصات حرارتی مصالح نمای دوپوسته که در نرم افزار فلوئنت اعمال شده، ارائه شده است لیکن در مقاله می و همکاران [۴] که در آن شرح آزمایش و نتایج اندازه گیری ها گزارش شده است، جنس دقیق مصالح شامل ضرائب جذب، گسیل و انعکاس حرارتی شیشه و آلومینیوم به کار رفته در نمونه آزمایشگاهی گزارش نشده و فقط جنس شیشه از نوع معمولی و جنس سایه بان از نوع آلومینیوم رنگ روشن گزارش شده است. در مقالات تائو و همکاران [۲۷]، کیم[۲۲]، ایی و همکاران [۲۸] و پاسوت و دی کارلی[۲] از نتایج ثبت شده آزمایشگاهی می و همکاران [۴] برای صحت سنجی روش شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت استفاده شده و اعداد جدول ۲ مربوط به جنس مصالح اعمالی در نرم افزار نیز از مقالات مذکور[۲۸] استخراج شده که ممکن است با جنس واقعی مصالح نمونه آزمایشگاهی می و همکاران اختلاف داشته باشد.

۲- محدودیت های مدل های آشفتگی جریان RNG k-ε و SST k-ω ، مدل های تابشی DO و S2S ، الگوریتم حل Simple و طرح متغیر ها که شبیه سازی با این مدل ها و الگوریتم ها در نرم افزار انجام می شود.

۳- با توجه به اینکه پارامتر اصلی خروجی نرم افزار، دما در محل دیواره ها (شیشه های داخلی و خارجی و سایه بان) نسبت به سایر نقاط مقطع نمای دوپوسته است، بنابراین ابعاد شبکه در محل دیواره ها ریزتر (۸ میلیمتر) بوده و با فاصله گرفتن از دیواره ها، ابعاد شبکه به تدریج بزرگتر (تا ۲۰ میلیمتر) تعریف شده است لذا نتایج در محل دیواره ها نسبت به سایر نقاط دقیق تر و مقدار خطا کمتر است. ابعاد مش یکسان (۸ میلیمتر) برای تمامی نقاط نمای دوپوسته باعث می شود زمان محاسبات کامپیوتری از ۴۰ تا ۵۰ ساعت برای شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای سه بعدی، به حدود ۱۲۰ ساعت افزایش یابد.

۴-۲- بررسی استقلال نتایج شبیه سازی از شبکه و مقیاس هندسه سه بعدی مدل شده

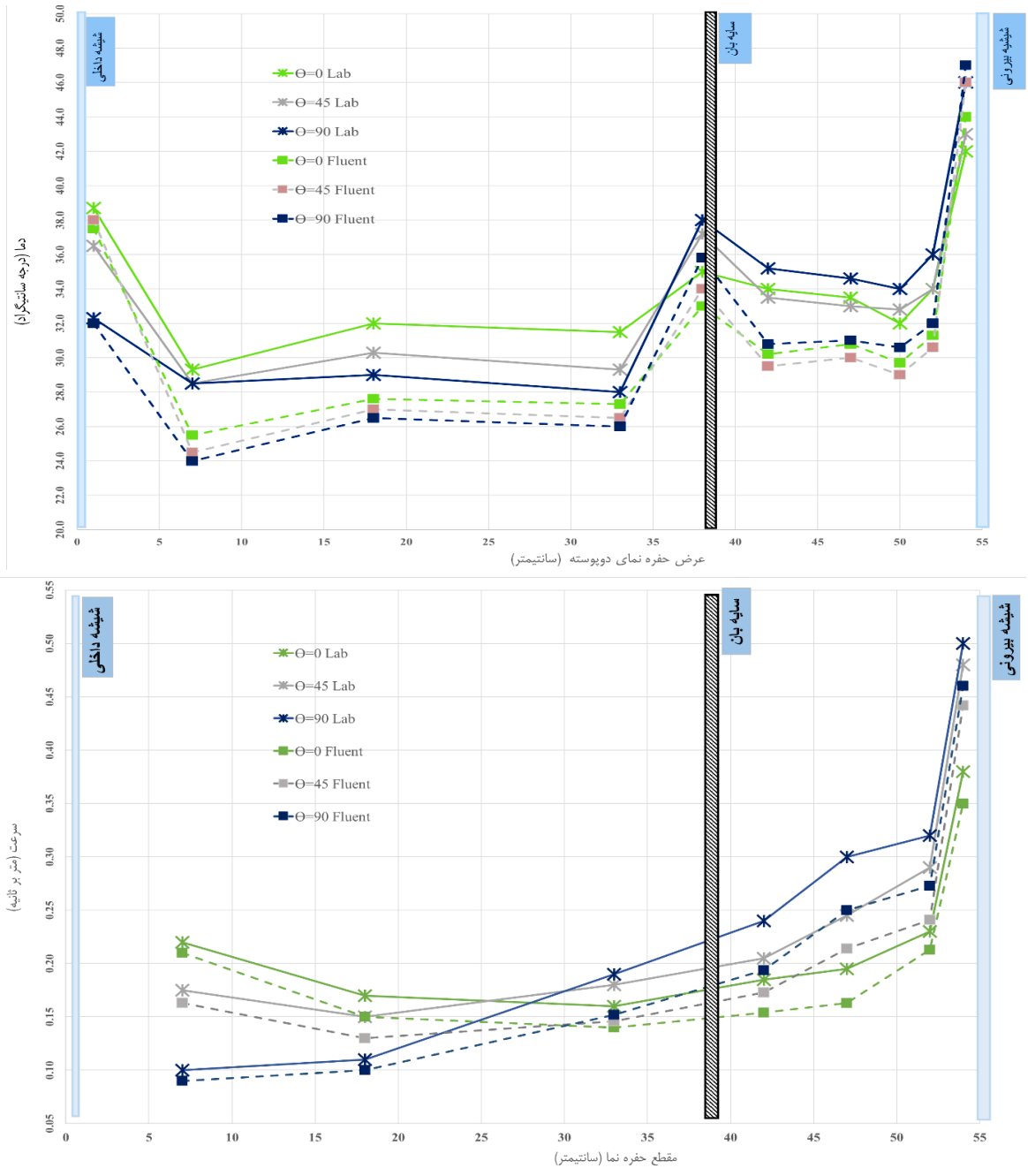
مطابق جدول ۳ مشخص شد، مدل سازی با هندسه سه بعدی نسبت به هندسه دوبعدی، منتج به نتایج دقیق تری می شود. در مدل سه بعدی واقعی، نمای دو پوسته به ابعاد ۵۵ سانتیمتر عمق مقطع (راستای محور X)، ارتفاع مقطع ۲۰۵ سانتیمتر (راستای محور Y) و طول مقطع ۱۴۵ سانتیمتر (راستای محور Z) مدل می شود. با توجه به اینکه از نظر تئوری، حرکت جریان هوا به سبب گرم شدن هوا و کاهش چگالی، از دریچه ورودی هوا (پایین مقطع) به سمت دریچه خروجی هوا (بالای مقطع) شکل می گیرد و جریان هوا در راستای طول مقطع (محور Z) ناچیز است، بنابراین مدل های سه بعدی با شرایطی که مقطع نمای دو پوسته (محورهای X و Y) در ابعاد واقعی و طول مقطع در راستای محور Z به مقدار های ۲۰٪ ، ۳۳٪ و ۵۰٪ طول واقعی مقیاس شده تا در صورت استقلال نتایج شبیه سازی از مقیاس کردن مدل هندسی سه بعدی و در راستای کاهش حجم محاسبات کامپیوتری، مدل هندسی سه بعدی با کوچکترین مقیاس در شبیه سازی با نرم افزار استفاده شود (شکل ۴).

ابعاد مش تاثیر مستقیمی بر مقدار زمانی محاسبات شبیه سازی دارد. هرچه ابعاد مش بندی ریزتر باشد، زمان محاسبات در نرم افزار فلوئنت زیاد تر می شود ضمن آنکه درصورتی که ابعاد مش بزرگتر از مقدار لازم باشد جوابها دقیق نخواهد بود. با توجه به نوع جریان سیال در حفره میانی نمای دو پوسته، برای تعیین ابعاد مش بندی بهینه، پارامتر Y پلاس بایستی در نزدیکترین شبکه به دیواره ها کمتر یا مساوی عدد ۱ باشد. مش بندی با ابعاد زیر در نرم افزار فلوئنت انجام شد:

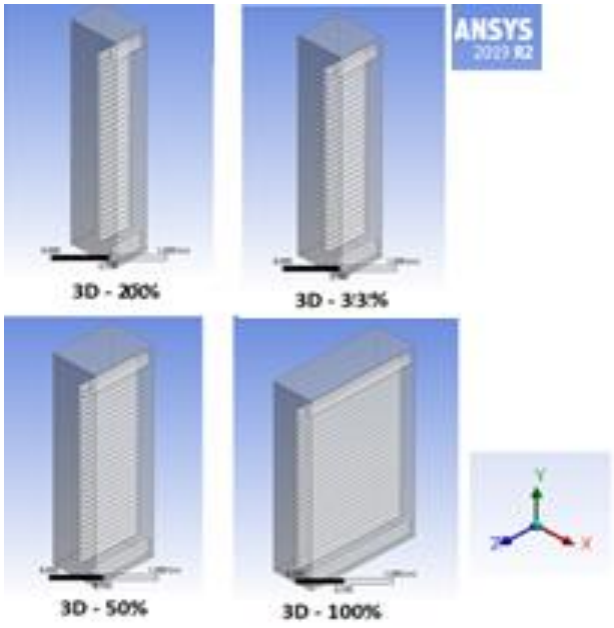
- مش بندی به ابعاد ۷ میلیمتر
- مش بندی به ابعاد ۸ میلیمتر

- مش بندی به ابعاد ۹ میلیمتر
- مش بندی به ابعاد ۱۰ میلیمتر
- مش بندی به ابعاد ۱۱ میلیمتر

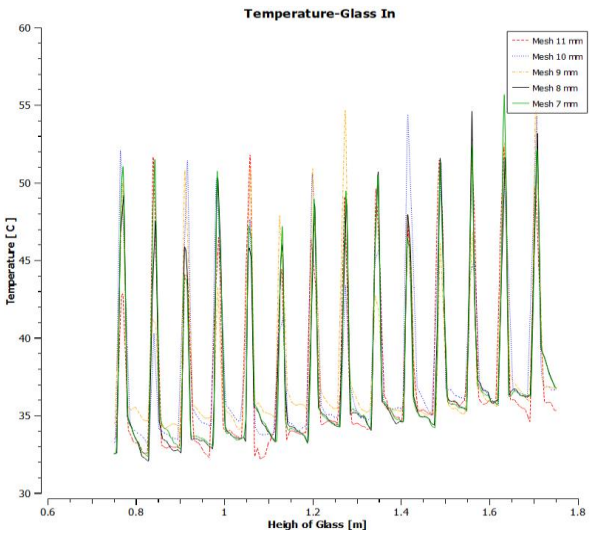
در شکل ۵ استقلال پارامتر دمای سطح شیشه داخلی در ارتفاع بین ۰/۷۵ تا ۱/۷۵ متر در وسط شیشه حاصل شده از شبیه سازی با نرم افزار، برای پنج حالت ابعاد مش نشان داده شد. مطابق شکل ۵، پارامتر دمای سطح شیشه داخلی برای مش به ابعاد ۹، ۱۰ و ۱۱ میلیمتر با مش به ابعاد ۷ و ۸ میلیمتر اختلاف بیشتری دارد و بنابراین نتایج برای مش ۷ و ۸ میلیمتری مستقل از ابعاد شبکه است. در شکل ۶ استقلال پارامتر دمای سطح شیشه داخلی در ارتفاع بین ۰/۷۵ تا ۱/۷۵ متر در وسط شیشه حاصل شده از شبیه سازی با نرم افزار، برای چهار حالت مقیاس هندسه نمونه سه بعدی مدل شده در نرم افزار نشان داده شد. مطابق شکل ۶، پارامتر دمای سطح شیشه داخلی برای مقیاس ۲۰٪ با مقیاس های ۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ اختلاف بیشتری دارد و بنابراین نتایج برای مقیاس های ۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ مستقل از ابعاد شبکه است.



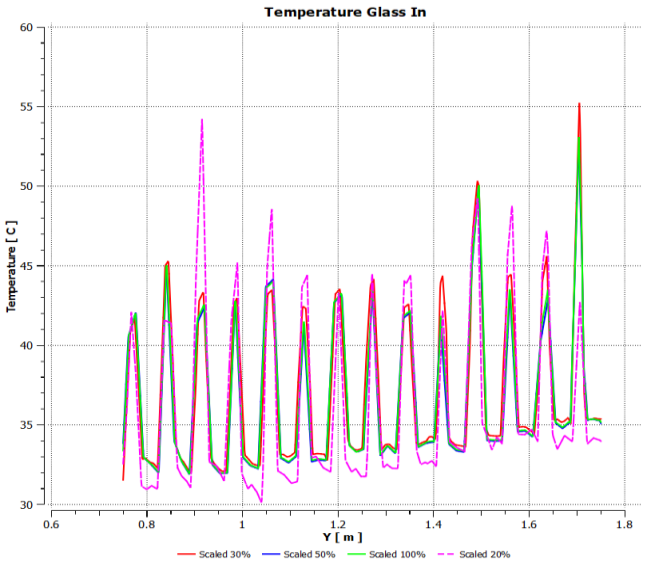
شکل ۳ مقایسه بین نتایج حاصل از شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت (خط چین) برای مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO، مدل هندسی سه بعدی و اندازه مش ۸ میلیمتری و زاویه های سایه بان ۰، ۳۰ و ۹۰ درجه و اندازه گیری های آزمایشگاهی می و همکاران (خط پر)، الف- دمای شیشه داخلی نما، ب- سرعت جریان هوا در حفره



شکل ۴ مدل های دو بعدی و سه بعدی با مقیاس های متفاوت در نرم افزار فلوئنت



شکل ۵ بررسی استقلال دمای سطح شیشه داخلی حاصل از شبیه سازی نسبت به ابعاد مختلف مش-مقیاس سه بعدی واقعی- مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO



شکل ۶ بررسی استقلال دمای سطح شیشه داخلی حاصل از شبیه سازی نسبت با مش ۸ میلیمتری و مقیاس سه بعدی متفاوت ۲۰، ۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪- مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO

۴-۳- تحلیل نتایج

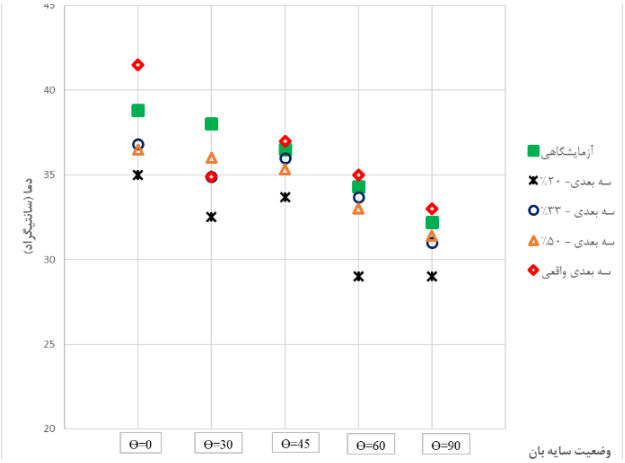
در شکل ۷ مقایسه دمای سطح شیشه داخلی نمای دو پوسته در حالات سه بعدی با مقیاس های مختلف و مش ۸ میلیمتری با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران ارائه شد. مطابق این شکل نتایج دما در روی سطح شیشه داخلی برای حالات مختلف زاویه سایه بان، برای نمونه های با مقیاس۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ نزدیکترین نتایج را نسبت به شرایط آزمایشگاهی می و همکاران [۴] دارد و نمونه های با مقیاس۲۰٪، نتایج با دقت کمتری را نشان می دهد. در شکل ۸ مقایسه دمای سطح شیشه داخلی نمای دو پوسته در حالت مقیاس ۳۳٪ سه بعدی و با ابعاد مش مختلف با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران ارائه شد. نتایج دما در روی سطح شیشه داخلی برای حالات مختلف زاویه سایه بان، برای مش ۸ میلیمتری به نتایج آزمایشگاهی می و همکاران [۴] نزدیکتر بوده و نتایج شبیه سازی نمونه های با مش ۹، ۱۰ و ۱۱ میلیمتر دقت کمتری را نشان می دهد. با بررسی نتایج حاصل شده که بخش از آنها در شکل های ۷ و ۸ نشان داده شد، موارد زیر قابل ذکر می باشد:

۱- سرعت جریان هوا در حفره میانی و دمای سطح شیشه داخلی حاصل از شبیه سازی نسبت به شرایط آزمایشگاهی در نمونه های با مقیاس۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ نزدیکترین نتایج را نسبت به شرایط آزمایشگاهی دارد.

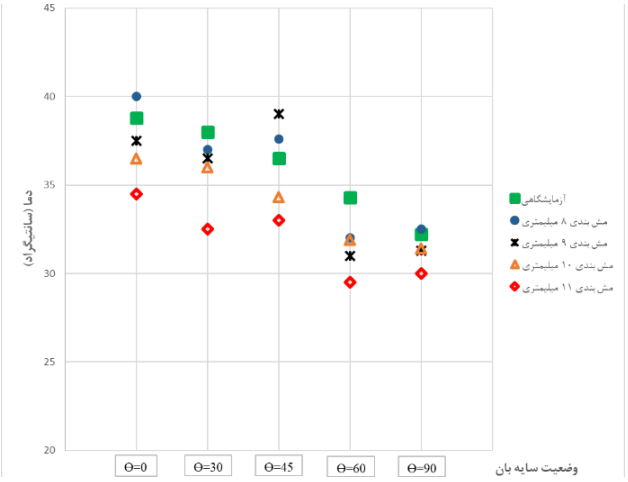
۲- افزایش ابعاد مش منجر به افزایش اختلاف بین نتایج شبیه سازی با نتایج آزمایشگاهی مربوط به دما و سرعت جریان

هوا می شود و همچنین نتایج شبیه سازی برای مش ۸ میلیمتری از سایر ابعاد مش به نتایج آزمایشگاهی نزدیکتر هستند.

میانگین درصد اختلاف سرعت جریان هوا، حاصل از شبیه سازی با نتایج آزمایشگاهی برای مقیاس های ۲۰٪ تا ۱۰۰٪ بین ۵٪ الی ۲۲/۷٪ می باشد و با افزایش مقیاس مدل شبیه سازی، نتایج سرعت جریان هوا حاصل از شبیه سازی به نتایج واقعی آزمایشگاهی نزدیک تر می شود که البته برای مقیاس های ۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ حساسیت این تغییر مقیاس، در نتایج سرعت جریان هوا، تفاوت چندانی را نشان نمی دهد و نتایج مقیاس۳۳٪ با نتایج مقیاس ۱۰۰٪ به یکدیگر نزدیک هستند.



شکل ۷ مقایسه نتایج دمای سطح شیشه داخلی نمای دو پوسته در حالات شبیه سازی با نرم افزار و هندسه سه بعدی با مقیاس های مختلف (مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO) با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران، مش ۸ میلیمتری



شکل ۸ مقایسه دمای سطح شیشه داخلی نمای دو پوسته در حالات شبیه سازی با نرم افزار و هندسه با مقیاس ۳۳٪ سه بعدی و با ابعاد مش مختلف (مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO) با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران

در مورد نتایج دمای سطح شیشه داخل نمای دو پوسته برای مقیاس های ۲۰٪ تا ۱۰۰٪، اختلاف نتایج دمای شیشه داخلی نمای دو پوسته با نتایج آزمایشگاهی بین ۵/۸٪ تا ۱۹/۵٪ متغیر است. با افزایش مقیاس مدل، نتایج شبیه سازی برای دمای سطح شیشه داخل نما با واقعیت آزمایشگاهی مطابقت بیشتری را نشان می دهد که البته برای مقیاس های۳۳٪، ۵۰٪ و ۱۰۰٪ حساسیت این تغییر مقیاس در نتایج حاصل شده، تفاوت چندانی را نشان نمی دهد و نتایج مقیاس ۳۳٪ با نتایج مقیاس ۱۰۰٪ به یکدیگر نزدیک هستند. لذا در راستای کاهش زمان محاسبات کامپیوتری و با حفظ دقت نتایج حاصل از شبیه سازی و در نظر گرفتن استقلال نتایج از ابعاد شبکه، مدل هندسی سه بعدی مقیاس شده در راستای محور Z (مطابق شکل ۴) با مقیاس ۳۳٪ ، برای مدلسازی نمای دو پوسته جعبه ای در نرم افزار فلوئنت مناسب است.

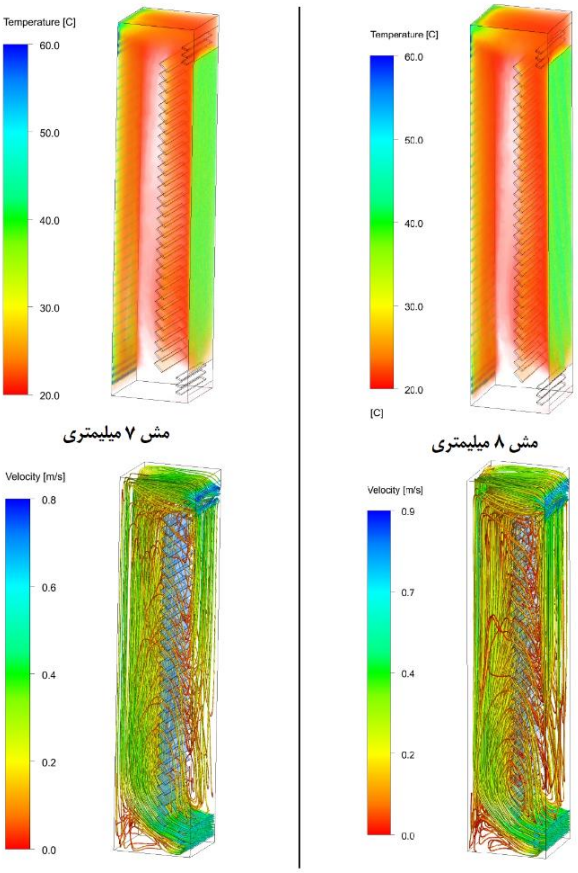
در جدول ۴، مشخص است که در حالت مش به ابعاد ۸ میلیمتر، عدد Y پلاس نسبت به سایر موارد نزدیکتر به عدد یک می باشد. به طور مشخص، اندازه مش ۷ میلیمتر نسبت به ۸ میلیمتر، باعث کاهش مقدار Y پلاس از عدد یک می شود و زمان محاسبات کامپیوتری را حدود ۴۰٪ افزایش می دهد و لذا در راستای کاهش زمان محاسبات کامپیوتری و با حفظ دقت نتایج حاصل از شبیه سازی و در نظر گرفتن استقلال نتایج از ابعاد شبکه، اندازه مش ۸ میلیمتری برای مدلسازی نمای دو پوسته جعبه ای در نرم افزار فلوئنت مناسب است.

جدول ۴ مقدار Y پلاس در اولین شبکه نزدیک سطح شفاف داخلی در حالات شبیه سازی با نرم افزار فلوئنت برای مقیاس ۳۳٪ سه بعدی و ابعاد مش متفاوت(مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO)

زاویه سایه بان / ابعاد مش (میلیمتر)	۰	۳۰	۴۵	۶۰	۹۰
مش ۷	۱/۲۵	۱	۰/۴	۰/۴	۰/۲۵
مش ۸	۱/۵	۰/۷۵	۱	۰/۶	۰/۶
مش ۹	۱/۷۵	۱/۷۵	۲	۱/۲۵	۱/۲
مش ۱۰	۲/۵	۲/۵	۳/۲۵	۲/۲۵	۲/۷۵
مش ۱۱	۴/۵	۴/۵	۴/۲۵	۳/۵	۳/۲۵

بنابراین در حالی که برای انجام محاسبات کامپیوتری شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با هندسه سه بعدی، مطابق مقالات پیشین، مقالات تائو و همکاران[۲۷]، کیم[۲۲] و

ایی و همکاران[۲۸] زمانی در حدود ۴۰ تا ۵۰ ساعت لازم بود، با مدل کردن نمونه مقیاس شده ۳۳٪ واقعی، زمان محاسبات کامپیوتری به حدود ۱۵ تا ۲۰ ساعت کاهش یافت در حالی که دقت نتایج حاصل از شبیه سازی کاهش نداشت و استقلال نتایج شبیه سازی نسبت به کاهش مقیاس هندسه سه بعدی شبیه سازی شده بررسی و تایید شد. در شکل ۹ کانتور دما و جریان هوای تشکیل شده در نمای دوپوسته با مقیاس ۳۳٪ واقعی و مش به ابعاد ۷ و ۸ میلیمتر ارائه شد. مطابق این شکل شباهت نتایج برای مش ۷ و ۸ میلیمتر قابل مشاهده و مقایسه است.



شکل ۹ کانتور دما (بالا) و جریان هوا (پایین) در نمای دوپوسته با مقیاس ۳۳٪ واقعی و مش به ابعاد ۷ (چپ) و ۸ (راست) میلیمتر (مدل آشفتگی RNG k-ε و مدل تابشی DO)

۵- نتیجه‌گیری

نماهای دو پوسته به عنوان یکی از سطوح پوششی ساختمان در دهه اخیر در بسیاری از ساختمان ها مورد استفاده قرار گرفته اند. برای بررسی عملکرد حرارتی نمای دوپوسته دو روش تحقیق مطالعات آزمایشگاهی (تجربی) و آنالیز عددی وجود دارد. مطالعات آزمایشگاهی اولین و معتبرترین منبع اطلاعات است. از طرف دیگر مطالعات آزمایشگاهی تنها راه اعتبار سنجی روش های عددی می باشند. دینامیک سیالات محاسباتی با استفاده از نرم افزار فلوئنت یکی از بهترین روش های عددی برای مطالعه در این زمینه است.

هدف از این پژوهش، ارزیابی پارامترهای مختلف شبیه‌سازی عملکرد حرارتی و سیالاتی نمای دوپوسته جعبه‌ای تهویه طبیعی با نرم‌افزار فلوئنت بود به طوری که نتایج حاصل شده از شبیه سازی با نرم افزار دارای دقت کافی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی باشد و با حفظ دقت و استقلال نتایج از ابعاد مش و مشخصات هندسی مدل شبیه سازی، مدت زمان لازم برای شبیه سازی به حداقل ممکن برسد. انتخاب درست مدل آشفتگی و تابشی، هندسه مدل شبیه سازی شده و ابعاد مش بر دقت نتایج حاصل از شبیه سازی بسیار موثر بوده، لذا در این پژوهش، نتایج حاصل شده از شبیه سازی یک نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت و با درنظر گرفتن ۲ مدل آشفتگی جریان RNG k-ε و SST k-ω و ۲ مدل تابشی Discrete Ordinates(DO) و Surface to Surface(S2S) و هندسه مدل شده به صورت دو بعدی و سه بعدی و بررسی مقیاس های مختلف مدل سه بعدی و ابعاد مختلف مش که دقت و استقلال نتایج از ابعاد شبکه را تضمین کند با نتایج آزمایشگاهی همان نمونه مشخص نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی که در سال ۲۰۰۷ در شرایط آزمایشگاهی در دانشگاه سالفورد انگلستان توسط می و همکاران با اعمال شرایط مرزی مختلف بررسی شده، مقایسه گردید و مناسب ترین مدل آشفتگی، تابشی، هندسی و ابعاد شبکه مش در شبیه سازی نمای دوپوسته جعبه ای تهویه طبیعی با نرم افزار فلوئنت (Ansys Fluent-Ver 2019 R2)را که منجر به دقیق ترین نتایج شبیه سازی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی می و همکاران و کمترین زمان محاسبات کامپیوتری گردد، مشخص شد. نتایج حاصل شده به شرح زیر است:

۱- در مدلسازی پارامتر های سیالاتی موارد زیر بهترین نتایج را در شبیه سازی نماهای دو پوسته با تهویه طبیعی حاصل می کند.

- انتخاب مدل آشفتگی RNG k-ε، نتایج مناسبی را برای شبیه سازی عملکرد نماهای دو پوسته با تهویه طبیعی حاصل می نماید.

- انتخاب مدل تابشی DO، نتایج مناسبی را برای شبیه سازی عملکرد نماهای دو پوسته با تهویه طبیعی حاصل می کند.

۲- در مدلسازی پارامتر های هندسی نمای دو پوسته، موارد زیر بهترین نتایج را برای نماهای دو پوسته با تهویه طبیعی حاصل می کند:

- برای کاهش زمان محاسبات، امکان کوچک کردن مقیاس نمونه سه بعدی، در راستایی که از نظر تئوری اندرکنش فیزیکی و سیالاتی رخ نمی دهد وجود دارد. تعیین مقیاس بهینه در مرحله صحت سنجی و با در اختیار بودن نتایج آزمایشگاهی مناسب امکان پذیر است. مطابق نتایج این مقاله برای شبیه سازی نمای دو پوسته جعبه ای با تهویه طبیعی با مقیاس ۳۳٪ مدل سه بعدی واقعی، دقت نتایج شبیه سازی تغییر محسوسی ندارد ولی زمان محاسبات یک سوم می شود.

- برای کاهش زمان محاسبات، می توان ابعاد بهینه مش را به گونه ای تعیین کرد که دقت محاسبات حفظ شده و زمان محاسبات به حداقل ممکن برسد. اندازه مش ۷ میلیمتر نسبت به ۸ میلیمتر، زمان محاسبات کامپیوتری را حدود ۴۰٪ افزایش می دهد ولی در دقت نتایج حاصل شده تاثیری ندارد، لذا در راستای کاهش زمان محاسبات کامپیوتری و با حفظ دقت نتایج حاصل از شبیه سازی و در نظر گرفتن استقلال نتایج از ابعاد شبکه، اندازه مش ۸ میلیمتری برای مدلسازی نمای دو پوسته جعبه ای در نرم افزار فلوئنت مناسب است.

۶- مراجع

[1] Ahmar, S. El., Battista, F., Fioravanti, A., Simulation of the thermal performance of a geometrically complex Double-Skin Facade for hot climates: EnergyPlus vs OpenFOAM, *Building Simulation*, Vol. 12, No. 5, pp. 781–795, (2019).

[2] Pasut, W., Di Carli, M., Evaluation of various CFD modelling strategies in predicting airflow and temperature in a naturally ventilated double skin façade, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 37, pp. 267-274, (2012).

[3] Jankovic, A., Goia, F., Impact of double skin facade constructional features on heat transfer and fluid dynamic behavior. *Building and Environment*. Vol. 196, (2021).

[4] L. Mei, D.L., Loveday, D.G., Infield, V., Hanby, M., Cook, Y., Li, M., Holmes, J., Bates, The influence of blinds on temperatures and air flows within ventilated double-skin façades. *Proceedings of clima 2007 Well-Being Indoors*, (2007).

[5] Aldawoud, A., Salameh, T., Kim, Y. K., (2020): Double skin façade: energy performance in the United Arab Emirates, *Energy Sources, Part B: Economics, Planning, and Policy*, (2020).

[6] Inan, T., Basaran, T., Erek, A., Experimental and numerical investigation of forced convection in a double skin façade, *Energies*, Vol. 10 No. 9, (2017).

[7]Dopudi, M., Naturally Ventilated Double Skin Facade: CFD and Simplified Model for Parametric Energy Simulation, *Politecnico Milano*, (2017).

[8] Cherif, Y., Sassine, E., Lassue, S., Zalewski, L., Experimental and numerical natural convection in an asymmetrically heated double vertical facade, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 152, (2020).

[9] Cho, K., Cho, D., Simulation of the thermal performance of a geometrically complex Double-Skin Facade for hot climates: EnergyPlus vs OpenFOAM, *Building Simul*ation, Vol. 12, No. 5, pp. 781–795, (2019).

[10] Cattarin, G., Pagliano, L., Causone, F., Kindinis, A., Goia, F., Carlucci, S., Schlemminger, C., Empirical validation and local sensitivity analysis of a lumped-parameter thermal model of an outdoor test cell, *Building and Environment*. Vol. 130, pp. 151–161, (2018).

[11] E. Catto Lucchino, E., Goia, F., Lobaccaro, G., Chaudhary, G., Modelling of double skin facades in whole building energy simulation tools: a review of current practices and possibilities for future developments, *Building Simul*ation, Vol. 12, No. 1, pp. 3–27, (2019).

[12] Choi, H., An, Y., Kang, K., Yoon, S., Kim, T., Cooling energy performance and thermal characteristics of a naturally ventilated slim double-skin window, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 160, (2019).

[13] Tkachenko, M., Timchenko, V., Giroux-Julien, S., Ménézo, C., Yeoh, G.H., Reizes, J.A., Sanvicente, E., Fossa, M., Numerical and experimental investigation of unsteady natural convection in a non-uniformly heated vertical open-ended channel, *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 99, pp. 9–25, (2016).

[14] Colombo, E., Zwahlen, M., Frey, M., Loux, J., Design of a glazed double-façade by means of coupled CFD and building performance simulation, *Energy Procedia*, Vol.122, pp. 355–360, (2017).

[15] Hachem-Vermette, C., Selected High-Performance Building Envelopes BT-Solar Buildings and Neighborhoods: Design Considerations for High Energy Performance, *Springer International Publishing*, pp. 67–100, (2020).

[16] Hassanli, S., Kwok, K.C.S., Zhao, M., Performance assessment of a special Double Skin Façade system for wind energy harvesting and a case study, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 175, pp. 292–304, (2018).

[17] Hong, X., Leung, M.K.H., He, W., Effective use of Venetian blind in Trombe wall for solar space conditioning control, *Applied Energy*, Vol. 250, pp. 452–460, (2019).

[18] Al-Yasiri, Q., Szabó, M., Arıcı, M., A review on solar-powered cooling and air-conditioning systems for building applications, *Energy Reports*, Vol. 8, pp. 2888-2907, (2022).

[19] Hou, K., Li, S., Wang, H., Simulation and experimental verification of energy saving effect of passive preheating natural ventilation double skin façade, *Energy Exploration & Exploitation*, (2020).

[20] Inan, T., Basaran, T., Ezan, M.A., Experimental and numerical investigation of natural convection in a double skin facade, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 106, pp. 1225–1235, (2016).

[21] Inan, T., Basaran, Erek, A., Experimental and numerical investigation of forced convection in a double skin façade, *Energies*, Vol.10 No. 9, (2017).

[22] Kim, D.D., Computational fluid dynamics assessment for the thermal performance of double-skin façades in office buildings under hot climatic condition, *Building Services Engineering Research and Technology*, (2020).

[23] Wang, H., John, Z., Zhai, Advances in building simulation and computational techniques: a review between 1987 and 2014, *Energy and Building*. Vol. 128, pp. 319–335, (2016).

[24] Amaireh, I., Numerical investigation into a double skin façade system integrated with shading devices, with reference to the city of Amman, PhD thesis, University of Nottingham, (2017).

[25] Hassanli, S., Kwok, K.C.S., Zhao, M., Performance assessment of a special Double Skin Façade system for wind energy harvesting and a case study, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 175, pp. 292–304, (2018).

[26] Li, Y., Darkwa, J., Kokogiannakis, G., Su, W., Phase change material blind system for double skin façade integration: system development and thermal performance evaluation, *Applied Energy*, Vol. 252, (2019).

[27] Tao, Y., Zhang, H., Zhang, L., Zhang, G., Tu, J., Shi, L., Ventilation performance of a naturally ventilated double-skin façade in buildings, *Renewable Energy*, 2020.

[28] Iyi, D., Hasan, R., Penlington, R., Underwood, C., Double Skin Façade: Modelling Technique and Influence of Venetian Blinds on the Airflow and Heat Transfer, *Applied Thermal Engineering*, (2014).

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.529906.1917

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

جریان سنجی دو مرحله‌ای جهت اندازه‌گیری مصارف گاز کمتر از جریان حداقل جریان‌سنج‌های توربینی

سعید رستگار*
دکتری مهندسی مکانیک، رئیس اندازه‌گیری و توزیع، شرکت گاز استان سمنان

محسن رضایی
تکنیسین ابزار دقیق، کارشناس اندازه‌گیری و توزیع، شرکت گاز استان سمنان

چکیده: یکی از تجهیزات اندازه‌گیری پرکاربرد برای مصرف‌کنندگان صنعتی گاز، جریان‌سنج توربینی می باشد. این نوع از جریان سنج‌ها دارای مزایای عملکردی فراوان نظیر دقت مناسب در مصارف نزدیک به ظرفیت نامی آنها، نگهداری و تعمیرات آسان می باشند. علیرغم این مزایا، نقطه‌ضعف آنها مربوط به دقت غیرقابل قبول برای اندازه‌گیری جریان گاز در مصارف کم و عدم توانائی اندازه‌گیری در مصارف زیر جریان حداقل-تحت عنوان پدیدهQ_{min} -می باشد. در این مقاله به منظور ارائه راهکار برای حل این مشکل، جریان سنج دو مرحله ای با به‌کارگیری سیستم کنترل اتوماتیک در یک ایستگاه اندازه‌گیری با ظرفیت ۱۰۰۰ مترمکعب بر ساعت طراحی و اجراگردید. هنگامی که جریان گاز از Q_{min} کنتور اصلی کمتر گردید، به وسیله سیستم کنترل اتوماتیک، جریان گاز وارد خط فرعی شده و نسبت به اندازه گیری جریان گاز-که پیش‌تر به حساب نمی آمد- اقدام گردید. عملکرد سیستم پیشنهاد شده در این مقاله، در طول یک سال در ایستگاه مورد مطالعه، پایش گردید. نتایج نشان داد میزان ۲۵۱۵۲ مترمکعب از جریان گاز طبیعی که پیش از اجرای این تحقیق امکان اندازه گیری آن وجود نداشت، اندازه گیری گردید. همچنین دوره بازگشت سرمایه با در نظر گرفتن تعرفه صنعتی و قیمت صادارتی گاز، به ترتیب کمتر از سه و نیم سال و حدود دوماه محاسبه گردید.

واژه های راهنما: ایستگاه اندازه گیری، اندازه‌گیری، جریان سنج توربینی، پدیده Q_{min} ، کنترل اتوماتیک.

مقاله علمی
دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۱۸
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰

Two-stage flowmeter to measure gas consumptions less than the minimum flow of turbine flowmeters

Saeed Rastegar*
PhD in Mechanical Engineering, Head of Measurement and Distribution, Semnan Province Gas Company

Mohsen Rezaei
Instrument Technician, Expert of Measurement and Distribution, Semnan Province Gas Company

Abstract: The most widely used measuring equipments for industrial gas consumers are turbine flowmeters. These types of flowmeters have many performance advantages such as good accuracy in applications close to their nominal capacity and easy maintenance. Despite these advantages, their weakness are related to the unacceptable accuracy of measuring gas flow at low consumption and the inability to measure at very low flow consumption. In this paper, in order to provide a solution to solve this problem, two stage flowmeter with using automatic control system was designed and implemented in the gas measuring station with a capacity of 1000SCMH. When the gas flow was less than minimum flow of the main meter, by automatic control system, switched to the auxiliary line and gas flow- that was not previously considered -was measured.The performance of the proposed system at the station under study, were monitored for one year. The result showed that the amount of 25,152 cubic meters of natural gas flow -that former could not be measured- was observed. Also, considering the industrial gas tariff and gas export price, the payback period was calculated less than three and a half years and about two months, respectively.

Keywords: Metering station, Measurement, Turbine flowmeter, Q_{min} phenomenon, Automatic control.

* نویسنده مسئول، saeedrastegar606@gmail.com

۱- مقدمه

اندازه‌گیری بی وقفه[1] نرخ جریان سیال یکی از مهمترین مسائل در بسیاری از صنایع از قبیل تجارت نفت، گاز، حوزه سلامت [۱]و دیگر کاربردها[۲] می باشد. خصوصیات سیال که به دلایل مختلف متغیر می باشد، سبب گردیده که کمیتهای ترمودینامیکی آن همیشه پایدار نباشد[۳-۵]. برای غلبه بر این مشکل، یک جریان‌سنج با دقت بالا و پاسخ سریع نیاز است. اکثر تجهیزات اندازه‌گیری گاز در جهان به دو روش جابجایی مثبت و استنتاجی عمل می‌کنند. جریان‌سنج‌های جابجایی مثبت عمدتاً شامل دیافراگم و وسایل روتاری شکل بوده که برای اندازه گیری حجم پایین مورد استفاده قرار می گیرد [۶]. در ایران و بسیاری از کشورهای دیگر جهان، جریان‌سنج دیافراگمی برای اندازه‌گیری گاز طبیعی مصرف کنندگان خانگی مورد استفاده قرار می‌گیرد. ناتوانی اندازه‌گیری دقیق در نرخ جریان پایین (زیر یک متر مکعب)، سبب می گردد که این تجهیزات کاملاً قابل اعتماد نبوده و به این دلیل حجم قابل توجهی از گاز طبیعی در شبکه توزیع گاز طبیعی به حساب نمی‌آید. جریان‌سنج‌های توربینی[۷]، آلتراسونیک[۸] و اوریفیس[۹] از کلاس جریان‌سنجهای استنتاجی برای اندازه گیری احجام زیاد جریان گاز مورد استفاده قرار می گیرد. البته روش دیگر اندازه‌گیری، به کارگیری جریان-سنج‌های جرمی حرارتی است که کمتر به‌وسیله تغییرات فشار و دما تحت تاثیر قرار گرفته‌اند. یک جریان‌سنج جرمی حرارتی، حرارت را به جریان سیال اعمال می‌کند که تابع خصوصیات حرارتی سیال مشخص می باشد[۱۰]. بنابراین جریان سنج حرارتی بیشتر برای کاربردهایی که خواص حرارتی سیال در طی عملکرد واقعی ثابت باقی می ماند، مناسب می باشد. لازم به ذکر است جریان سنج حرارتی فقط برای جریانهای گاز مناسب می باشد زیرا در جریانهای مایع ، مشکل جذب حرارت وجود دارد[۱۱].

تاریخچه جریان‌سنج توربینی به سال ۱۷۹۰ بر می‌گردد که توسط آقای ولنمن اختراع گردید[۷]. جریان‌سنج توربینی از روتور چند پره برای محاسبه نرخ جریان متوسط مورد استفاده قرار گرفته و یا مقدار کلی جریان را استنتاج می کند. از مزایای آن می توان به دقت بالا، تکرار پذیری خوب، ساختار ساده، مقاومت فشاری بالا، دامنه اندازه گیری وسیع، وزن سبک، افت فشار کم، پایداری بالا، عملکرد ساده و نگهداری و تعمیرات آسان اشاره کرد[۱۲]. این جریان‌سنج‌ها برای اندازه‌گیری جریان حجمی و مقدار تجمعی مایعات تمیز با ویسکوزیته کم و غیر خورنده نیز مورد استفاده قرار می گیرد. جریان‌سنج‌های توربینی به طور گسترده در صنایع مختلف ازجمله نفت، پتروشیمی، متالورژی، مایعات ارگانیک، گاز مایع شده نفتی (LPG)، شبکه خطوط لوله گاز شهری، فارماکولوژی، غذا و صنایع دیگر مورد استفاده قرار می گیرد. جریان‌سنج توربینی به عنوان یک تجهیز اندازه‌گیری با مقبولیت زیاد در دامنه وسیعی از فشار شامل شرایط اتمسفر تا فشار psig ۱۴۴۰در صنعت گاز مورد استفاده قرار می گیرد. پس از ابداع جریان‌سنج توربینی، اکثر محققان بر روی بررسی و بهبود عملکرد آنها در حالت پایا تمرکز کرده بودند. در سال ۱۹۶۰ موضوع تحقیقات به طراحی و بهینه سازی پره-های جریان سنج توربینی تمرکز یافت[۷]. بعضی از محققان بر روی مدل ریاضی چرخش پروانه به منظور آنالیز گشتاور روی بخشهای مختلف پره آن متمرکز شدند. با استفاده از روش عددی توسعه تولید سیکل جدید، کوتاه‌تر گردید و هزینه های مرتبط با آن کاهش یافت[۱۱]؛ اما مدل هنوز قادر به توصیف میدان جریان داخلی و توزیع سرعت نبود. در تولیدات ۵۰ سال گذشته این جریان‌سنج‌ها با تعداد قابل ملاحظه‌ای از پیکربندی و خروجی مکانیکی و الکتریکی در دسترس کاربران قرار گرفته است. دقت جریان اندازه گیری شده با استفاده از کالیبراسیون دقیق قابل حصول می باشد. جریان سنج توربینی می بایست به طور مناسب و به طور منظم (در بازه زمانی تعیین شده در استاندارد)، مورد کالیبره واقع شوند. متاسفانه علیرغم نصب مناسب و کالیبره به موقع،جریان‌سنج‌های توربینی بعضاً عملکرد نامناسبی را جریانهای پایین نشان می دهند[۱۳]. انحراف و خطا که خصوصیت منفی است، همیشه به علت عملکرد جریان‌سنج توربینی و اثرات آن بستگی دارد. ظرفیت جریان حداقل برای یک جریان‌سنج توربینی عموماً به پایین‌ترین نرخ جریان که در آن دستگاه خطای استاندارد مجاز اشاره شده در استانداردها را دارا می باشد، تعریف می‌شود. از اینرو خطا معمولاً در جریان حداقل(Q_{min})بروز می نماید[۱].

جمع‌بندی تحقیقات پیشین نشان می‌دهد، اگر چه مطالعات متعددی در راستای بهبود عملکرد جریان‌سنج توربینی به انجام رسیده؛ اما تاکنون راهکار عملیاتی برای رفع مشکل عدم دقت مناسب و یا عدم اندازه‌گیری در جریان‌های حداقل (Q_{min}) ارائه نشده است. در این مقاله ابتدا به بررسی مبانی تئوری پدیده جریان حداقل در جریان‌سنج‌های توربینی و دلایل عدم اندازه-گیری گاز در جریان‌های پایین پرداخته شده است. در ادامه ضمن

[1] Real time

معرفی یک سیستم کنترلی، روش کاربردی برای اندازه‌گیری مصارف کمتر از جریان حداقل به عنوان راهکار برای ایستگاه اندازه گیری گاز طبیعی ارائه گردیده و امکان‌سنجی فنی و اقتصادی آن مورد بررسی قرارگرفته است.

۲- مبانی تئوری

در تجهیزات اندازه‌گیری استنتاجی از مفهوم سرعت برای اندازه گیری حجم استفاده می‌شود. در مورد جریان‌سنج توربینی سرعت جریان گاز به‌وسیله چرخش روتور آن انجام می شود. سرعت یا چرخش روتور، به‌طور مستقیم متناسب با نرخ جریان گاز می باشد[۷]. بدین صورت که جریان گازی که از فضای بین پره‌های جریان‌سنج عبور می کند، سرعت زاویه ای به پروانه می دهد که متناسب با سرعت جریان گاز می باشد. برای اندازه گیری سرعت چرخشی روتور چندین روش وجود دارد. معمولترین روش برای تعیین دور روتور این است که دور به‌وسیله مجموعه ای از چرخ‌دنده‌ها به یک شمارنده الکتریکی انتقال می‌یابد که روابط و نحوه محاسبه سرعت زاویه‌ای برای جریان‌های دائمی و غیر دائمی در کتب مرجع ارائه گردیده است[۷–۹].

۲-۱-محاسبه افت فشار در جریان سنج توربینی

انرژی مورد نیاز برای به حرکت درآوردن مکانیسم عملکردی جریان سنج توربینی (دوران روتور و انتقال به شماره انداز)، افت-های ناشی از اصطکاک قطعات داخلی وتغییرات در سرعت و جهت جریان از مهمترین عوامل تعیین کننده در میزان افت فشار می باشد.

افت فشار در بین یک نقطه در پایین دست و یک نقطه بالا دست جریان روی لوله در سایز یکسان که در آن جریان‌سنج نصب شده، محاسبه می‌شود. به عبارت دیگر باید به یکنواخت بودن جریان گاز ورودی به جریان‌سنج توجه داشت تا نوسانات الگوی جریان بر قرائت فشار تأثیر نگذارد. با توجه به اینکه نسبت نیروی اینرسی به نیروی ویسکوز در محدوده در جریان آشفته می باشد، لذا افت فشار اصولاً از رابطه متناظر با جریان آشفته استفاده می شود[۹].

$$\Delta P_m = c\,\rho_m\,Q_m^2 \qquad (۱)$$

که در رابطه(۱) c، ρ و Q به ترتیب ضریب افت فشار، چگالی و جریان حجمی در شرایط عملیاتی(m)می‌باشد.

۲-۲- نرخ جریان های حداقل و حداکثر جریان‌سنج توربینی

دامنه‌پذیری[1] جریان‌سنج توربینی به صورت رابطه(۲) تعیین می گردد.

$$Rangeability = \frac{Q_{min}}{Q_{max}} \qquad (۲)$$

این مقدار، دامنه عملکرد تمام نرخ جریان که در آن جریان-سنج توربینی دقت عملکرد مشخصی را حفظ می کند را معرفی می‌نماید. دامنه‌پذیری یک جریان‌سنج توربینی در فشارهای بالاتر، موجب افزایش چگالی گاز می‌گردد. با افزایش چگالی گاز، نیروی پیشران افزایش یافته و نفوذ نسبی بلبرینگ[2] جریان‌سنج توربینی کاهش می‌یابد. اندازه حرکت [3] اضافی باعث افزایش تحریک روتور می شود که به نوبه خود، جریان حداقل عبوری از جریان‌سنج را کاهش خواهد داد و در نتیجه مقدار جریان حداقل برای شرایط واقعی از رابطه (۳) محاسبه می‌گردد.

$$Q_{min,m} = Q_{min}\sqrt{\frac{\rho_{air,b}\times P_b}{\rho_b \times P_m}} \qquad (۳)$$

که زیرنویس m و b به ترتیب مربوط به شرایط عملیاتی و پایه می‌باشد. همچنین در کتب مرجع جریان‌سنج‌های توربینی، Q_{min} بر اساس نیروهای اصطکاکی بلبرینگها مشخص می شود. یک گاز متراکم می‌تواند گشتاور بیشتر را برای غلبه بر اصطکاک وارد کند؛ بنابراین حد پایین جریان حجمی متناسب با معکوس ریشه دوم دانسیته گاز کاهش می‌یابد. در این حالت جریان حداقل(Q_{min}) در شرایط واقعی از رابطه (۴) بدست می آید[۷]:

$$Q_{min\text{-}Operating} = Q_{min\ air}\sqrt{\frac{p_{atm}}{p_m}\cdot\frac{1}{d}} \qquad (۴)$$

لازم به ذکر است وزن مخصوص یا چگالی نسبی(d)، نسبت چگالی گازطبیعی به چگالی هوا می‌باشد.

جریان سنج‌های توربینی عموماً برای حداکثر نرخ جریان (Q_{max}) طراحی شده اند تا از سرعت مشخص روتور توربین و افت فشارمشخص (مطابق با رابطه(۱)) تجاوز ننمایند. حداکثر نرخ جریان حجمی در جریان‌سنج یکسان باقی می ماند، مگر اینکه در کاتالوگهای سازنده آن تصریح شده باشد[۹]. برای مقادیر مختلف فشار، دما و ترکیب سیال که به وسیله سازنده مشخص گردیده، نرخ جریان عبوری حداقل از رابطه (۵) نیز قابل محاسبه می‌باشد:

$$Q_{m,in} = Q_{s,min}\sqrt{\frac{\rho_s}{\rho_m}} \qquad (۵)$$

[1] Rangeability
[2] Ball bearing
[3] Momentum

Q_s جریان حداقل استاندارد، $Q_{s,min}$ جریان حداقل اندازه گیری شده ، ρ_s چگالی گاز در شرایط استاندارد و ρ_m چگالی گاز اندازه‌گیری شده می باشد.

۲-۳- مشخصات ایستگاه مورد مطالعه

ایستگاه مورد مطالعه، ایستگاه اندازه گیری با فشار psi ۶۰ و ظرفیت ۱۰۰۰SCMH[1] می‌باشد. این ایستگاه دارای دو خط بوده و مشخصات آن مطابق با جدول ۱ می باشد.

جدول ۱ مشخصات جریان سنج ایستگاه مورد مطالعه

ظرفیت کنتور	Q_{max}	Q_{min}	فشار اتمسفر	فشارمحلی
	m^3/hr	m^3/hr	psi	psi
G۱۶۰	۲۵۰	۱۳	۱۴/۷	۱۲/۸۲

شایان ذکر است جریان‌سنج‌های توربینی در شرایط فشار و دمای کاری، جریان گاز را اندازه‌گیری می‌کنند. برای محاسبه حجم گاز در استانداردهای مختلف، فشار و دمای معینی را به عنوان شرایط مبنا در نظر می‌گیرند. در آنالیز حساسیت و عدم قطعیت ضریب تصحیح گاز طبیعی بر اساس معادله حالت AGA8؛ عامل فشار موثرترین فاکتور در تبدیل حجم عملیاتی به حجم استاندارد می باشد[۱۴]. لذا از رابطه (۶)، ضریب تصحیح فشار $(p_{corrected})$ محاسبه می‌شود[۷]:

$$p_{corrected} = \frac{p_m + p_{loc}}{p_{atm}} \qquad (۶)$$

p_{loc} و p_{atm} به ترتیب فشار محلی (شهر سمنان) و فشار اتمسفر می‌باشد. با جایگزینی مقادیر جدول۱ در رابطه(۶) ضریب تصحیح فشار به مقدار ۴/۹۶ محاسبه می‌گردد. با استفاده از روابط (۳) الی (۵)، برای جریان‌سنج ۳اینچ و با حداکثر ظرفیت ۲۵۰ مترمکعب برساعت(G160) در شرایط فشار کاری، نرخ جریان حداقل به میزان ۸/۷ متر مکعب بر ساعت به دست می آید.

جهت بررسی مقادیری از جریان گاز که احتمال عدم اندازه-گیری وجود دارد، کلیه پایانه‌های حرارتی منشعب از ایستگاه اندازه‌گیری مورد مطالعه، بررسی شده و میزان حداکثر مصارف بر اساس فشار کاری آنها در جدول ۲ به صورت خلاصه آورده شده است. لازم به توضیح است ظرفیت حرارتی دستگاه گاز سوز از حاصل تقسیم توان آن دستگاه بر مقدار ارزش حرارتی[2] گاز محاسبه می گردد.

جدول ۲ مشخصات پایانه‌های حرارتی منشعب از ایستگاه مورد مطالعه

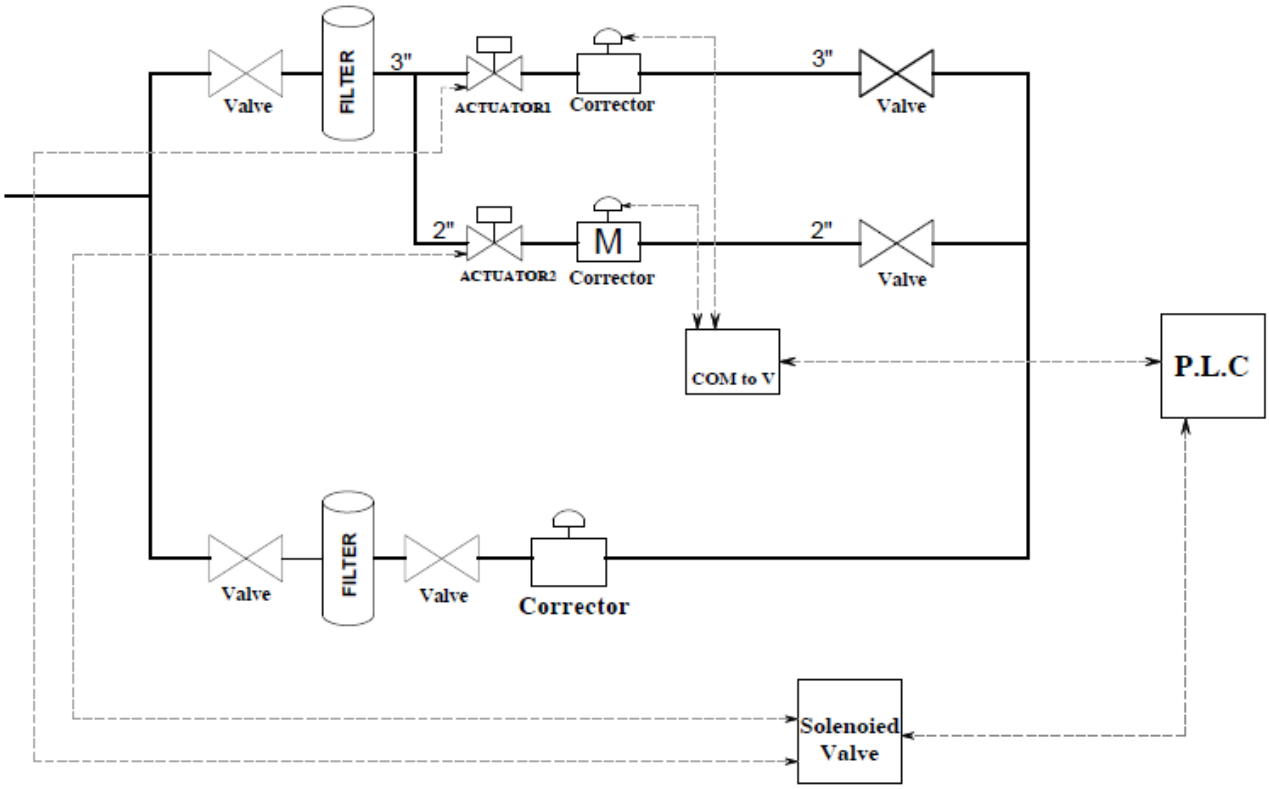
محل مصرف	ظرفیت حرارتی	توان	حداکثر مصرف	فشار مصرف
	m^3/hr	kcal/hr	m^3/hr	psi
نگهبانی	۵	۵۰۰۰۰	۳	۰/۲۵
مشعل پیش گرمایش	۶۵	۶۰۰۰۰۰	۷	۰/۲۵
دیگ اصلی	۷۰۰	۶۵۰۰۰۰	۶۳۶	۱۵

۳- راهکار ارائه شده برای حل مشکل جریان حداقل جریان‌سنج توربینی

در این تحقیق، به منظور ارائه یک راهکار اجرایی جهت اندازه-گیری مصارف کمتر از جریان حداقل در جریان سنج توربینی ، به‌کارگیری جریان‌سنج دو مرحله‌ای مطابق با بلوک دیاگرام شکل ۱ مورد بررسی قرار گرفته است. روش انجام کار به این صورت است که جریان‌سنج توربینی با سایز ۲ اینچ و با حداکثر ظرفیت ۱۰۰ متر مکعب بر ساعت(G65)، در مسیر موازی با خط اصلی قرار گرفته است. حداقل جریان حجمی استاندارد در این جریان سنج، ۵ متر مکعب بر ساعت بوده که با استفاده از روابط (۳) الی (۵) مقدار جریان حجمی حداقل در شرایط عملیاتی ۳/۴ مترمکعب بر ساعت محاسبه می گردد. به عبارت دیگر با روش ارائه شده در این تحقیق، جریان گاز از مقادیر ۳/۴ تا ۸/۷ متر مکعب بر ساعت که پیشتر اندازه‌گیری نمی‌گردید، در دامنه اندازه‌گیری قرار گرفت. جزئیات از نحوه عملکرد این سیستم، در نقشه ایزومتریک پیوست الف ارائه شده است.

[1] Standard Cubic Meter per Hour

[2] Low Heating Value (LHV)



شکل ۱ بلوک دیاگرام نحوه عملکرد جریان سنجی دو مرحله ای

۳-۱- معرفی سیستم کنترلی و تجهیزات ابزار دقیق ارائه شده در این تحقیق

برای اندازه‌گیری جریان گاز برای مصارف بیشتر از ۸/۷ متر مکعب بر ساعت، ضرورت دارد خط ۳ اینچ که‌دارای جریان‌سنج با ظرفیت G۱۶۰ می باشد، در سرویس باشد؛ همچنین برای مصارف کمتر از ۸/۷ مترمکعب بر ساعت، لازم است خط ۲ اینچ، که شامل جریان‌سنج با ظرفیت G۶۵ بوده (و به منظور اندازه گیری جریان حداقل با خط ۳ اینچ موازی شده)، فعال گردد. جهت دستیابی به این هدف، باید یک سیستم کنترل طراحی گردد که پس از رسیدن به نقاط حدی فوق، به صورت اتوماتیک تغییر مسیر انجام شود. جهت شناسائی نقاط حدی مصرف، لازم است اطلاعات پایگاه داده تصحیح کننده PTZ[1] به سیستم کنترلر منطقی قابل برنامه نویسی[2] منتقل گردد. گفتنی است پایگاه داده تصحیح کننده دارای پروتکل استاندارد نبوده و از طریق نرم‌افزار تهیه شده توسط شرکت سازنده، مطابق با دستورالعمل مد باس[3] قابلیت گزارش گیری دارد. برای حل این مشکل از طریق برنامه نویسی یک فصل مشترک، کشف رمز انجام و جریان آنالوگ به ولتاژ دیجیتال (با آرایش ۰- ۵ ولت) تبدیل می گردد. نکته قابل ذکر این است به‌دلیل اینکه PLC موظف به تحلیل اطلاعات دو تصحیح کننده به‌صورت همزمان می باشد، لازم است PLC دارای دو ورودی آنالوگ و دو ورودی دیجیتال باشد. خروجی‌های دیجیتال PLC به شیربرقی[4] انتقال یافته و شیر برقی فرمان باز و بسته شدن مسیر جریان گاز را به اکچویتور[5] مونتاژ شده بر روی شیرهای توپی[6] موجود در ورودی هر یک از خطوط ۲ اینچ یا ۳ اینچ اعمال می نماید. ذکر این نکته لازم است که برای تحریک شیرهای توپی از گاز پرفشار استفاده شده و منابع تغذیه ۱۲ ولت برای شیربرقی و ۲۴ ولت برای PLC با رعایت نکات استاندارد IGS-E-EL-032 [۱۵]، مورد استفاده قرار گرفته است. دیاگرام تفصیلی از تجهیزات و اتصالات ابزار دقیق[7] به‌کارگیری شده، در پیوست ب آورده شده است.

۳-۲- افزایش دامنه اندازه‌گیری گاز به حساب نیامده با به‌کارگیری جریان‌سنج روتاری

[1] Pressure-Temperature-Compressibility factor corrector
[2] Programmable Logic Controller (PLC)
[3] Modbus
[4] Solenoid valve
[5] Actuator
[6] Ball valve
[7] Instrumentation diagram

روش معرفی شده برای اندازه‌گیری مصارف کمتر از جریان حداقل (Q_{min}) در بخش قبل، قادر است جریان گاز از مقدار ۸/۷ تا ۳/۴ متر مکعب بر ساعت که قابلیت اندازه گیری نداشت، مورد اندازه گیری قرار دهد؛ اما هنوز جریان گاز تا میزان ۳/۴ متر مکعب بر ساعت اندازه گیری نمی‌شود. در ادامه، برای بهبود دامنه اندازه گیری، به کارگیری جریان سنج روتاری[1] (به‌عنوان جایگزین جریان‌سنج توربینی) مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به اینکه جریان‌سنج روتاری، یک دستگاه اندازه گیری جابجایی مثبت می‌باشد، لذا نسبت به جریان سنج توربینی دارای دامنه پذیری بسیار بالاتر می‌باشد. مشخصات جریان‌سنج روتاری مورد استفاده در این تحقیق، مطابق جدول ۳ می باشد.

جدول ۳ مشخصات کنتور روتاری

ظرفیت کنتور	Qmax	Qmin	دامنه پذیری
	m^3/hr	m^3/hr	-
G۶۵	۱۰۰	۰/۵	۱:۲۰۰

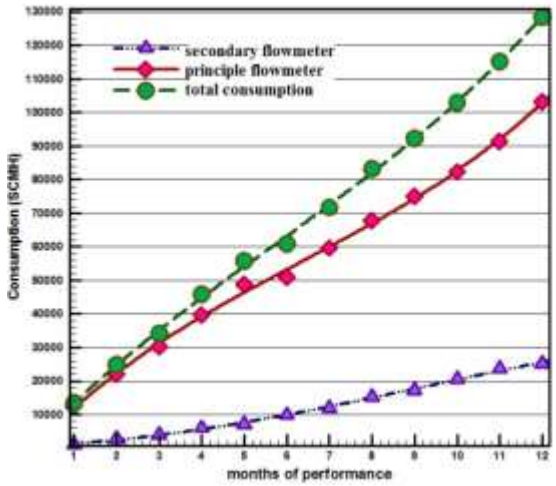
در این جریان‌سنج، حداقل جریان استاندارد قابل اندازه‌گیری ۰/۵ متر مکعب‌برساعت در شرایط استاندارد بوده،که با استفاده از روابط (۳) الی (۵) جریان حداقل برای فشار کاری تا مقدار ۰/۱۴ متر مکعب بر ساعت محاسبه می شود. به عبارت دیگر به‌کارگیری جریان‌سنج روتاری، منجر به بهبود عملکرد سیستم اندازه‌گیری جریان گاز در دامنه ۳/۴ تا ۰/۱۴ متر مکعب استاندارد بر ساعت - علاوه بر مقدار تشریح شده دربخش قبل- می‌گردد. ذکر این نکته لازم است که ارزش پالس جریان‌سنج روتاری که به تصحیح کننده انتقال داده می شود، مشابه جریان-سنج توربینی می‌باشد. همچنین تمامی دستگاه های اندازه‌گیری در کلیه مراحل آزمایش و ثبت نتایج، دارای گواهی صحت و دقت عملکرد از مراکز معتبر کالیبراسیون بوده اند و بنابراین این تجهیزات دارای خطای خارج از دامنه استاندارد نمی باشند.

۴- نتایج و بحث

اندازه‌گیری حجم گاز طبیعی در شرایط واقعی و استاندارد، متاثر از فاکتورهای متعددی نظیر دما، فشار و ترکیبات گاز می‌باشد. همچنین مشخصات جریان‌سنج توربینی نظیر سایز، مشخصات طراحی و دامنه پذیری عملکرد آن را در مواجه با پدیده جریان حداقل تحت تاثیر قرار می دهد. در کاتالوگهای شرکت سازنده جریان‌سنج توربینی، مبنای اعتبارسنجی مقدار جریان حداقل (Q_{min})، استاندارد ISO ۹۹۵۱ می باشد[۱۶]. به منظور بررسی اثربخشی و سنجش میزان اهداف طرح‌ریزی شده در این تحقیق، عملکرد سیستم کنترل در طی یک سال پایش و نتایج آن گزارش گردیده است. همچنین بر اساس گزارش اخذ شده از آرشیو تصحیح کننده، مصرف ساعتی سه روز به عنوان نمونه با یکدیگر مقایسه شده است. ضمن اینکه تحلیل اقتصادی ایده پیشنهادی در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته است.

۴-۱- پایش، اندازه گیری و تحلیل نتایج دروه گزارش دهی

بعد از اجرای راهکار برای اندازه‌گیری گازهای به حساب نیامده ناشی از جریان حداقل (Q_{min}) برای ایستگاه مورد مطالعه، طی دوره زمانی یک ساله نتایج پایش و اندازه گیری گردید. در شکل ۲ روند میزان مصارف تجمعی برای دو جریان‌سنج ۲ و ۳ اینچ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می گردد، مصرف واقعی گاز در ایستگاه مورد مطالعه در طی یک‌سال، ۱۲۸۳۲۷ متر مکعب بوده‌است. از این میزان، ۲۵۱۵۲ مترمکعب جز گازهای به حساب نیامده بوده که توسط راهکار پیشنهاد شده در این تحقیق، قابلیت اندازه‌گیری و محاسبه یافته است؛ به عبارت دیگر با به‌کارگیری جریان سنجی دومرحله‌ای، حجم گاز فروش رفته به میزان ۱۷٪ افزایش یافته است.



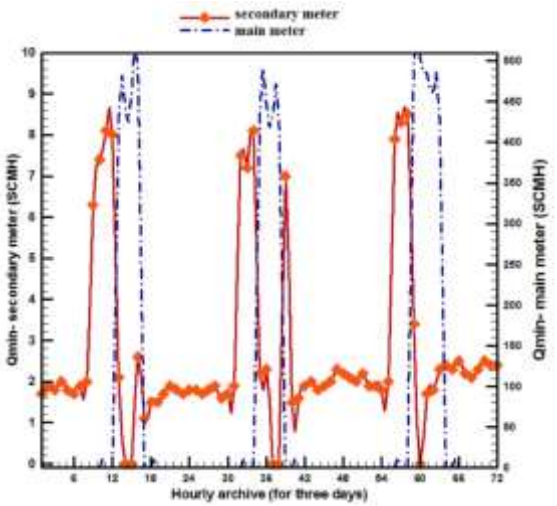
شکل ۲ اندازه گیری مصرف تجمعی یک سال پس از اجرای روش پیشنهادی

۴-۲- بررسی مصارف ساعتی

به‌منظور پایش نحوه عملکرد دستگاه‌های اندازه‌گیری در ساعات مختلف شبانه‌روز، مصارف گاز ایستگاه برای سه روز از آرشیو تصحیح کننده استخراج گردید. مقدار مصرف ساعتی گاز در طی سه روز مطابق با شکل۳ می‌باشد. همانطور که ملاحظه می شود

[1] Rotary Displacement (RD) meter

جریان گاز در طی ساعات کاری (از ۸ الی ۱۴) که مشعل پیش گرمایش (با توان ۶۰۰۰۰۰ کیلوکالری) به همراه مصارف سرایداری و نگهبانی (با مجموع حداکثر مصرف ساعتی ۵ متر مکعب) فعال بوده اند، توسط جریان‌سنج ۲ اینچ اندازه‌گیری می-شود. مصارف مربوط به دیگ اصلی(با ظرفیت ۶۰۰۰۰۰۰ کیلو-کالری) توسط جریان‌سنج ۳ اینچ اندازه‌گیری گردیده است. بدیهی است مصارف در ایام تعطیل و خارج از ساعات کاری که مصرف کننده های اصلی خاموش می باشند، توسط جریان‌سنج ۲ اینچ اندازه‌گیری و ثبت می‌گردد.



شکل ۳ تغییرات ساعتی مصرف در دو تصحیح کننده در طی سه روز

۴-۳- مدل توسعه یافته

بر اساس روش پیشنهاد شده در این تحقیق، مصارف گاز در طی یک سال در ایستگاه مورد مطالعه، پایش و اندازه‌گیری گردید. با به‌کارگیری روش رگرسیون خطی، یک مدل برای پیش‌بینی مصارف تجمعی هر یک از جریان سنج‌های اصلی و فرعی و همچنین میزان گاز اندازه‌گیری شده (که قبل اجرای طرح، اندازه‌گیری نمی شد) بر اساس ماه های مختلف سال توسعه داده شد. به دلیل ضریب تعیین[1] (R-Square) مطلوب، این مدل دارای همبستگی بوده و معادله آن مطابق رابطه (۷) ارائه شده است.

$$number\ of\ month = a \times consumption + b \quad (۷)$$

ضرائب a و b که به ترتیب شیب و عرض از مبداء بوده و مقادیر آن به شرح جدول ۴ می باشد.

جدول ۴ ضرائب a و b

	مجموع مصارف	ثبت مصرف در جریان سنج اصلی	ثبت مصرف در جریان سنج کمکی
a	۹۸۸۵/۸	۷۸۰۴/۶	۲۲۸۱/۲
b	۴۳۶۷/۵	۶۲۲۷/۳	-۲۲۷۶/۵
R-square	۰/۹۹۸۱	۰/۹۹۴۹	۰/۹۸۵۳

۴-۴- امکان سنجی اقتصادی

در جدول ۵ هزینه کالا، تجهیزات و خدمات جهت اجرای طرح پیشنهادی آورده شده است.

با در نظر گرفتن عمر مفید تجهیزات به میزان ۱۰ سال و نرخ تورم سالیانه به مقدار ۲۰٪، فاکتور بازگشت سرمایه از رابطه ذیل محاسبه می گردد[۴]:

$$\boldsymbol{CRF = i(1+i)^n/[(1+i)^n - 1]} \quad (۸)$$

با جایگذاری عمر مفید تجهیزات و نرخ تورم سالیانه در رابطه (۸)، فاکتور بازگشت سرمایه[2] (CRF) به میزان ۰/۲۴ محاسبه می شود.

هزینه سال اول[3] (FAC) برای سیستم پیشنهادی عبارتست از[۵]:

$$FAC = P \times CRF \quad (۹)$$

از رابطه (۹)، FAC به میزان ۸۲۹۵۰۰۰۰ ریال بدست می اید. مقدارصرفه جوئی سالیانه[4] (ASV) از حاصلضرب میزان صرفه جوئی (S) در فاکتور متاثر از نرخ تنزیل سرمایه[5] (SFF) بدست می آید[۵]:

$$ASV = SFF \times S \quad (۱۰)$$
$$S = 0.2 \times P \quad (۱۱)$$
$$SFF = i/[(1+i)^n - 1] \quad (۱۲)$$

با در نظر گرفتن نرخ تورم سالیانه ۲۰ درصد و طول عمر ۱۰ سال، نرخ تنزیل سرمایه(SFF) به میزان ۰/۰۴ محاسبه می شود. همچنین با جای‌گذاری هزینه سرمایه‌گذاری در رابطه (۱۱)، میزان صرفه جوئی به میزان ۶۸۵۹۰۰۰۰ ریال محاسبه می شود. همچنین در صورت جایگذاری روابط (۱۱) و (۱۲) در رابطه (۱۰)

[1] Coefficient of Determination
[2] Cost Recovery Factor
[3] First Annual Cost
[4] Annual Salvage Value
[5] Sinking Fund Factor

نرخ صرفه‌جوئی سالیانه (ASV) به میزان ۸۲۳۰۸۰۰۰ ریال به‌دست می آید.

جدول ۵ لیست کالا، خدمات و هزینه های متناظر با آن

شرح کالا	مقدار/تعداد	مبلغ
	عدد	ریال
شیر برقی	۲	۳۰۰۰۰۰۰
فیوز، ترمینال	۲۰	۵۰۰۰۰۰
PLC	۱	۱۱۰۰۰۰۰۰
DIO card	۱	۵۰۰۰۰۰۰
PLC Power Supply	۱	۵۵۰۰۰۰۰
Communication Module RS232 with Power (barrier)	۱	۲۶۵۰۰۰۰۰
Power Supply:220/24	۱	۳۰۰۰۰۰۰
Double Power Supply: 220/12vdc/6vdc 3A	۱	۶۰۰۰۰۰۰
کوپلینگ اکچیتور "۲ و "۳	۲	۱۵۳۰۰۰۰۰
تصحیح کننده	۱	۱۱۰۰۰۰۰۰۰
جریان سنج	۱	۱۳۰۰۰۰۰۰۰
داکت	۳۰ (متر)	۳۰۰۰۰۰
کابل و اتصالات	۴۰ (متر)	۲۰۰۰۰۰۰
برنامه نویسی PLC	۸۰ (ساعت)	۱۱۷۳۰۰۰۰
برنامه نویسی Communication Module	۷۰ (ساعت)	۱۳۱۲۰۰۰۰
مجموع هزینه(p) (۳۴۲۹۵۰۰۰۰ ریال)		

اگر هزینه نگه داری سالیانه[1] (AMC) معادل ۱۰٪ هزینه سال اول در نظر گرفته شود آنگاه[۱۷]:

$$AMC = 0.10 \times FAC \qquad (۱۳)$$

با جایگذاری رابطه (۹) در رابطه (۱۳) هزینه نگه داری سالیانه به میزان ۸۲۳۰۸۰۰ ریال برآورد می گردد.

بنابراین هزینه سالیانه[2] (AC) از رابطه (۱۳) بدست می آید[۱۸]:

$$AC = FAC + AMC - ASV \qquad (۱۴)$$

با جای‌گذاری اعداد مربوط به روابط (۹)، (۱۰) و (۱۳) در رابطه (۱۴) هزینه سالیانه به میزان ۸۷۷۹۵۲۰۰ ریال محاسبه می‌شود.

در طی یک سال پس از اجرای پروژه، مقدار ۲۵۱۵۲ مترمکعب گاز محاسبه نشده، اندازه‌گیری گردید. حال اگر قیمت هر متر مکعب ۱۰۰۰ ریال در نظرگرفته شود، به‌طور متوسط ۲۵۱۵۲۰۰۰ ریال در سال به میزان فروش گاز برای ایستگاه مورد مطالعه افزوده می گردد.

بنابراین دوره بازگشت سرمایه (PBP) از رابطه (۱۵) قابل محاسبه می باشد[۱۹]:

$$PBP = \frac{annual\ cost}{annual\ benfit} \qquad (۱۵)$$

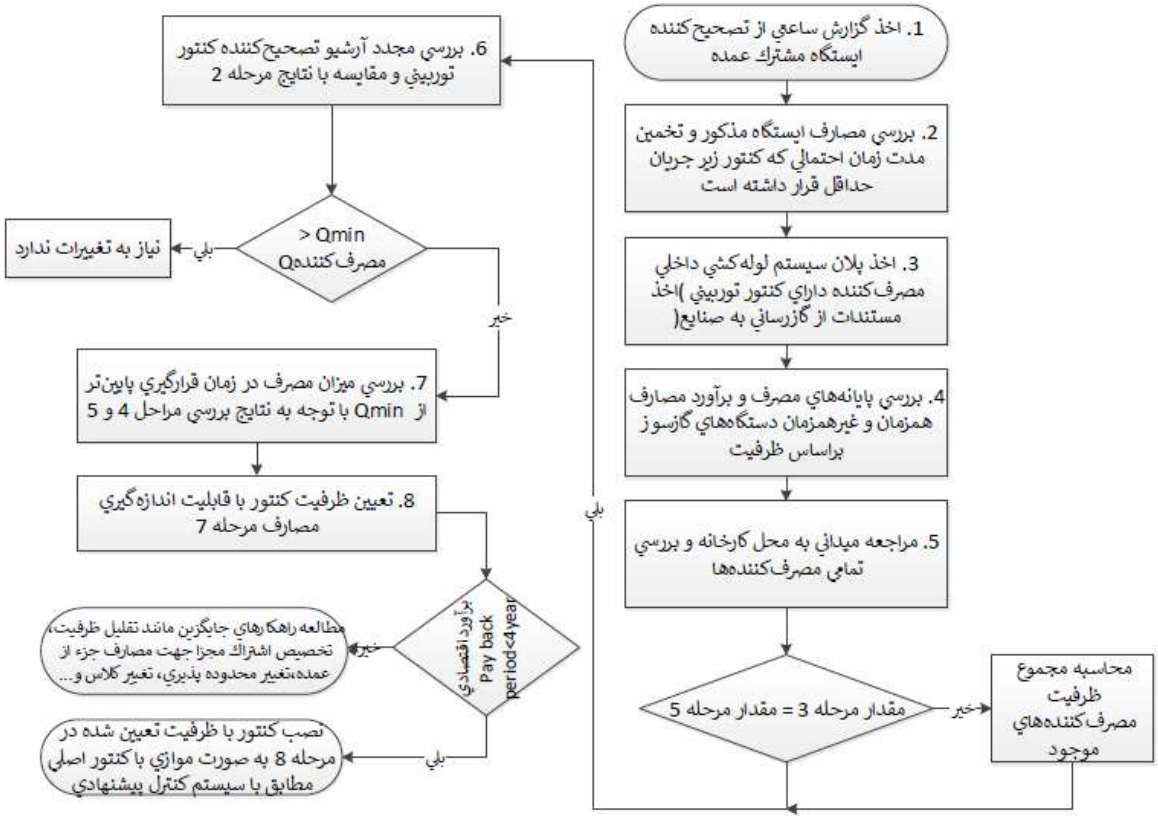
به عبارتی از رابطه (۱۵) دوره بازگشت سرمایه با در نظر گرفتن قیمت یارانه‌ای گاز کمتر از سه و نیم سال برآورد می گردد. بدیهی است با توجه به تفاوت بسیار زیاد قیمت صادرات گاز(۲۲ سنت) و تعرفه داخلی بخش صنعت (۱۰۰۰ ریال)، وبا فرض اینکه قیمت صادراتی گاز در محاسبات لحاظ شود، دوره بازگشت سرمایه در بازه زمانی حدود دوماه حاصل می‌گردد.

۴-۵- بررسی مصارف کمتر از جریان حداقل جریان سنجی توربینی

به منظور اجرای اثربخش طرح جریان سنجی دو مرحله‌ای مصرف گاز با کنترل اتوماتیک در ایستگاه صنعتی، لازم است امکان-سنجی فنی و اقتصادی برای مصرف‌کننده‌های صنعتی دارای جریان سنج توربینی صورت پذیرد. بدین منظور عوامل و فاکتورهای تاثیرگذار بر مصارف جریان حداقل (Q_{min}) در فلوچارت شکل ۴ مشخص شده است. همانطور که در این روند نما ملاحظه می شود شرط لازم برای استفاده از سیستم کنترلی پیشنهاد شده در این تحقیق، بررسی کلیه مصرف کننده های گاز بوده و در صورت وجود مصارف کمتر از جریان حجمی حداقل، اجرای آن به لحاظ اقتصادی نیز وارسی گردد.

[1] Annual Maintenance Cost

[2] Annual Cost



شکل ۴ فلوچارت امکان‌سنجی فنی و اقتصادی طرح پیشنهادی در ایستگاه‌های صنعتی

۵-نتیجه گیری

مهمترین نقطه ضعف جریان‌سنج توربینی، عدم اندازه گیری مصرف کمتر از جریان حداقل، می باشد. در این تحقیق جریان-سنج‌های دو مرحله‌ای طراحی و در یک نمونه ایستگاه صنعتی اندازه‌گیری گاز، آزمایش و عملکرد آن در طی بازه زمانی یک‌ساله مورد پایش قرار گرفت؛ به طوریکه تمام طیف جریان گاز مصرفی اندازه گیری گردید. هرچه سیال عبوری از جریان‌سنج به جریان حداقل نزدیک گردد، از میزان دقت اندازه گیری کاسته شده که با توجه انتقال این میزان از مصارف به کنتور با سایز کمتر، می-توان به دقت نتایج اندازه گیری نیز افزود. نتایج این تحقیق برای یک ایستگاه با ظرفیت SCMH ۱۰۰۰ گزارش گردیده است. بدیهی است اگر ظرفیت ایستگاه بیشتر باشد به تبع آن میزان جریان حداقل نیز افزایش داشته و به کارگیری روش پیشنهاد شده در این تحقیق عملکرد قابل ملاحظه تری در پی خواهد داشت. در انتها پیشنهاد می گردد:

- در طراحی و تخصیص ظرفیت به ایستگاه صنعتی، علاوه بر حداکثر جریان گاز مورد نیاز مصرف‌کننده، حداقل جریان نیز در نظر گرفته شود.
- در استاندارد IGS-C-IN-۱۰۵ به‌جای بازه زمانی، میزان کارکرد جریان‌سنج مبنای کالیبراسیون قرار گیرد. شایان ذکر است جریان‌سنج‌های مورد استفاده در روش پیشنهادی این تحقیق، به عنوان پشتیبان یکدیگر عمل می کنند؛ از این‌رو چرخه عمر کالیبراسیون طولانی‌تری برای آنها قابل تصور می‌باشد.

۶- فهرست علائم و اختصارات

علایم انگلیسی

AC	هزینه سالیانه (ریال)
AMC	هزینه نگهداری سالیانه (ریال)
ASV	نرخ صرفه جویی سالیانه (ریال)
c	ضریب افت فشار مرتبط با نوع جریان‌سنج
CRF	فاکتور بازگشت هزینه (ریال)
d	وزن مخصوص $(kg.m/s^2)$
FAC	هزینه سال اول (ریال)
i	نرخ تورم سالیانه (٪)
LHV	ارزش حرارتی $(kcal/m^3)$
$\dot{m}$	نرخ جریان جرمی (kg/s)
n	طول عمر سیستم (سال)
p	فشار (psi)
P	هزینه سرمایه گذاری (ریال)
Q	نرخ جریان حجمی (m^3/h)

SCMH	استاندارد متر مکعب بر ساعت
SFF	فاکتور رسوب وجه

علایم یونانی

ρ	چگالی (kg/m^3)

زیرنویس ها

atm	اتمسفر
loc	محلی
m	مقدار اندازه گیری شده

۷- تشکر و قدردانی

نویسندگان این مقاله لازم می‌دانند از واحد اندازه گیری و توزیع گاز، امور بهره برداری، امور مهندسی و امور HSE شرکت گاز استان سمنان به واسطه همکاری و در اختیار گذاشتن امکانات و تجهیزات لازم جهت انجام این تحقیق، کمال سپاسگزاری و قدردانی را ابراز نمایند.

۸- مراجع

[1] Farzaneh-Gord M., Farsiani M., A. Khosravi A., A. Arabkoohsar A., and Dashti F., "A novel method for calculating natural gas density based on Joule Thomson coefficient," *J. Nat. Gas Sci. Eng.*, vol. 26, pp. 1018–1029, doi: 10.1016/j.jngse.2015.07.029, (2015).

[2] Farzaneh-Gord M. and Deymi-Dashtebayaz M., "Recoverable Energy in Natural Gas Pressure Drop Stations: A Case Study of the Khangiran Gas Refinery," *Energy Explor. Exploit.*, vol. 26, no. 2, pp. 71–82, doi: 10.1260/014459808785260508, (2008).

[3] Rastegar S., Kargarsharifabad H., Shafii M. B., and Rahbar N., "Experimental investigation of the increasing thermal efficiency of an indirect water bath heater by use of thermosyphon heat pipe," *Therm. Sci.*, vol. Online, doi: https://doi.org/10.2298/TSCI190428054, (2020).

[4] Rastegar S., Kargarsharifabad H., Rahbar N., and Shafii M. B., "Distilled water production with combination of solar still and thermosyphon heat pipe heat exchanger coupled with indirect water bath heater - experimental study and thermoeconomic," *Appl. Therm. Eng.*, p. 115437, doi: 10.1016/j.applthermaleng.115437, (2020).

[5] Rastegar S., Kargarsharifabad H., Khalesi Doost A., and Rahbar N., "Developing a Model for Predicting the Outlet Gas Temperature of Natural Gas Pressure Reduction Stations to reduce Energy loss," *J. Heat Mass Transf. Res.*, vol. 7, no. 2, pp. 143–154, (2020).

[6] Mokhatab S.and Poe W. A., *Handbook of natural gas transmission and processing*. Gulf professional publishing, (2012).

[7] Baker R. C., "Turbine flowmeters: II. Theoretical and experimental published information," *Flow Meas. Instrum.*, vol. 4, no. 3, pp. 123–144, doi: https://doi.org/10.1016/0955-5986(93)90048-N, (1993).

[8] Fang Z., Su R., Hu L., and Fu X., "A simple and easy-implemented time-of-flight determination method for liquid ultrasonic flow meters based on ultrasonic signal onset detection and multiple-zero-crossing technique," *Measurement*, vol. 168, p. 108398, doi: https://doi.org/10.1016/j.measurement.2020.108398, (2021).

[9] Cornell O., Kobayashi R., Poettmann F. T., Vary J. A., Elenbaas J. R., and Weinaug G. F., "Handbook of Natural Gas Engineering." McGraw-Hill, New York, (1959).

[10] M. W. J. and Farroll S., "No TitleDevelopment of a turbine meter for two-phase flow measurement in vertical pipes," *Flow Meas. Instrum.*, vol. 6, no. 0955–5986, pp. 279–282, (1995).

[11] Parvizi S., Arabkoohsar A., and Farzaneh-Gord M., "Natural gas compositions variation effect on capillary tube thermal mass flow meter performance," *Flow Meas. Instrum.*, vol. 50, pp. 229–236, doi: 10.1016/j.flowmeasinst.2016.07.007, (2016).

[12] Johnson M. W. and Farroll S., "Development of a turbine meter for two-phase flow measurement in vertical pipes," *Flow Meas. Instrum.*, vol. 6, no. 4, pp. 279–282, doi: https://doi.org/10.1016/0955-5986(95)00015-1, (1995).

[13] Cascetta F. and Rotondo G., "Effects of intermittent flows on turbine gas meters accuracy," *Measurement*, vol. 69, pp. 280–286, doi: https://doi.org/10.1016/j.measurement.2015.02.008, (2015).

[14] E. AGA8-DC92, "Compressibility and super compressibility for natural gas and other hydrocarbon gases," *Transm. Meas. Comm. Rep.*, no. 8.

[15] IGS-E-EL-032, *Explosion Proof Electrical Equipments Layout in Risk Area for Pressure Reduction stations and Metering stations*. (1396).

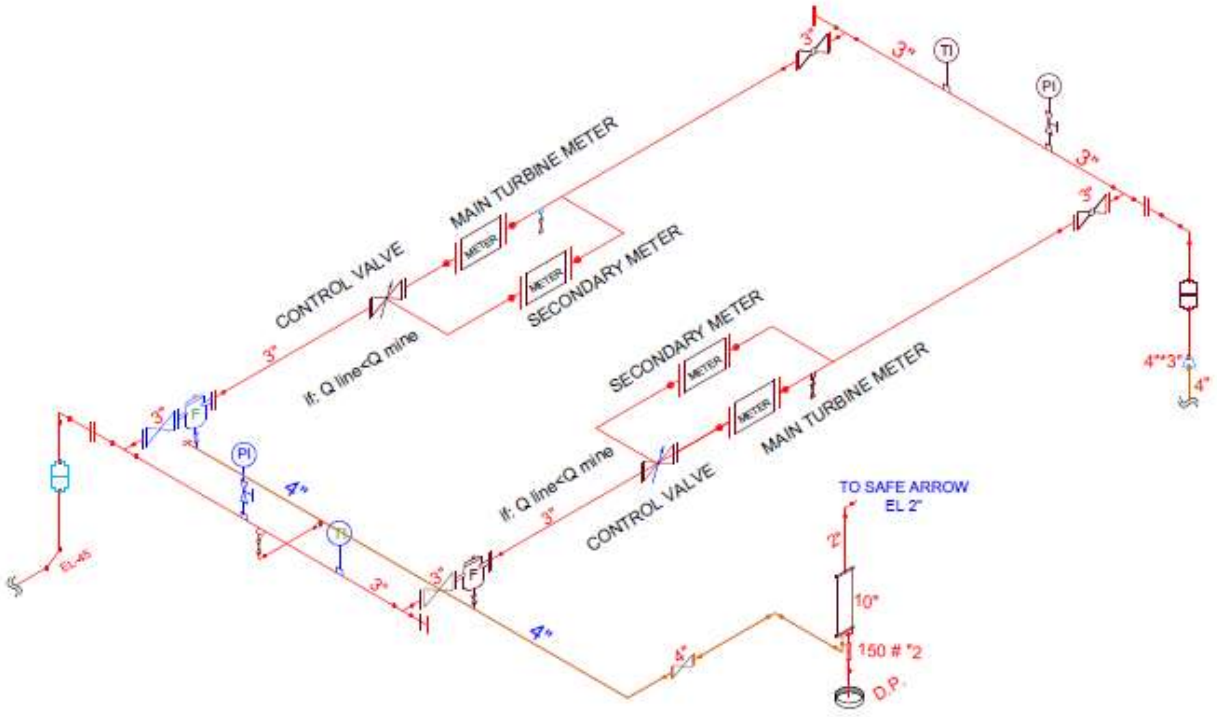
[16] I. 9951, *Turbine meter Used for the measurement of in closed conduits*. (1993).

[17] Heydari A. and Rahbar N., "Energy and life cost analysis of a wet wall solar still with various pump working conditions," *Environ. Prog. Sustain. Energy*, vol. 36, no. 2, pp. 532–538, (2017).

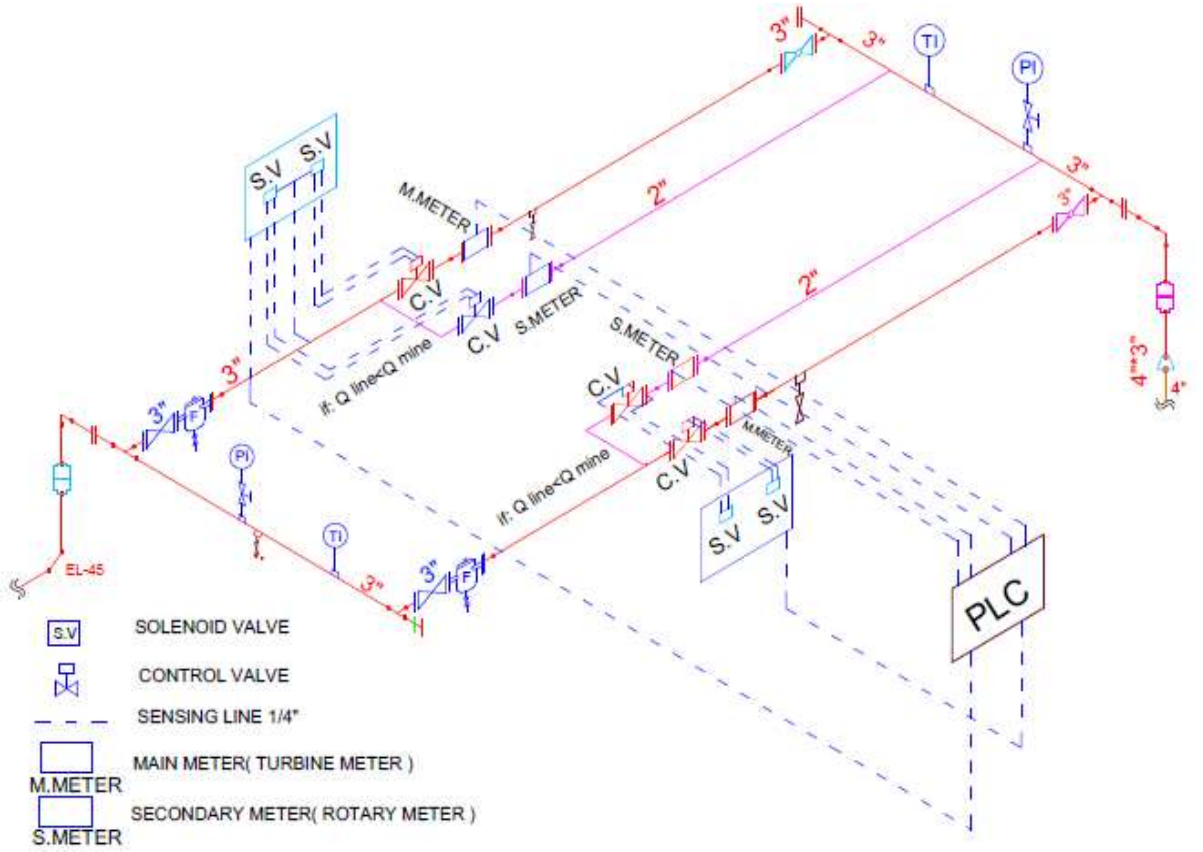
[18] Rahbar N., Asadi A., and Fotouhi-Bafghi E., "Performance evaluation of two solar stills of different geometries: Tubular versus triangular: Experimental study, numerical simulation, and second law analysis," *Desalination*, vol. 443, doi: 10.1016/j.desal.2018.05.015, (2018).

[19] Zabihi A. and Taghizadeh M., "Feasibility study on energy recovery at Sari-Akand city gate station using turboexpander," *J. Nat. Gas Sci. Eng.*, vol. 35, pp. 152–159, doi: 10.1016/j.jngse.2016.08.054, (2016).

پیوست الف- نقشه ایزومتریک طرح پیشنهادی



پیوست ب- نقشه تفصیلی به کارگیری تجهیزات ابزار دقیق در طرح پیشنهادی



ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2021.533855.1932

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

تحلیل حساسیت در لوله‌های کامپوزیتی- فلزی با اتصالات چسبی تحت بارگذاری کششی

فاطمه فرهادیان لنگرودی
کارشناس ارشد
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان

میثم شکوری
دانشیار
دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه سمنان

محمد آزادی*
دانشیار
دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان

مقاله ترویجی
دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۰
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۱

چکیده: در این مقاله اثر نرخ جابجایی در بارگذاری کششی بر استحکام (نیروی بیشینه و تغییر طول) اتصال چسبی در لوله‌های ساخته شده از فلز و مواد کامپوزیتی شیشه- اپوکسی و کربن- اپوکسی بررسی شده است. بدین منظور نمونه‌های مختلف از لوله‌های متصل به‌هم با ضخامت و طول ناحیه چسب‌خور مختلف (طول ۱۰، ۲۰ و ۳۰ میلیمتر و ضخامت ۰/۲۵، ۰/۱۰ و ۰/۴۰ میلیمتر)، ساخته شد. سپس نمونه‌ها تحت بارگذاری کششی با نرخ‌های مختلف جابجایی (۰/۵، ۵ و ۵۰ میلیمتر بر دقیقه) قرار گرفته و در ادامه، میزان تحمل بار و نوع خرابی آن‌ها مشخص گردید. بر اساس نتایج، با افزایش مقدار نرخ جابجایی در بارگذاری کششی در هر یک از نمونه‌های کربن- اپوکسی، نیروی بیشینه افزایش یافت. با افزایش نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، ناحیه شکست از قسمت اتصال چسبی به قسمت مواد کامپوزیتی تغییر یافت. در مورد نمونه‌های شیشه- اپوکسی، می‌توان ابراز داشت که افزایش نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، به تدریج باعث افزایش نیروی بیشینه شد. در نهایت، بر اساس تحلیل حساسیت مشخص شد که آنالیز رگرسیون برای هر دو تابع هدف نیروی بیشینه و تغییر طول، بطور مناسبی، معتبر نبوده است.

واژه های راهنما: اتصال چسبی، اتصال کامپوزیت - فلز، بارگذاری کششی، تحلیل حساسیت، نرخ جابجایی

Sensitivity analysis in adhesively-joined glass/carbon-epoxy composite-metal pipes under tensile loading

Fatemeh Farhadian Langrudi
MSc.
Faculty of Aerospace Engineering, Semnan University, Semnan

Meisam Shakouri
Associate Professor
Faculty of Aerospace Engineering, Semnan University, Semnan

Mohammad Azadi*
Associate Professor,
Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan

Abstract: In this article the effect of the displacement rate under tensile loading on the adhesive connection in glass-epoxy and carbon-epoxy composite and metal pipes has been investigated. For this purpose, bonded pipe specimens were fabricated with different thicknesses and adhesive areas (the length of 10, 20, and 30 mm and the thickness of 0.25, 0.10, and 0.40 mm). Then, samples were exposed to tensile loading at various displacement rates (0.5, 5, and 50 mm/min) and moreover, their strengths and failure types were determined. Based on the results, for the carbon-epoxy specimens, the maximum force increased by increasing the displacement rate. The fracture area was also changed from the adhesive area to the composite due to the increase in the displacement rate. It could be claimed about the glass-epoxy samples that under tensile loading, the maximum force enhanced gradually by increasing the displacement rate. Finally, the regression analysis for the maximum force and the elongation was not properly valid based on the sensitivity analysis.

Keywords: Adhesive connection, Composite-metal joint, Tensile loading, Sensitivity analysis, Displacement rate

* نویسنده مسئول، m_azadi@semnan.ac.ir

۱- مقدمه

امروزه، استفاده از مواد کامپوزیتی، به دلیل خواص منحصربه فرد، در بسیاری از سازه‌ها در صنایع مختلف از قبیل هوافضا، به امری رایج تبدیل شده است. خواصی از قبیل مقاومت زیاد در برابر خوردگی و اثرات محیط‌های اسیدی و بازی و نسبت استحکام به وزن مناسب، آن‌ها را یک کاندید بالقوه به عنوان جایگزین در لوله‌ها، مخصوصا در محیط‌های خورنده می‌سازد. با این وجود، برخی محدودیت‌ها در استفاده از مواد کامپوزیتی، مخصوصا در محل اتصالات و رزوه‌ها، باعث می‌شود که در بسیاری از کاربردها قسمتی از سازه‌ها هنوز از جنس فلزاتی مثل فولاد و آلومینیوم باقی بماند. در چنین مواردی نیاز است که بخش‌های ساخته شده از مواد کامپوزیتی به بخش‌های فلزی متصل شود. یکی از روش-های پرکاربرد در این موارد، استفاده از اتصالات چسبی است. این موضوع یکی از موارد مورد علاقه محققان بویژه در حوزه هوافضا بوده و تحقیقات مختلفی بر روی آن صورت گرفته است . اتصال چسبی لوله‌های کامپوزیتی و فلزی متصل در صنایع هوایی با رویکرد این صنایع به مواد کامپوزیتی با توجه به مزایای زیاد مورد توجه پژوهشگران قرار گرفته است [۱-۳] که در ادامه، به اختصار، به ارائه برخی از آن‌ها پرداخته شده است.

اسیونه و منکوزی [۴]، به تحلیل المان محدود رفتار اتصال چسبی بین پلیمرهای تقویت شده با رشته، پرداختند. آن‌ها، اتصالات دولبه را در حالت تنش عمودی و تنش برشی/ خمشی، مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها در پژوهش خود، رفتار چسب را تا لحظه شکست، الاستیک خطی در نظر گرفتند. نتایج نشان داد که به دلیل ویژگی‌های مکانیکی متفاوت چسب، تنها امکان تجمیع تحلیل صحیح داده‌ها، وجود دارد. این پژوهشگران، درنهایت، نتایج عددی بدست آمده با روش ارائه شده را با نتایج سایر مقالات، مقایسه نمودند. بانی و داسیلوا [۵] به بررسی مروری اتصالات چسبی سازه‌های کامپوزیت پلاستیکی تقویت شده با رشته، پرداختند. آن‌ها اثر آماده‌سازی سطح، پیکربندی اتصالات، خواص چسب و عوامل محیطی را بر رفتار اتصالات، به شکل مختصر شرح دادند. آن‌ها، چندید روش را برای پیش‌بینی آسیب اتصالات مورد مطالعه قرار دادند. روش‌های عددی مورد استفاده، شامل مدل‌های خطی و غیرخطی بود. گان [۶]، اثر ساختارهای رابط را بر خواص مکانیکی مواد کامپوزیتی تقویت شده با رشته، مورد بررسی قرار داد. ابتدا او به عنوان پیشینه تحقیق، به تولید و کاربردهای مواد کامپوزیتی هیبریدی، پرداخت. سپس، اثر بهبود زمینه و رابط‌های نانومعماری را بر خواص مکانیکی مواد نانوکامپوزیتی، بررسی نمود. در نهایت، یک مدل آسیب برای توصیف رفتار تغییر شکل نانوکامپوزیت پلیمری ارائه داده و کاربرد این مدل را برای مواد کامپوزیتی تقویت شده با نانوتیوب کربنی و اپوکسی تقویت شده با نانوتیوب گرافیتی، بیان نمود.

مگوید و سان [۷]، به بررسی گسیختگی کششی و خواص برشی کامپوزیت تقویت شده با دو نوع نانوفیلر کربن نانوتیوب و نانوپودر آلومینا که بصورت همگن پخش شده بودند، پرداختند. اتصالات کامپوزیتی مورد استفاده، از رشته کربن- لایه اپوکسی و آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ با عملیات حرارتی T6 ساخته شده بود. نتایج نشان داد که تغییر درصد وزنی نانوفیلرها در زمینه اپوکسی، بر روند گسیختگی و خواص برشی، اثرگذار بوده است. همچنین، ساخت نانوفیلرها با کسر وزنی بیش از اتصال چسبی، مقاومت نمونه را کاهش داده است. مورتنسن و تومسن [۸]، به ارائه یک مدل منحصربه فرد جهت تحلیل و طراحی اتصالات چسبی پرداختند. آن‌ها اتصالات را بصورت یک تیر یا صفحه گسترده در خمش استوانه‌ای و بصورت لایه‌های ارتوتروپیک با تئوری لایه-های کلاسیک مدل کردند. براساس نتایج، اتصالات، لایه‌های کامپوزیتی نامتعادل و نامتقارنی ساختند که در تحلیل‌ها، از آن استفاده شد. لایه‌های اتصال چسبی به دو شکل، مدل شد. در روش اول، لایه اتصال چسبی، بصورت ماده الاستیک خطی فرض شد و در روش دوم، رفتار آن، غیرالاستیک، در نظر گرفته شد. روابط نیز، بصورت معادلات دیفرانسیل معمولی مرتبه اول در نظر گرفته شد. روش ارائه شده، با مدل‌های المان محدود و تئوری مرتبه بالا نیز مقایسه گردید. مورتنسن و تومسن [۹]، به استفاده از یک روش منحصربه فرد تحلیل و طراحی اتصالات چسبی در اتصالات لایه‌ای نامتقارن جهت بررسی اثر نوع اتصال پرداختند. لایه اتصال چسبی، بصورت برش خطی و حالت ارتجاعی کشش-فشار، مدل شد. روابط، بصورت معادلات دیفرانسیل مرتبه اول مرتب شد که با روش عددی انتگرال چندبخشی، حل شد.

واشچنکو و همکاران [۱۰]، به بررسی رابطه خطی بین مقاومت کششی کامپوزیت‌های شیشه- پلی آمید با لگاریتم نرخ کرنش، پرداختند. استاب و گیلات [۱۱،۱۲]، در دو پژوهش، به منظور آزمون‌های با نرخ کرنش زیاد و نیز آزمون‌های شبه استاتیک، با استفاده از دستگاه تقسیم تنش هاپکینسون، یک مطالعه سیستمی بر روی اثرات نرخ کرنش بر رفتار مکانیکی شیشه-اپوکسی لایه لایه زاویه‌دار انجام دادند. آزمون‌های کشش با نرخ کرنش زیاد، افزایش چشمگیر تنش عمودی را درمقایسه با آزمون‌های شبه استاتیک، نشان دادند. آن‌ها همچنین ابراز داشتند که رشته‌ها، حساسیت بیشتری نسبت به زمینه به نرخ کرنش داشتند. رابرتز و هاردینگ [۱۳]، به منظور بررسی اثر نرخ

کرنش بر خواص کششی کامپوزیت شیشه- رزین فنلی، آزمون-های کشش را در پنج نرخ جابجایی مختلف انجام دادند. آن‌ها در زمان آسیب، افزایش چشمگیر مقاومت کششی، سختی و جابجایی را در نرخ‌های جابجایی زیادتر، مشاهده نمودند. این امر، به دلیل وابستگی مقاومت زمینه رزین به نرخ بارگذاری، جهت رشته‌ها و مقاومت شکست رشته‌های شیشه‌ای بوده است.

شهریاری فرد و همکاران [۱۴] بر روی میزان تحمل بار توسط دو لوله فلزی متصل شده با کامپوزیت شیشه- اپوکسی مطالعه کردند. آنها همچنین بر روی بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و اثر آنها بر اتصال لوله‌های فلزی- کامپوزیتی مطالعه نمودند [۱۵،۱۶]. همچنین، پاکزادیان و همکاران [۱۷] موضوع تقویت لوله‌های جوش داده شده را با استفاده از پیچش الیاف کامپوزیتی بررسی کرده اند و علی یاری و همکاران [۱۸،۱۹] نیز با استفاده از روش المان محدود به بررسی اتصال لوله‌های فلز- کامپوزیت تحت بار خمشی و بهینه‌سازی اثر پارامترهای مختلف هندسی و مکانیکی بر استحکام سازه پرداخته‌اند.

با توجه به پیشینه تحقیق، می‌توان دریافت که بررسی اثر نرخ بارگذاری بر روی کامپوزیت‌ها انجام پذیرفته است اما این مطالعه روی اتصالات چسبی، کمتر یافت می‌شود. بعلاوه، تحلیل کمی با استفاده از تحلیل رگرسیون، می‌تواند در مقابل تحلیل‌های کیفی بسیار انجام شده قبلی روی اتصالات چسبی، نوآوری دیگر این تحقیق باشد. مقایسه رفتار دو نوع اتصال کامپوزیتی از دیگر نوآوری‌های کار حاضر است. لذا در این مقاله، به تحلیل حساسیت اثر نرخ جابجایی در بارگذاری کششی بر نیروی بیشینه و تغییر طول در اتصال چسبی لوله‌های ساخته شده از مواد کامپوزیت و فلزی پرداخته شده است. بدین منظور، از دو نوع ماده کامپوزیتی، یکی از جنس شیشه- اپوکسی و دیگری از جنس کربن- اپوکسی، با سطح مقطع لوله‌ای، استفاده گردیده است. این قطعات، در دستگاه آزمون کشش، آزمایش شده و درنهایت، کشش، مقدار تغییر طول ایجاد شده، تاثیر نرخ بارگذاری و تحلیل حساسیت مربوط به آن‌ها، ارائه گردید.

۲- مواد و آزمون‌ها

در این تحقیق، از لوله‌های متصل کامپوزیتی- فلزی استفاده شده است. نمونه‌های ساخته شده از جنس مواد کامپوزیتی و فلزی با سطح مقطع لوله‌ای، به همراه یک چسب به‌عنوان اتصال دهنده، مورد استفاده قرار گرفته است. کامپوزیت استفاده شده از جنس کربن- اپوکسی و شیشه- اپوکسی بوده و فلز استفاده شده لوله گازی از جنس فولاد نرم است. این ماده شامل فولاد آلیاژ آهنی است که ۰/۰۰۲ الی ۲/۱۰۰ درصد از وزن خود، کربن دارد. چسب مورد استفاده در این تحقیق، برای اتصال بخش‌های فلزی و کامپوزیتی، رزین اپوکسی اندفست شامل رزین اپوکسی ML-506 و سفت‌کننده اپوکسی HA-11 از سری محصولات شرکت مواد مهندسی مکرر است.

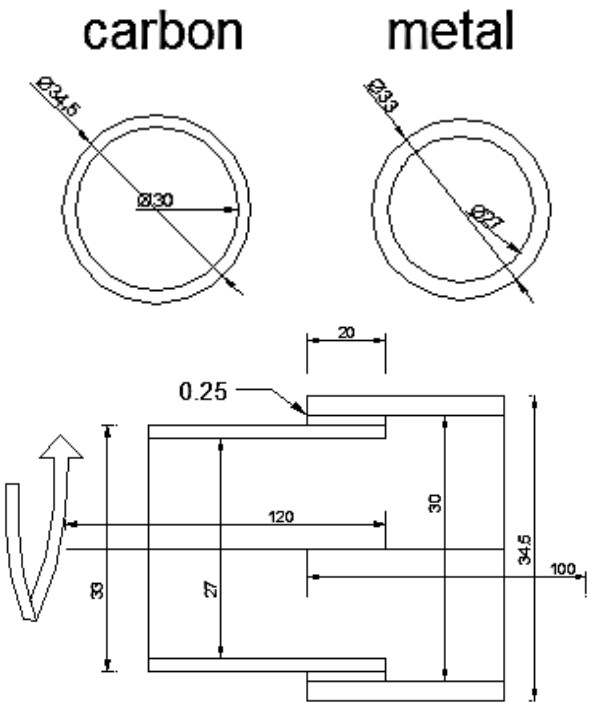
شایان ذکر است که چسب اپوکسی در محل اتصال، یک چسب دو جزئی، با نام تجاری UHU-PLUS-ENDFEST-300 بوده است که توانایی تحمل ۳۰۰ کیلوگرم در هر سانتیمتر مربع را دارد. ضمنا برای ساخت لوله‌های ساخته شده از مواد کامپوزیت از روش پیچش الیاف استفاده، با زاویه ۴۵ درجه ساخته شده‌اند. قابل توجه است که برای کامپوزیت، فرایند پختی لحاظ نشده است. شکل ۱، یک تصویر کلی از تمام مواد مورد مطالعه در این تحقیق را نشان می‌دهد.

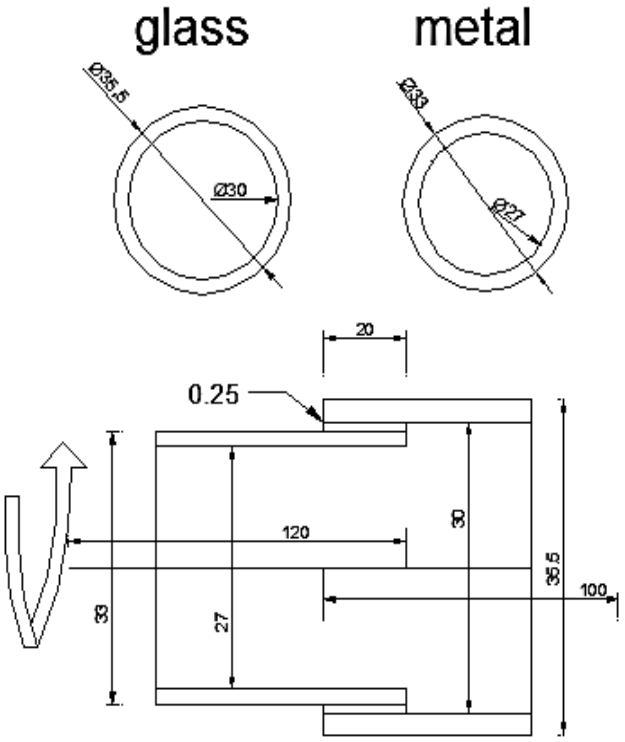


شکل ۱ مواد کامپوزیتی و فلزی با سطح مقطع لوله‌ای

طول لوله‌های ساخته شده از مواد کامپوزیتی، یکسان و ۱۰۰ میلیمتر است. قطر داخلی هریک از نمونه‌ها نیز ۳۰ میلیمتر است. لوله‌های فلزی استفاده شده، به طول‌های ۱۱۰، ۱۲۰ و ۱۳۰ میلیمتر توسط دستگاه کاترال (اره برش نواری)، برش خورده‌اند. این تفاوت طول‌ها، به دلیل تفاوت طول ناحیه‌ای است که چسب برای اتصال لوله فلزی به لوله کامپوزیتی قرار می‌گیرد. ۱۸ قطعه فلزی و ۱۸ قطعه از مواد کامپوزیتی شامل ۹ قطعه از جنس کربن- اپوکسی و ۹ قطعه از جنس شیشه- اپوکسی، است. یک طرف هر یک از نمونه‌های فلزی به اندازه مورد نیاز از قسمت طول، به‌عنوان ناحیه چسب‌خور توسط دستگاه تراش، تراشیده شد. این مقدار در نمونه‌های با طول ۱۱۰ میلیمتر، ۱۰ میلیمتر و در نمونه‌های با طول ۱۲۰ میلیمتر، ۲۰ میلیمتر و در نمونه‌های با طول ۱۳۰ میلیمتر، ۳۰ میلیمتر است. ضخامت این نواحی تراش‌خورده به اندازه ۰/۲۵، ۰/۱۰ و ۰/۴۰ میلیمتر بوده که از هر

اندازه، تعداد ۳ نمونه، برای سه نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، ساخته شده است. اندازه هر نمونه فلزی اعم از طول لوله و ضخامت تراش‌خورده به‌عنوان محل چسب روی خود نمونه توسط سمبه حک شده است. شایان ذکر است که حرف C نمایانگر ماده از کربن- اپوکسی و حرف G نمایانگر ماده از شیشه- اپوکسی می‌باشد. بطور مثال C110-5 در واقع نمونه ساخته شده از کربن- اپوکسی با طول ناحیه چسب‌خور ۱۰ میلیمتر و ضخامت ناحیه چسب‌خور ۰/۲۵ میلیمتر بوده و به همین ترتیب، نمونه G120-8 نمونه ساخته شده از شیشه- اپوکسی با طول ناحیه چسب خور ۲۰ میلیمتر و ضخامت ناحیه چسب خور ۰/۴۰ میلیمتر است. شکل ۲، ارائه نقشه اجرایی و مقطع برش برای هر دو جنس ماده است. مشخصات کامل همه نمونه‌های مورد بررسی در این تحقیق، شامل ضخامت و طول چسب مورد استفاده، در جدول ۱ درج گردیده است. این قطعات که از جنس مواد کامپوزیتی و فلزی هستند، توسط چسب اپوکسی به یکدیگر متصل شده‌اند. این چسب از دو قسمت تشکیل شده است که شامل یک بخش اپوکسی و بخش دیگر سفت‌کننده است. برای اطمینان از حصول زیادترین استحکام، از ترازوی دقت بالا استفاده گردید تا ترکیب چسب از هر بخش، به یک میزان و به مقدار مساوی، انجام شود.





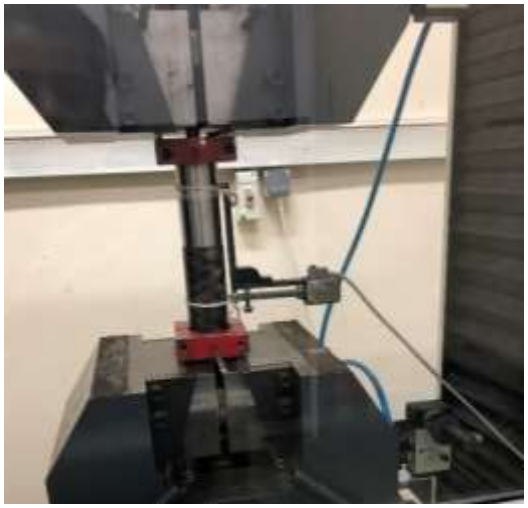
شکل ۲ شماتیک مقطع برش طولی در نمونه کربن- اپوکسی و شیشه- اپوکسی

بعد از ترکیب شدن چسب، مقداری از چسب توسط کاردک، بر روی قسمتی از لوله فلزی که برای ناحیه چسب از قبل آماده شده بود، قرار داده شد. پس از چسب‌کاری، تمام قطعات به مدت ۲۴ ساعت در دمای اتاق نگه داشته شدند و سپس، به مدت ۱۵ دقیقه در کوره و در دمای ۹۰ درجه سانتیگراد قرار گرفته و پس از سرد شدن در دمای محیط، قطعات برای انجام آزمایش آماده شدند. جهت نگهداشته شدن نمونه‌ها توسط فک دستگاه آزمون کشش، تعداد سه نگهدارنده فلزی تعبیه شد. این نگهدارنده‌ها در سه اندازه متفاوت برای فلز و مواد کامپوزیتی از جنس شیشه- اپوکسی و کربن- اپوکسی ساخته شد. هر کدام از این نگهدارنده‌ها، شامل یک قسمت داخلی که به شکل میله توپر رزوه شده با طول ۲۰ میلیمتر و دو قسمت بیرونی است. این میله رزوه شده، از مرکز به قطر ۸ میلیمتر، توسط قلاویز و دستگاه تراش برای رد شدن یک پیچ ۸ با طول ۱۲۰ میلیمتر سوراخ شد که این پیچ داخل فک دستگاه آزمون کشش قرار گرفت. قسمت بیرونی از دو قطعه تشکیل شده است که از داخل به شکل نیم‌دایره برای قرار گرفتن روی این میله توپر رزوه شده، تعبیه گردیده و توسط دستگاه تراش، تراشیده شدند. این قطعات بیرونی از دو طرف توسط دریل برای اتصال با پیچ، سوراخ‌کاری شدند. از دو پیچ نیز برای اتصال طرفین این نگهدارنده استفاده شده است.

جدول ۱ نمونه‌های مورد مطالعه در این تحقیق

شماره نمونه	طول چسب	ضخامت چسب
	mm	mm
C110-2	۱۰	۰/۲۵
C120-5	۲۰	۰/۱۰
C130-8	۳۰	۰/۴۰
G110-2	۱۰	۰/۲۵
G120-5	۲۰	۰/۱۰
G130-8	۳۰	۰/۴۰

در این پژوهش، نمونه‌های ساخته شده، تحت آزمون کشش توسط دستگاه آزمون کشش- فشار ۴۰ تن، مدل STM-400 ساخته شده توسط شرکت سنتام انجام شد. نرخ جابجایی نیز، ۰/۵، ۵ و ۵۰ میلیمتر بر دقیقه، انتخاب شد. شکل ۳، نمونه ساخته شده در حال آزمون کشش را نشان می‌دهد.



شکل ۳ نمونه در حال انجام آزمایش کشش

به منظور درک صحیح‌تر از داده‌های تجربی، می‌توان از تحلیل حساسیت استفاده نمود. به عبارت دیگر، برای شناسایی عکس-العمل یک خاصیت یا یک رفتار به داده‌های متغیر خروجی یک آزمایش و سپس بهینه‌سازی آن، می‌توان از روش تحلیل رگرسیون استفاده کرد. لذا با استفاده از تحلیل آماری ورودی‌ها و خروجی‌ها، تحلیل حساسیت انجام می‌گیرد که در نرم‌افزار مینی‌تب انجام گرفته است. به منظور آنالیز رگرسیون نیروی بیشینه (F_{max}) و مقدار جابجایی در نیروی بیشینه (D) برای نمونه‌های مختلف، از رابطه (۱) استفاده شده است.

$$F_{max}\ or\ D = \alpha_0 + \alpha_1 L + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \alpha_4 R \qquad (۱)$$

در این رابطه، L طول چسب، T ضخامت چسب، C نوع کامپوزیت (کربن یا شیشه) و R نرخ جابجایی است. همچنین، α_i مقادیر ثابت هستند. پس از تحلیل حساسیت و محاسبه مقادیر P-Value و F-Value می‌توان پارامترهای موثر را بر روی هر یک از خروجی‌ها، یافت. مقدار P-Value نشان دهنده موثر بودن پارامتر ورودی (در ازای کمتر بودن مقدار آن از عدد ۰/۰۵ و معادل با سطح اطمینان ۹۵ درصد) و یا موثر نبودن (در ازای بیشتر بودن مقدار آن از عدد ۰/۰۵)، است. مقدار F-Value هر چه بیشتر باشد، نشان دهنده تاثیر بیشتر ورودی بر خروجی مسئله است.

۳- نتایج و تفسیر

همان‌گونه که ذکر شد، در مجموع ۱۸ نمونه ساخته و مورد آزمون کشش قرار گرفت. برای اختصار، در شکل ۴، تعدادی از نمونه‌های اتصال کربن- فولاد نشان داده شده است. نتایج آزمون کشش بر روی تعدادی از لوله‌های متصل شده از جنس شیشه- فولاد نیز، در شکل ۵ نشان داده شده است.

در شکل ۶، نمونه‌ای از نتایج نیرو- جابجایی برای آزمون کشش در لوله‌های متصل شده از جنس کربن- فولاد نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، سرعت بارگذاری یا نرخ جابجایی، باعث تغییر نوع خرابی می‌گردد. همچنین در شکل ۶، نمونه‌ای از نتایج نیرو- جابجایی برای آزمون کشش در لوله‌های متصل شده از جنس شیشه- فولاد، نشان داده شده است.

در جدول ۲، نتایج بدست آمده از آزمون کشش، شامل نیروی بیشینه، تغییر طول در نیروی بیشینه و همچنین نوع و نحوه خرابی برای لوله‌های مربوط به اتصال فولاد به کربن- اپوکسی جمع‌بندی شده است. همان‌گونه که از نتایج جدول ۲ مشاهده می‌شود، با افزایش نرخ جابجایی در بارگذاری کششی در هر یک از نمونه‌ها، نیروی بیشینه افزایش یافت. این تغییر در نمونه با طول ناحیه چسب‌خور ۳۰ میلیمتر، بطور قابل توجهی بیشتر است. چنین نتیجه‌ای توسط گروز و همکاران [۲۰] نیز بررسی شده و نشان دادند که خواص فشاری و کششی کامپوزیت کربن- اپوکسی درنتیجه افزایش نرخ بارگذاری، افزایش یافته است. دنیل و همکاران [۲۱] ابراز داشتند که افزایش نرخ کرنش در بارگذاری کششی کربن- اپوکسی، موجب افزایش شیب نمودار که معرف مدول الاستیک است، گردیده است که در این تحقیق، بصورت محسوسی دیده نشد. با افزایش نرخ جابجایی از ۰/۵ به ۵ میلیمتر بر دقیقه، تغییری در محل شکست ظاهر نشد و این درحالی است که با افزایش نرخ جابجایی از ۵ به ۵۰ میلیمتر بر دقیقه، محل شکست از قسمت اتصال چسبی به قسمت مواد کامپوزیتی تغییر یافت. لذا مطابقتی با پژوهش رابرتز و هاردینگ [۱۳] نیز دیده می‌شود که به حساسیت بیشتر چسب اپوکسی به نرخ بارگذاری، اشاره شده است. افزایش طول ناحیه چسب‌خور در نرخ‌های کمتر،

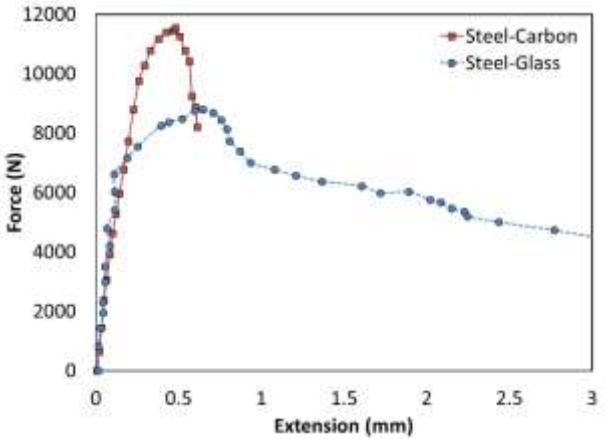
باعث کاهش نیروی بیشینه شده است. اما در نرخ‌های بیشتر، تغییری در مقدار نیروی بیشینه ظاهر نشد. همچنین افزایش طول ناحیه چسب‌خور، تاثیری بر تغییر محل شکست نداشته است.



شکل ۴ نمونه‌های اتصال کربن- فولاد پس از شکست برای نمونه C110-5 با نرخ بارگذاری ۵ میلیمتر بر دقیقه، نمونه C110-5 با نرخ بارگذاری ۵۰ میلیمتر بر دقیقه و نمونه C120-5 با نرخ بارگذاری ۵ میلیمتر بر دقیقه



شکل ۵ نمونه‌های اتصال شیشه- فولاد پس از شکست برای نمونه G120-5 با نرخ بارگذاری ۰/۵ میلیمتر بر دقیقه، نمونه G120-2 با نرخ بارگذاری ۵ میلیمتر بر دقیقه و نمونه G120-2 با نرخ بارگذاری ۵۰ میلیمتر بر دقیقه



شکل ۶ نمودارهای نیرو- جابجایی در اتصال‌های کربن- فولاد و شیشه- فولاد در نرخ بارگذاری ۰/۵ میلیمتر بر دقیقه

همان‌گونه که از نتایج و تصاویر نمونه‌ها پس از شکست مشخص است، در نمونه کربن- اپوکسی با طول ناحیه چسب‌خور ۳۰ میلیمتر و ضخامت ناحیه چسب‌خور ۰/۲۵ میلیمتر، با افزایش نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، دقیقا مانند دو نمونه قبلی کربن- اپوکسی، ناحیه شکست از قسمت اتصال چسبی به قسمت مواد کامپوزیتی تغییر یافته است. لذا نتایج حاصل حاکی از آن است که با تغییر طول ناحیه چسب‌خور در نمونه کربن- اپوکسی، نمی‌توان اثر بارگذاری را تغییر داد. در واقع در هریک از قطعات، در نرخ جابجایی ۰/۵ و ۵ میلیمتر بر دقیقه، نمونه‌ها از ناحیه چسب دچار شکست شدند اما در نرخ جابجایی ۵۰ میلیمتر بر دقیقه، نمونه‌ها از ناحیه مواد کامپوزیتی شکسته شدند.

نتایج حاصل از آزمون کشش نیز، برای نمونه‌های شیشه- اپوکسی، در جدول ۳ ارائه شده است. با توجه به جدول ۳ مشخص می‌شود که افزایش نرخ جابجایی در بارگذاری کششی، به تدریج باعث افزایش نیروی بیشینه در هر یک از نمونه‌های ساخته شده از شیشه- اپوکسی شده است. همچنین، به جز یک نمونه، افزایش نرخ جابجایی، هیچ تغییری در محل شکست ایجاد نکرده است. با توجه به مطالعه مراجع مختلف [۱۱،۱۲،۲۲،۲۳]، افزایش نرخ بارگذاری، افزایش خواص کششی را در کامپوزیت‌های شیشه- اپوکسی موجب شده است. افزایش ضخامت چسب نیز، تاثیر مستقیم و ثابتی بر نیروی بیشینه نداشته است. همچنین افزایش ضخامت چسب اثری بر تغییر محل شکست نداشته است.

با توجه به نتایج و تصویر نمونه‌ها بعد از شکست، در نمونه شیشه- اپوکسی با طول ناحیه چسب‌خور ۲۰ میلیمتر و ضخامت ناحیه چسب‌خور ۰/۴۰ میلیمتر، شکست‌ها بصورت یکسان رخ نداده است. در نرخ جابجایی ۰/۵ و ۵۰ میلیمتر بر دقیقه، دو نمونه

مذکور از ناحیه مواد کامپوزیتی، دچار شکست شدند. اما در نرخ جابجایی ۵ میلیمتر بر دقیقه، نمونه از ناحیه اتصال، در واقع همان ناحیه چسب دچار شکستگی شده است. نتایج حاصل حاکی از آن است که در ضخامت‌های چسب‌خور ۰/۱۰ و ۰/۲۵ میلیمتر، رفتار ماده مانند نمونه‌های کربن- اپوکسی است. در واقع با تغییر ضخامت ناحیه چسب‌خور نمی‌توان اثر نرخ بارگذاری را تغییر داد و در هر یک از نمونه‌ها، قطعه از ناحیه مواد کامپوزیتی دچار شکست شده است. اما در یک نمونه با ضخامت ناحیه چسب‌خور ۰/۴۰ میلیمتر، فقط در نرخ جابجایی ۵ میلیمتر بر دقیقه، قطعه از ناحیه اتصال چسبی دچار شکست شده است. دلیل شکست این نمونه از ناحیه اتصال چسبی، مشکل در ساخت نمونه بوده است.

در نمونه‌های آزمون با جنس متفاوت، طول و ضخامت ناحیه چسب‌خور یکسان، با افزایش نرخ جابجایی، در نمونه‌های کربن- اپوکسی، نیروی بیشینه افزایش یافته است. درحالی‌که در نمونه‌های شیشه- اپوکسی، با افزایش نرخ جابجایی، نیروی بیشینه بصورت متعارف افزایش نداشته است. در نرخ‌های ثابت جابجایی در بارگذاری کششی، محل شکست در نمونه‌های کربن- اپوکسی و شیشه- اپوکسی متفاوت است. این مقایسه محل شکست، در جدول ۴ ارائه شده است. مطابق با پیشینه تحقیق، عوامل تاثیرگذار مختلفی برای کیفیت اتصالات کامپوزیت- فلز، بیان شده است.

جدول ۲ نتایج بدست آمده از آزمون کشش نمونه کربن- اپوکسی

شماره نمونه	نرخ بارگذاری	محل خرابی	نیروی بیشینه	تغییر طول
	mm/min	-	N	mm
C110-5	۰/۵	چسب	۱۰۴۳۸	۰/۵
C110-5	۵	چسب	۱۰۰۶۵	۰/۲
C110-5	۵۰	کامپوزیت	۱۲۰۷۶	۲/۲
C120-5	۰/۵	چسب	۸۵۴۵	۱/۷
C120-5	۵	چسب	۸۶۳۳	۱/۷
C120-5	۵۰	کامپوزیت	۱۲۸۲۷	۰/۲
C130-5	۰/۵	چسب	۳۲۴۷	۰/۱
C130-5	۵	چسب	۸۳۳۹	۰/۱
C130-5	۵۰	کامپوزیت	۱۲۰۶۶	۰/۲

جدول ۳ نتایج بدست آمده از آزمون کشش نمونه شیشه- اپوکسی

شماره نمونه	نرخ بارگذاری	محل خرابی	نیروی بیشینه	تغییر طول
	mm/min	-	N	mm
G120-2	۰/۵	کامپوزیت	۸۴۹۵	۰/۴
G120-2	۵	کامپوزیت	۸۶۷۲	۰/۵
G120-2	۵۰	کامپوزیت	۹۳۳۹	۰/۴
G120-5	۰/۵	کامپوزیت	۸۸۰۰	۰/۶
G120-5	۵	کامپوزیت	۸۰۹۳	۰/۴
G120-5	۵۰	کامپوزیت	۸۹۳۷	۰/۴
G120-8	۰/۵	کامپوزیت	۹۰۸۴	۰/۸
G120-8	۵	چسب	۵۲۴۸	۰/۱
G120-8	۵۰	کامپوزیت	۹۶۳۳	۰/۵

ژائو و همکارانش [۲۴] نشان دادند که در اتصال کامپوزیت الیاف کربن- فلز، پدیده لایه لایه شدن، کیفیت کامپوزیت و نحوه اتصال می‌تواند خواص ماده را تحت تاثیر بگذارد. سان و همکاران [۲۵]، اتصال کامپوزیت الیاف کربن- آلومینیوم را بررسی کردند و نشان دادند که جدایش دو ماده از یکدیگر، عامل اصلی خرابی است. روزگار و همکاران [۲۶]، عواملی همچون اندازه لوله و نوع چسب را بر خواص اتصال کامپوزیت- فلز، موثر دانستند.

برای درک بهتر تاثیر هر یک از پارامترهای ورودی بر خروجی‌های مسئله، تحلیل حساسیت با استفاده از تحلیل رگرسیون انجام پذیرفته است که نتایج آن در جداول ۵ و ۶ برای مقادیر نیروی بیشینه و تغییر طول در نیروی بیشینه، آورده شده است. لذا خروجی‌های این مدل رگرسیون، نیروی بیشینه و تغییر طول در نیروی بیشینه است. ورودی‌های مسئله نیز شامل نوع اتصال (کربن- اپوکسی و یا شیشه- اپوکسی)، نرخ جابجایی در بارگذاری کششی (۰/۵، ۵ و ۵۰ میلیمتر بر دقیقه)، طول (۱۰، ۲۰ و ۳۰ میلیمتر) و ضخامت (۰/۱۰، ۰/۲۵ و ۰/۴۰ میلیمتر) برای ناحیه چسب است.

همان‌طور که در جداول ۵ و ۶ مشاهده می‌شود، P-Value برای تحلیل رگرسیون نیروی بیشینه و جابجایی، به ترتیب کمتر و بیشتر از ۰/۰۵ و مقدار R^2 بدست آمده نیز ۵۵/۹۹ و ۲۳/۳۰ درصد بوده که نشان دهنده آن است که رگرسیون به اندازه کافی، مناسب نبوده است. همچنین تنها مقدار P-Value برای پارامتر نرخ بارگذاری کمتر از ۰/۰۵ بوده که به این معنی است که نیروی بیشینه به نرخ بارگذاری حساس است. بقیه مقادیر P-Value برای پارامترهای دیگر بیشتر از ۰/۰۵ بوده که به این معنی است بجز نرخ جابجایی، سایر پارامترها همچون نوع کامپوزیت، طول چسب و ضخامت چسب بر روی نیروی بیشینه تاثیری ندارند. مطابق با جدول ۶، مقدار P-Value رگرسیون و همه پارامترهای ورودی بیشتر از ۰/۰۵ است که نشان دهنده رگرسیون نامناسب و پارامترهای غیرموثر بر جابجایی است.

در انتها، برای پژوهش‌های بعدی پیشنهاد می‌گردد که با تکرار آزمون‌های تجربی، دقت مدل رگرسیون و تحلیل حساسیت افزایش یابد تا نتایج در سطح قابلیت اطمینان بیشتری، استخراج گردد. در این صورت، مواردی همچون ایرادات در فرایند ساخت نمونه که امری اجتناب ناپذیر است، پوشش داده می‌شود و تاثیری بسزایی بر تحلیل خروجی‌ها ایجاد نمی‌کنند. ضمنا بررسی خستگی [۲۷]، خوردگی و وجود فشار داخلی [۲۸]، تاثیر نرخ بارگذاری [۲۹]، ترک و شکست [۳۰]، میزان چسبندگی [۳۱]، در این گونه اتصالات و اتصالات پیچی [۳۲] و همچنین در بحث تعمیرات [۳۵-۳۳]، می‌تواند از پیشنهادات آتی برای ادامه کار باشد.

جدول ۴ مقایسه نتایج نمونه‌های کربن- اپوکسی و شیشه- اپوکسی

شماره نمونه	نرخ بارگذاری	محل خرابی	نیروی بیشینه	تغییر طول
	mm/min	-	N	mm
C120-5	۰/۵	چسب	۸۵۴۵	۱/۷
C120-5	۵	چسب	۸۶۳۳	۱/۷
C120-5	۵۰	کامپوزیت	۱۲۸۲۷	۰/۲
G120-5	۰/۵	کامپوزیت	۸۸۰۰	۰/۶
G120-5	۵	کامپوزیت	۸۰۹۳	۰/۴
G120-5	۵۰	کامپوزیت	۸۹۳۷	۰/۴

جدول ۵ نتایج تحلیل رگرسیون برای نیروی بیشینه

Source	DF	F-Value	P-Value
Regression	۴	۴/۱۴	۰/۰۲۲
L	۱	۴/۵۴	۰/۰۵۳
T	۱	۰/۳۷	۰/۵۵۵
C	۱	۱/۸۷	۰/۱۹۴
R	۱	۹/۷۶	۰/۰۰۸
Error	۱۳	–	–
Total	۱۷	R^2 (%)	۵۵/۹۹

جدول ۶ نتایج تحلیل رگرسیون برای تغییر طول

Source	DF	F-Value	P-Value
Regression	۴	۰/۹۹	۰/۴۴۸
L	۱	۲/۸۱	۰/۱۱۷
T	۱	۰/۰۰	۰/۹۴۸
C	۱	۱/۱۱	۰/۳۱۲
R	۱	۰/۰۲	۰/۸۷۷
Error	۱۳	–	–
Total	۱۷	R^2 (%)	۲۳/۳۰

۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله، به تحلیل حساسیت اثر نرخ جابجایی در بارگذاری کششی بر نیروی بیشینه و تغییر طول در اتصال چسبی لوله‌های ساخته شده از مواد کامپوزیتی و فلزی، پرداخته شد. بطور کلی، تحلیل رگرسیون برای خروجی‌ها نسبت به ورودی‌ها، نتایج قابل قبولی ارائه نداد که این موضوع، لزوم تکرار بیشتر آزمون‌ها را مشخص می‌نماید. تغییر طول ناحیه چسب‌خور در اتصالات مذکور، از جنس کربن- اپوکسی و در نرخ جابجایی ثابت، نمی‌تواند ناحیه شکست را تغییر دهد. در نرخ‌های جابجایی کم (۰/۵ و ۵ میلیمتر بر دقیقه)، شکست نمونه از ناحیه اتصال چسبی اتفاق می‌افتد و در نرخ جابجایی زیاد (۵۰ میلیمتر بر دقیقه)، شکست نمونه از ناحیه مواد کامپوزیتی رخ می‌دهد.

افزایش نرخ بارگذاری در اتصالات شامل مواد کامپوزیتی از جنس کربن- اپوکسی، باعث تغییر ناحیه شکست از قسمت اتصال چسبی به قسمت مواد کامپوزیتی شد. اما افزایش نرخ بارگذاری در اتصالات شامل مواد کامپوزیتی از جنس شیشه- اپوکسی، تاثیری در تغییر ناحیه شکست نداشته است. ضمنا افزایش ضخامت چسب تاثیر مستقیم و ثابتی بر نیروی بیشینه نداشته است. همچنین، افزایش طول ناحیه چسب‌خور در نرخ‌های کمتر باعث کاهش نیروی بیشینه شده است، درحالی‌که در نرخ‌های بیشتر تغییری در مقدار نیروی بیشینه ظاهر نشده است. این موضوع به این دلیل است که در نرخ‌های بیشتر، محل شکست قطعات از اتصال چسبی به مواد کامپوزیتی تغییر می‌کند و بنابراین، نیروی بیشینه همان نیروی لازم برای شکست در کامپوزیت است که بدون تغییر باقی می‌ماند.

۵- مراجع

[1] Dragoni, E., Goglio, L., Adhesive stresses in axially-loaded tubular bonded joints - Part I: Critical review and finite element assessment of published models, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 47, pp. 35-45, (2013).

[2] Han, J., Yuan, H., Full debonding process of adhesively bonded composite and metallic pipe joints under torsion, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2016, Article ID: 1237493, (2016).

[3] Clark, G., Wang, C. H., Review on the fatigue of composite hybrid joints used in aircraft structures, *Advanced Materials Research Advanced Materials Research*, Vols. 891-892,. pp.1591-1596, (2014).

[4] Ascione, F., Mancusi, G., Axial/bending coupled analysis for FRP adhesive lap joints, *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, Vol. 17, No. 2, pp. 85-98, (2010).

[5] Banea, M. D., da Silva, L. F. M., Adhesively bonded joints in composite materials: An overview. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Journal of Materials: Design and Applications*, Vol. 223, No. 1, pp. 1-18, (2009).

[6] Gan, Y. X., Effect of interface structure on mechanical properties of advanced composite materials, *International Journal of Molecular Sciences*, Vol. 10, No. 12, pp. 5115-5134, (2009).

[7] Meguid, S. A., Sun, Y., On the tensile and shear strength of nano-reinforced composite interfaces, *Materials and Design*, Vol. 25, No. 4, pp. 289-296, (2004).

[8] F. Mortensen, O. T. Thomsen, Analysis of adhesive bonded joints: A unified approach, *Composites Science and Technology*, Vol. 62, No. 7, pp. 1011-1031, (2002).

[9] Mortensen, F., Thomsen, O. T., Coupling effects in adhesive bonded joints, *Composite Structures*, Vol. 56, No. 2, pp. 165-174, (2002).

[10] Vashchenko, A., Spiridonova, I., Sukhovaya, E. V., Deformation and fracture of structural materials under high-rate strain, *Metalurgija*, Vol. 39, No. 2, pp. 89-92, (2000).

[11] Staab, G. H., Gilat, A., High strain rate response of angle-ply glass/epoxy laminates, *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, pp. 1308-1328, (1995).

[12] Gilat, G. H. A., High strain rate characterization of angle-ply glass/epoxy laminates, *9th International Conference on Composite Materials*, Madrid, Spain, pp. 278-285, (1993).

[13] Roberts, S., Harding, J., Effect of strain rate on the tensile failure of glass-fiber braided tubes, *Journal of Physique IV*, Vol. 1, pp. 353-359, (1991).

[14] Shahryarifard, M. M., Golzar, M., Safarabadi, M., Novel parameters in load capacity and failure of coaxial steel tubes jointed by wrapped GFRP sleeve, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 82, pp.79-89, (2018).

[15] Shahryarifard, M. M., Golzar, M., Safarabadi, M., Optimization of laminated GFRP pipe/steel tube joints under axial tensile loads, *1st International Conference on Composite Pipes, Vessels and Tanks*, 28-29 January, Tehran, Iran, (2015).(in Persian فارسی)

[16] Shahryarifard, M. M., Golzar, M., Safarabadi, M., Investigation of the geometrical parameters effect on laminated GFRP/steel circular tube joints, *1st International Conference on Composite Pipes, Vessels and Tanks*, 28-29 January, Tehran, Iran, (2015). (in Persian فارسی)

[17] Pakzadian, P., Safarabadifarahani, M., Ganjiani, S. M., Reinforcement of welded metal tubes joints using polymeric laminated composites, *5th International Conference on Composites: Characterization, Fabrication and Application*, 20-21 December, Tehran, Iran, (2016).

[18] Aliyari, M., Safarabadi, M., M. Shariat Panahi, Finite element analysis of piping composite joints under bending load, *5th International Conference on Composites: Characterization, Fabrication and Application*, 20-21 December, Tehran, Iran, (2016).

[19] M. Aliyari, M. Safarabadi, Shariat Panahi, M., Optimization of fiber-reinforced plastic (FRP) /metal joints using the complex method, *5th International Conference on Composites: Characterization, Fabrication and Application*, 20-21 December, Tehran, Iran, (2016).

[20] Groves, S. E., Sanchez, R. J., Lyon, R. E., Brown, A. E., High strain rate effects for composite materials, *Composite Materials: Testing and Design, ASTM STP 1206*, Editor: E. T. Camponeschi. American Society for Testing and Materials, Philadelphia, Vol. 11, pp. 162-176, (1993).

[21] Hsiao, I. M., H. M., Cordes, R. D., High strain rate effects on polymer, metal and ceramic matrix composites and other advanced materials, *American Society of Mechanical Engineers*, Vol. 48, pp. 167-177, (1995).

[22] Daniel, I. M., Liber, T., Testing of fiber composites at high strain rates, *2nd International Conference on Composite Materials*, Toronto, Canada, pp. 1003-1018, (1978).

[23] Daniel, I. M., Liber, T., Strain rate effects on the mechanical properties of fiber composites, *Report NASA CR-135087*, Part 3, (1976).

[24] Zhao, W., Zhang, W., Duan, Z., Yang, F., Xu, J., Torsion properties of carbon fiber reinforced polymer composite-metal transmission shaft based on delamination damage analysis, *Acta Materiae Compositae Sinica*, Vol. 38(5), pp. 1476-1486, (2021).

[25] Sun, H., Kosukegawa, H., Takagi, T., Uchimoto, T., Hashimoto, M., Takeshita, N., Electromagnetic pulse-induced acoustic testing and the pulsed guided wave propagation in composite/metal adhesive

bonding specimens, *Composites Science and Technology*, Vol. 201, Article ID: 108499, (2021).

[26] Rouzegar, J., Niknejad, A., S. M., Elahi, Elahi, S. A., Experimental investigation into the energy absorption of composite-metal tubes subjected to lateral load, *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering*, Vol. 44, pp. 585-598, (2020).

[27] Abdel Wahab, M. M., Fatigue in adhesively bonded joints: A review, International Scholarly Research Notices, Vol. 2012, Article No. 746308, (2012).

[28] Lees, J. M., Behavior of GFRP adhesive pipe joints subjected to pressure and axial loadings, *Composite Part A*, Vol. 37, No. 8, pp. 1171-1179, (2006).

[29] Azadi, M., Saeedi, M., Shirazabad, M.M., Lopez-Crespo, P., Sensitivity analysis of fracture behavior in carbon-epoxy composite at different displacement rates under mode I tensile loading by regression analysis, *Amirkabir Jounral of Mechanical Engineering*, Vol. 53, No. 4, pp. 15-15, (2021).

[30] Maleki, S., Andakhshideh, A., Seyfi, A., Experimental and numerical investigation of second mode of failure in unlike end notch flexure samples, *Amirkabir Jounral of Mechanical Engineering*, Vol. 52, No. 8, pp. 2093-2106, (2020).

[31] Osouli-Bostanabad, K., Tutunchi, A., M., Eskandarzade, Kianvash, A., Numerical and experimental investigation on boding strength optimization of glass fibers-reinforced epoxy composites on a structural steel substrate, Modares Mechanical Engineering, Vol. 19, No. 2, pp. 387-396, (2019).

[32] Galinska, A., Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals - A Review. Part I: Bolted joining, *Polymers*, Vol. 12, No. 10, Article ID: 2252, (2020).

[33] Cherpakov, A. V., Chebakov, M. I., Zecheru, G., Dumitrescu, A., Modeling of corrosion in filler defect in the repair of pipes overlay composite bandage, *Advanced Materials*, Editors: I. Parinov, S. H. Chang, M. Jani, Springer, Vol. 193, (2017).

[34] da Rocha, M. L., M. C., de O. Leite, da C. Ferreira, E. P., Melo, J. D. D., Barbosa, A. P. C., Accelerated aging effects in composites used as repair for pipes in oil industry, *Polymer Composites*, DOI: 10.1002/pc.26271, (2021).

[35] Echtermeyer, A. T., Sund, O. E., Ronold, K. O., Moslemian, R., Hassel, P. A., A new recommended practice for thermoplastic composite pipes, *21th International Conference on Composite Materials*, 20-25 August, Xi'an, China, (2017).

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.535692.1938

بررسی روش‌های بهبود آیرودینامیک خودروها از طریق کنترل جریان انفعالی

سعید باعصمت
دانشجوی کارشناسی ارشد

محمود پسندیده فرد*
استاد،
گروه مهندسی مکانیک،
دانشکده مهندسی،
دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد

چکیده: بهبود عملکرد آیرودینامیکی وسایل نقلیه به علت تاثیر بر مصرف سوخت، پایداری و کنترل پذیری خودروها همواره مورد توجه مهندسان بوده است. در این پژوهش جهت دستیابی به دیدگاه اجمالی از تاثیرگذاری روش‌های بهبود عملکرد آیرودینامیکی خودروها، مروری بر تحقیقات انجام شده در زمینه کاهش نیروهای آیرودینامیکی با استفاده از روش کنترل جریان انفعالی صورت گرفته است که می‌تواند در بررسی، پیاده سازی و انتخاب روش مناسب تاثیرگذار باشد. نتایج حاصل نشان دهنده اهمیت بالای طراحی بدنه خودرو در کاهش نیروی پسا و نیروی برآ است به طوری که ایجاد کانال و انحنا در طرفین خودرو جهت انتقال جریان هوا از نواحی فشار بالا در جلوی بدنه به نواحی فشار پایین در پشت بدنه بیشترین میزان کاهش نیروی پسا را در پی دارد. همچنین استفاده از اسپویلر در انتهای بدنه به جهت تاخیر در جدایش و هدایت جریان هوا به سمت بالا، موجب کاهش نیروی برآ می‌گردد. تاثیر این روش‌ها بر کاهش نیروهای آیرودینامیکی بیش از سایر مکانیزم ها است، اما میزان دقیق تاثیرگذاری هر روش به نوع خودرو و نحوه پیاده‌سازی آن بر روی بدنه بستگی دارد.

واژه های راهنما: آیرودینامیک، خودرو، نیروی پسا، نیروی برآ، کنترل جریان انفعالی.

مقاله مروری
دریافت: ۱۴۰۰/۰۵/۱۸
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۳۰

Investigating methods to improve vehicle aerodynamics by passive flow control

Saeed Baesmat
M.Sc Student

Mahmoud Pasandidehfard*
Professor, , Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad

Abstract: Improving the aerodynamic performance of vehicles due to the impact on fuel consumption, stability and controllability of vehicles has always been on the attention of engineers. In this study, in order to obtain a brief view of the effectiveness of methods to improve the aerodynamic performance of vehicles, a review of research conducted to reduce aerodynamic forces using the passive flow control method, which can be effective in consideration, implementation and selection of the proper method. The results show the high importance of car body design in reducing drag and lift such that implementing the channel and curvature on the sides of the car to transfer air flow from high pressure areas in front of the body to low pressure areas behind the body has the highest value of reduction in drag force. Also, using a spoiler at the end of the body to delay separation and to direct airflow upwards reduces the lifting force. The effect of these methods on reducing aerodynamic forces is more than other mechanisms, but the exact extent of the effectiveness of each method depends on the type of vehicle and the way of its implementation on the body.

Keywords: Aerodynamics, vehicle, drag force, lift force, passive flow control.

* نویسنده مسئول، fard_m@um.ac.ir

۱- مقدمه

علم آیرودینامیک به بررسی عبور جریان از روی یک جسم و اثرات ناشی از آن می‌پردازد. در صنعت حمل و نقل جهانی، توسعه‌ی آیرودینامیک وسایل نقلیه مورد توجه ویژه‌ای قرار گرفته است زیرا می‌تواند در کاهش مصرف سوخت، افزایش سرعت، شتاب و کنترل‌پذیری آن‌ها نقش بسزایی ایفا کند. پژوهش‌های انجام شده در این زمینه به سه روش تئوری، عددی و تجربی نیروهای آیرودینامیکی ناشی از عبور جریان هوا بر خودروها که شامل نیروی پسا و نیروی برآ می‌باشد را مورد بررسی قرار داده‌اند[۱].

نیروی پسا به دو نوع فشاری و اصطکاکی تقسیم بندی می‌شود که سهم نیروی فشاری ۸۰٪ از کل نیروی پسا می‌باشد. این نیرو به دلیل جدایش جریان عبوری در عقب خودرو و اختلاف فشار هوای اطراف بدنه در قسمت پیشانی و پشت خودرو هنگام عبور جریان هوا از روی سطح آن به وجود می‌آید. نیروی اصطکاکی نیز به علت اصطکاک جریان مجاور بدنه که ناشی از زبری سطح می‌باشد تولید می‌گردد. [۲]

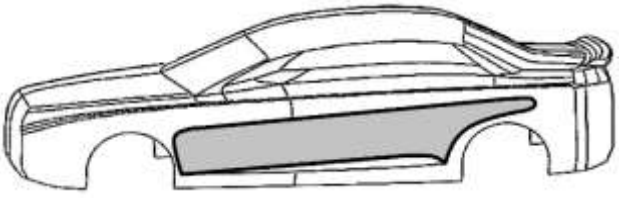
عوامل موثر در نیروی پسا شامل شکل کلی بدنه، چرخ‌ها و جزئیات طراحی سطح خودرو می‌باشد که سهم هر کدام به ترتیب ۴۵٪، ۳۰٪ و ۲۵٪ از کل این نیرو است. از جمله راه‌های بهبود عملکرد آیرودینامیکی خودروها، کاهش نیروی پسای فشاری می‌باشد که با استفاده از کاهش فشار وارده توسط جریان هوا به قسمت جلوی خودرو، کاهش گردابه‌های ناشی از جدایش جریان در قسمت عقب و یا از بین بردن نیروی پسای تجهیزات بکار رفته در زیر بدنه خودرو میسر می‌شود. تاکنون تمرکز پژوهش‌های صورت گرفته بر روی تغییر هندسه و طراحی بهینه بدنه خودرو بوده است. [۳]

به طور کلی کاهش نیروی پسا در وسایل نقلیه به دو روش کنترل جریان فعال[1] و کنترل جریان انفعالی[2] صورت می‌پذیرد. در روش کنترل جریان فعال، سیستم‌ها یا محرک‌هایی که برای کاهش نیروی پسا نیاز به برق یا انرژی خودرو دارند مورد استفاده قرار می‌گیرد که برای نمونه می‌توان به مکش جریان هوا از نواحی فشار بالا و دمیدن جریان به نواحی فشار پایین در اطراف خودرو اشاره نمود. در روش کنترل جریان انفعالی، تغییر در طراحی بدنه خودرو یا اتصال دستگاه‌هایی که موجب تغییر در مسیر حرکت جریان عبوری از سطح می‌شوند و برای فعالیت نیازی به انرژی ندارند، مورد توجه قرار گرفته است که برای مثال می‌توان به استفاده از اسپویلر[3] و ایجاد کانال در بدنه خودرو برای انتقال جریان هوا اشاره کرد[۲].

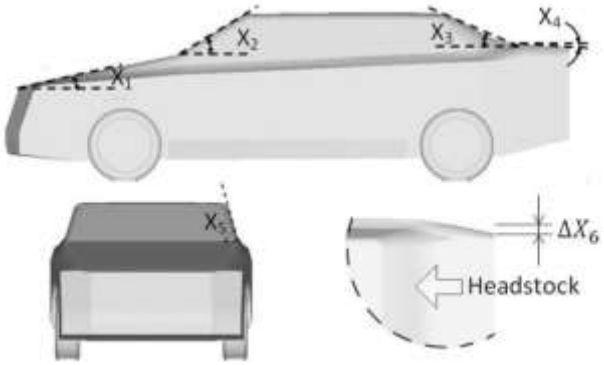
در پژوهش حاضر مروری بر تحقیقات صورت گرفته در زمینه کاهش نیروی پسا در مدل‌های مختلف خودرو از جمله سواری، اسپرت، شاسی بلند[4] و هاچبک با استفاده از کنترل جریان انفعالی و تاثیر هر سیستم کاهش پسا بر انواع خودروها انجام شده است.

۲- انتقال جریان هوای اطراف بدنه

جریان هوا را می‌توان به روش‌های مختلف از نواحی فشار بالا در اطراف خودرو به نقاط فشار پایین منتقل کرد که برخی از آن‌ها عبارتند از ایجاد انحنا و تغییر زاویه در بدنه، بکارگیری پرده هوایی[5] در سپر جلو، طراحی کانال انتقال هوا بر روی بدنه و استفاده از دیفیوزر[6] در زیر بدنه خودرو. در شکل ۱ تا ۴ نمونه‌ای از مکانیزم‌های انتقال جریان هوا در یک طراف خودرو نشان داده شده است:

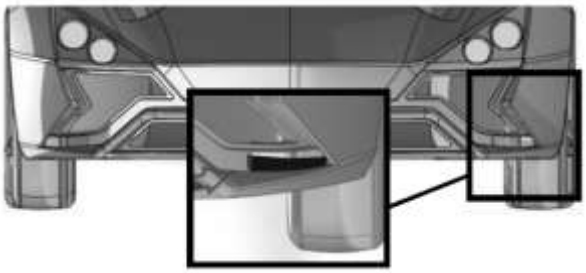


شکل ۱ انحنا و تورفتگی در طرفین بدنه [۱]



شکل ۲ تغییر زاویه در قسمت‌های مختلف بدنه [۴]

[1] Active flow control
[2] Passive flow control
[3] Spoiler
[4] SUV
[5] Air curtain
[6] Diffuser

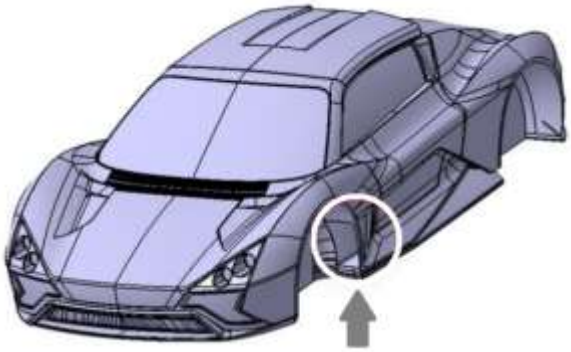


شکل ۳ محل قرارگیری پرده هوایی در خودرو [۵]



شکل ۴ جانمایی دیفیوزر در زیر بدنه [۶]

دیکسون و همکاران [۵] در سال ۲۰۲۰ به بررسی عملکرد آیرودینامیکی یک خودروی اسپرت با اعمال تغییراتی در بدنه جهت کنترل جریان انفعالی در سه بخش توسعه آیرودینامیک جلو، توسعه آیرودینامیک میانی و توسعه آیرودینامیک عقب خودرو پرداختند. به طور کلی این تحقیق نشان داد بهترین حالت به منظور کاهش نیروهای آیرودینامیکی در هنگام توسعه آیرودینامیک میانی است به طوری که با بکارگیری کانال جانبی انتقال هوا در پشت چرخ‌های جلو به منظور انتقال جریان از جلوی بدنه به عقب و همچنین تعبیه یک دریچه در ناحیه ورودی چرخ‌های عقب به علت جلوگیری از افزایش فشار در اطراف چرخ-ها، مورد بررسی قرار گرفت. تغییرات اعمال شده موجب کاهش ضریب پسا به میزان ۷/۳٪ شد در حالی که بیشترین تاثیر آن بر ضریب برآ با ۳۳/۵٪ کاهش همراه بود. از طرفی اثرات استفاده از پره در دهانه کانال انتقال هوا مورد مطالعه قرار گرفت که به علت چرخش جریان در بین پره‌ها و ایجاد نیروی پسا، نتایج قابل قبولی در بر نداشت. همچنین در بخش توسعه آیرودینامیک جلو، تاثیر قرار دادن پرده هوایی در زیر چراغ‌های جلو و انتقال جریان هوای فشار بالا به پشت سپر همراه با تغییر محل قرارگیری پلاک نیز مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل در این بخش نشان دهنده کاهش ضریب پسا به میزان ۱/۹٪ و کاهش ضریب برآ به میزان ۶/۸٪ می‌باشد که هر دو مطلوب است. شکل ۵ کانال جانبی انتقال جریان هوا را در مدل مورد مطالعه نشان می‌دهد:



شکل ۵ کانال انتقال جریان اطراف چرخ‌های جلو [۵]

خالصی‌دوست و سیف‌زاده [۳] بر روی تاثیر بکارگیری کانال انتقال هوا در خودروهای شاسی بلند و همچنین پوشاندن تجهیزات زیر بدنه تحقیق کردند. در این پژوهش ایجاد کانال انتقال هوا به گونه‌ای انجام شد که جریان از سطح زیر بدنه در قسمت عقب به پشت خودرو انتقال یابد. این تغییرات به دلیل کاهش گردابه‌ها و افزایش فشار در ناحیه کم فشار پشت خودرو و همچنین از بین رفتن نیروی پسا ناشی از تجهیزات زیر بدنه، موجب کاهش ضریب پسا به میزان ۲۳٪ گردید که مقدار قابل توجهی است.

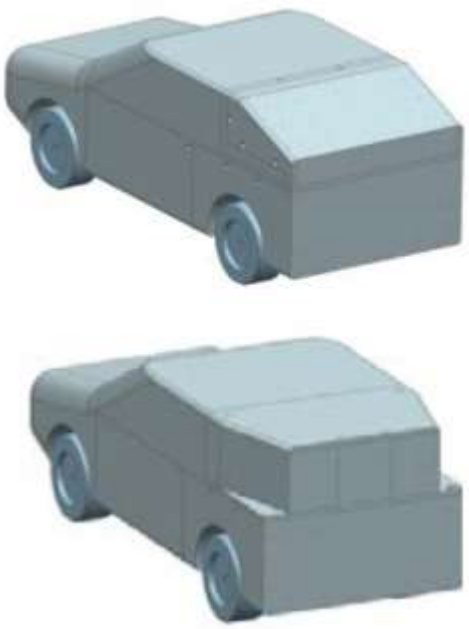
بهروان و مهدی [۱] اثرات ایجاد انحنا در بدنه یک خودروی سدان بر نیروهای آیرودینامیکی را مورد بررسی قرار دادند. بدین منظور با ایجاد فرورفتگی در سطح کناری بدنه و درب‌ها، جریان هوای اطراف خودرو از کناره‌های بدنه به پشت آن منتقل گردید. به همین دلیل فشار ناحیه ویک[1] پشت خودرو افزایش و در پی آن به علت کاهش اختلاف فشار جلو و عقب خودرو، ضریب پسا به میزان ۲۰/۵٪ به طور چشمگیری کاهش یافت. اما بر خلاف اثرگذاری مثبت بر روی نیروی پسا، ضریب برآ به میزان ۲۹/۶٪ با افزایش روبرو شد. همچنین نمودار تغییرات ضریب فشار در عرض خودرو در قسمت عقب نشان دهنده افزایش فشار در مرکز بدنه به علت انتقال جریان هوا به این محدوده می‌باشد.

هو و همکاران [۴] با ایجاد تغییر در بدنه و مسیر انتقال جریان هوا از جلو به عقب خودرو نشان دادند گردابه‌های جداکننده جریان از سطح بدنه تاثیر بسزایی بر نیروی پسا داشت به گونه‌ای که انتقال آرام جریان از پیشانی به پشت بدنه می‌تواند به کاهش ضریب پسا کمک نماید. نتایج حاصل از شش تغییر : زاویه‌های کاپوت، شیشه جلو، شیشه عقب، درب صندوق عقب، شیشه‌های کناری و جمع‌شدگی عقب خودرو نشان از آن دارد که مهم‌ترین عامل کاهش ضریب پسا، افزایش زاویه کاپوت و

[1] Wake

موثرترین عامل بر ضریب برآ، زاویه صندوق عقب می‌باشد. علاوه بر موارد بیان شده، جمع شدن عقب بدنه، زاویه درب صندوق عقب و شیشه جلو به ترتیب بیشترین نقش را در تغییرات ضریب پسا دارا هستند. همچنین جمع شدن عقب بدنه، زاویه کاپوت و زاویه شیشه عقب تاثیرگذارترین عوامل بر ضریب برآ بودند.

ژیان و فنگ [۷] به مطالعه اثرات تغییر زاویه در نقاط مختلف بدنه یک مدل خودروی سدان پرداختند. کاهش زاویه انتهای سقف نسبت به افق (ایجاد شیب در سقف به سمت عقب بدنه) موجب کاهش ضریب پسا به میزان ۶٪ نسبت به حالت بدون زاویه می‌شود که دلیل آن کاهش انرژی جنبشی جریان در مجاورت سقف و تاخیر در جدایش می‌باشد. از طرفی افزایش این زاویه (ایجاد شیب در سقف به سمت جلوی بدنه) نیز موجب کاهش ضریب پسا گردید، اما مقدار تغییرات ایجاد شده کمتر از حالت کاهش این زاویه بود. همچنین اثبات شد طول صندوق عقب هر چه بیشتر باشد، ضریب پسا کمتر می‌شود. از طرفی مشاهده گردید افزایش زاویه انتهای زیر بدنه نسبت به راستای افق و افزایش زاویه انتهای صندوق عقب نسبت به راستای عمود تاثیر مستقیم بر کاهش ضریب پسا دارد.



شکل ۶ انحنا در انتهای بدنه [۸]

در شکل ۶ پژوهش وارنی و همکاران [۸] نشان داده شده است که انتقال جریان هوا از سقف و طرفین بدنه به پشت یک مدل خودروی شاسی بلند از طریق ایجاد تورفتگی در انتهای بدنه و کاهش سطح مقطع عقب خودرو به منظور انتقال جریان از طرفین و سقف به پشت خودرو و افزایش فشار در ناحیه ویک بررسی نمودند. نتایج بدست آمده حاکی از آن بود که انتقال جریان از سقف خودرو، اثرگذاری بیشتری بر نیروهای آیرودینامیکی داشت به طوری که با تغییر زاویه ۱۰ درجه‌ای در انتهای سقف، ضریب پسا به میزان ۰/۰۳۴ کاهش و ضریب برآ به میزان ۰/۱۹ افزایش یافت که دلیل تاثیر بالا بر نیروی برآ تغییر فشار در راستای عمود می‌باشد. همچنین انتقال جریان هوا از طرفین بدنه به پشت خودرو با ایجاد تورفتگی به زاویه ۱۵ درجه نسبت به حالت اولیه باعث کاهش ضریب پسا به میزان ۰/۰۲۵ و افزایش ضریب برآ به میزان ۰/۰۸ گردید. با اضافه نمودن صفحات هدایت کننده جریان، افزایش ضریب پسا و کاهش ضریب برآ در مدل‌های توسعه یافته از دیگر نتایج پژوهش مذکور بود.

جو و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۸ پژوهشی در سه بخش توسعه آیرودینامیک جلو، عقب و بهینه‌سازی جامع بر روی یک خودروی هاچبک نشان دادند که اصلاح در بخش‌های مذکور موجب کاهش ضریب پسا به ترتیب به میزان ۵/۶۴٪، ۷/۲۱٪ و ۱۰/۳۴٪ شد. بخش بهینه‌سازی جلوی خودرو شامل کاهش زاویه کاپوت و شیشه جلو و افزایش زاویه دماغه زیر بدنه بود که به منظور کاهش فشار در پیشانی و انتقال سریع جریان از جلو به سقف خودرو طراحی شد. در بخش بهینه‌سازی عقب خودرو با کاهش زاویه انتهای سقف و شیشه عقب و افزایش زاویه انتهای زیر بدنه جریان هوای اطراف به پشت خودرو منتقل گردید که این عامل باعث افزایش فشار در ناحیه ویک شد. بهینه‌سازی جامع مدل مورد مطالعه نیز علاوه بر تغییرات فوق شامل کاهش زاویه طرفین انتهای بدنه گردید.

هیرست و همکاران [۱۰] با بررسی اثرات انتقال جریان از اطراف یک بدنه پهن (بلوف[1]) به پشت آن با ایجاد شکاف و قرار دادن صفحات هدایت کننده جریان به این نتیجه دست یافتند که ضریب پسا در پی اعمال این تغییر به میزان ۱۵٪ کاهش یافت. دلیل این امر چسبندگی بیشتر جریان به سطح، تاخیر در جدایش، کاهش قابل توجه گردابه‌های پشت بدنه و افزایش فشار ناحیه ویک می‌باشد.

حسن و همکاران [۱۱] تاثیر انتقال جریان از زیر بدنه به پشت خودرو که محدوده کم فشار می‌باشد را مطالعه نمودند. تحقیق آن‌ها شامل تغییر زاویه انتهای زیر بدنه به منظور تاخیر در جدایش و انتقال مناسب جریان با زوایای مختلف بود که نتایج حاصل نشان از کاهش نیروی پسا با افزایش زاویه در انتهای زیر

[1] Bluff body

بدنه دارد. همچنین در بهترین زاویه بررسی شده در پژوهش مذکور یعنی ۱۲/۵ درجه، نیروی پسا ۲۲/۱۳ ٪ کاهش یافت در حالی که هنگام استفاده از دیفیوزر با همین زاویه تنها ۹/۵ ٪ کاهش نیوری پسا مشاهده گردید که نشان دهنده تاثیر مناسب کاهش زاویه انتهای زیر بدنه به علت چسبندگی جریان به سطح، انتقال آن به پشت خودرو و کاهش ناحیه ویک می‌باشد. شکل ۷ نشان دهنده محل اعمال تغییرات بدنه و اضافه نمودن دیفیوزر است:



شکل ۷ انحنا و دیفیوزر زیر بدنه [۱۱]

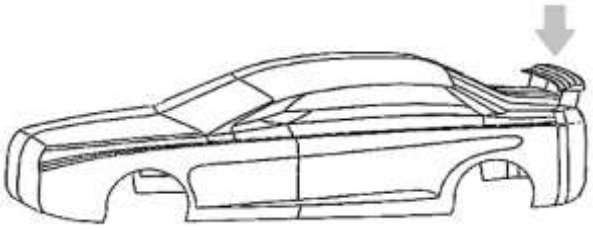
صالح و علی [۱۲] به روش عددی کاهش نیروی پسا در یک مدل خودروی سدان را مورد مطالعه قرار دادند. یکی از راه‌های کاهش نیروی پسا که در تحقیق مذکور بررسی شد استفاده از دیفیوزر در انتهای زیر بدنه بود که نتایج حاصل از آن نشان دهنده کاهش ضریب پسا به میزان ۲/۵٪ به دلیل انتقال جریان از زیر بدنه به پشت خودرو و کاهش گردابه‌ها بود.

روحانی [۱۳] در سال ۱۳۹۷ اثرات استفاده از دیفیوزر بر روی دو مدل خودروهای هاچبک و صندوق‌دار را مورد مطالعه قرار داد. نتایج حاصل نشان دهنده کاهش ضریب برآ هنگام اضافه نمودن دیفیوزر زیربدنه به خودروی صندوق‌دار به میزان ٪۹۹ بود. در حالی که این برای خودروی هاچبک موجب ۶۵٪ کاهش گردید. همچنین ضریب پسا با کاهشی به میزان ۳٪ تا ٪۴ مواجه شد که نشان دهنده تاثیرگذاری اندک دیفیوز بر نیروی پسا بود.

در سال ۲۰۲۱ ناث و همکاران [۶] به بررسی تاثیر اتصال دیفیوزر در زیر بدنه عقب یک مدل خودروی اسپرت پرداختند. این بهینه‌سازی با انتقال سریع‌تر جریان از زیر بدنه به پشت خودرو، باعث افزایش فشار در ناحیه ویک گردید. علاوه بر آن تفکیک جریان و افزایش سطح تماس بدنه و جریان هوا باعث تاخیر در جدایش و کاهش گردابه‌های پشت خودرو، از دیگر نتایج این تحقیق بود که با کاهش ضریب پسا به میزان ۲/۸٪ و کاهش ضریب برآ به میزان ۴/۲٪ عملکرد مناسب این سیستم را نشان داد.

۳- اسپویلر و بال[1]

استفاده از اسپویلر بر روی صندوق عقب از جمله راه‌های توسعه آیرودینامیک خودروها محسوب می‌شود که در شکل ۸ نحوه قرارگیری آن بر روی بدنه مشاهده می‌شود:



شکل ۸ اسپویلر بکار رفته در عقب خودرو [۱]

بهروان و مهدی [۱] تاثیر بکارگیری اسپویلر در خودروهای سدان را مورد بررسی قرار دادند که نتایج حاصل نشان دهنده کاهش ضریب پسا به میزان ۸/۳٪ و کاهش ضریب برآ به میزان ۶/۳٪ می‌باشد. اسپویلر با انتقال بخشی از جریان به پشت خودرو باعث افزایش فشار در ناحیه ویک و با هدایت بخش دیگری از جریان به سمت بالا موجب ایجاد نیروی برآی منفی می‌گردد. در پژوهش مذکور اثرات افزایش ارتفاع اسپویلر از سطح بدنه بر نیروهای آیرودینامیکی نیز مورد تحقیق قرار گرفت که با افزایش ارتفاع اسپویلر ضریب پسا کاهش و ضریب برآ افزایش یافت. لازم به ذکر است با اینکه افزایش ارتفاع اسپویلر موجب افزایش نیروی برآ گردید اما مقدار این نیروی برآ نسبت به حالت بدون اسپویلر خودرو کمتر است و این نشان دهنده تاثیر مثبت استفاده از اسپویلر در هر ارتفاعی می‌باشد.

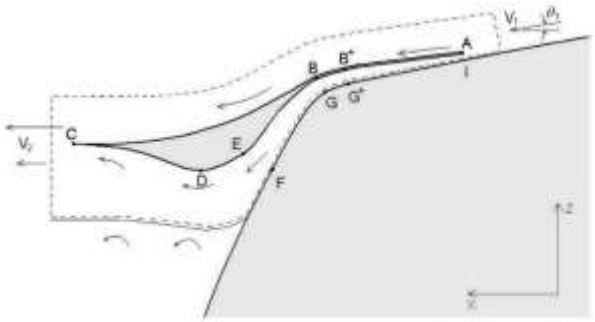
روحانی [۱۳] در پژوهشی جامع تاثیر استفاده از اسپویلر بر روی خودروهای هاچبک و صندوق‌دار را مورد مطالعه قرار داد. افزودن اسپویلر به انتهای خودروی هاچبک و صندوق‌دار موجب کاهش ضریب برآ به ترتیب به میزان ۹۱٪ و ۱۰۰٪ شد. در بررسی ضریب پسا نیز کاهش اندکی به میزان ۲٪ تا ۵٪ برای هر دو مدل را نشان داد. همچنین استفاده از دو اسپویلر به طور همزمان نیز بر روی مدل‌های مورد بررسی مطالعه گردید که برای خودروی هاچبک باعث کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ به اندازه ۴٪ و ۷۶٪ شد در حالی که برای خودروی صندوق‌دار موجب افزایش ضریب پسا و کاهش ضریب برآ به اندازه ۱٪ و ۹۹٪ گردید. نتایج حاصل نشان از رفتار متفاوت بکارگیری دو اسپویلر در

[1] Wing

خودروهای مورد مطالعه دارد. افزایش طول اسپویلر نیز برای هر دو مدل افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا را در پی داشت.

هریش و همکاران [۱۴] در سال ۲۰۱۹ به مطالعه اثرات استفاده از اسپویلر با سطح مقطع ایرفویل NACA 6409 در انتهای بدنه و بالای سقف یک مدل خودروی سدان پرداختند. نتایج شبیه‌سازی عددی آن‌ها اثبات نمود بکارگیری اسپویلر در بالای سقف خودرو باعث کاهش مضاعف نیروی برآ نسبت به هنگام بکارگیری در انتهای بدنه می‌شود و در نتیجه افزایش کنترل‌پذیری، عملکرد بهینه ترمزها، افزایش انتقال قدرت در لاستیک‌ها و تثبیت سرعت خودرو را در پی دارد. پژوهشگران همچنین به بررسی نیروهای آیرودینامیکی در سرعت‌های مختلف خودرو نیز پرداختند که افزایش نیروی پسا و نیروی برآ در پی افزایش سرعت خودرو مشاهده شد.

کیم و همکاران [۱۵] عملکرد آیرودینامیکی یک مدل ون کوچک هنگام اتصال اسپویلر به انتهای آن را مورد تحقیق قرار دادند. اسپویلر در بالای شیشه عقب خودرو قرار گرفته و به گونه‌ای طراحی شده است که بخشی از جریان روی سقف را به پشت خودرو منتقل کند. نتایج پژوهش نشان از کاهش در نیروی پسا و نیروی برآ به ترتیب به میزان ۵٪ و بیش از ۱۰۰٪ دارد که اصلی‌ترین علت آن نوع طراحی اسپویلر و نحوه هدایت جریان عبوری می‌باشد که در شکل ۹ نشان داده شده است:



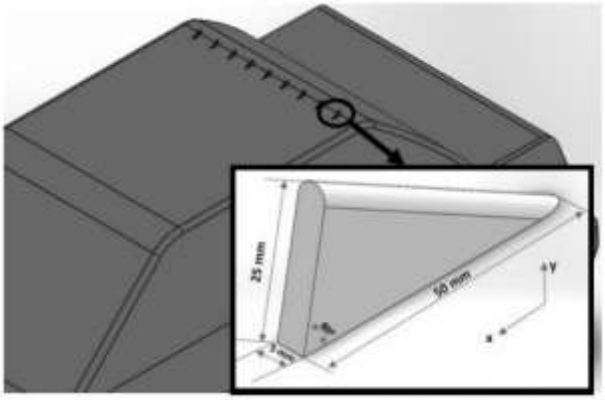
شکل ۹ اسپویلر بکار رفته در بالای شیشه عقب خودروی هاچ‌بک [۱۵]

ناث و همکاران [۶] بر روی اثرات بکارگیری اسپویلر در خودروی اسپرت مطالعه کردند. کاهش ضریب پسا به میزان ۱۵٪/۲ و کاهش ضریب برآ به میزان قابل توجه ۵۵/۷٪ از جمله نتایج این پژوهش است. دلیل تاثیر بالای استفاده از اسپویلر در این نمونه، تاخیر در جدایش و وقوع اجباری و ناگهانی آن می‌باشد که باعث کاهش گردابه‌های پشت خودرو نیز گردیده است. همچنین در این مطالعه تاثیر استفاده از بال در انتهای خودرو مورد بررسی قرار گرفت که موجب افزایش ضریب پسا به میزان ۳۸/۵٪ و کاهش بسیار بالا در ضریب برآ به میزان ۱۰۷٪ شد. تفاوت بال و اسپویلر در ارتفاع عملکرد آن‌ها است به طوری که اسپویلر بدون فاصله از بدنه نصب می‌شود، اما بال با ارتفاع و بر روی پایه به بدنه متصل می‌گردد. به همین دلیل افزایش نیروی پسا در این پژوهش هنگام بکارگیری بال به دلیل هندسه و محل قرارگیری آن می‌باشد که باعث افزایش گردابه‌ها در پشت خودرو می‌شود.

دیکسون و همکاران [۵] تاثیر استفاده از بال در عقب خودروی اسپرت را مورد بررسی قرار دادند که نتایج آن نشان دهنده افزایش ضریب پسا به میزان ۲/۴۵٪ و کاهش ضریب برآ به میزان ۸۸/۵٪ می‌باشد. تاثیرگذاری پایین بر نیروی پسا در مدل مورد مطالعه به علت پنهان بودن آن در پشت شیشه عقب است که موجب افزایش گردابه‌های پشت خودرو نمی‌گردد.

۴- مولد گردابه

از دیگر روش‌های کاهش نیروی پسا استفاده از مولدهای گردابه است که در انتهای سقف قرار می‌گیرند و با آشفته سازی جریان هوا موجب تاخیر در جدایش و کاهش ناحیه ویک پشت خودرو می‌شوند. صالح و علی [۱۲] به مطالعه پیرامون تاثیر استفاده از مولدهای گردابه در آیرودینامیک خودروی سدان پرداختند که باعث کاهش ضریب پسا به میزان ۱/۷٪ گردید. در شکل ۱۰ مولدهای گردابه بکار رفته در تحقیق مذکور نشان داده شده است:



شکل ۱۰ نحوه قرارگیری مولدهای گردابه‌ای در انتهای سقف خودرو [۱۲]

شانکار و دواراجان [۱۶] به صورت عددی و تجربی با تحقیق بر روی اثرات بکارگیری مولد گردابه در یک مدل خودروی سدان به این نتیجه رسیدند که مولد گردابه به شکل دلتا (که نمونه

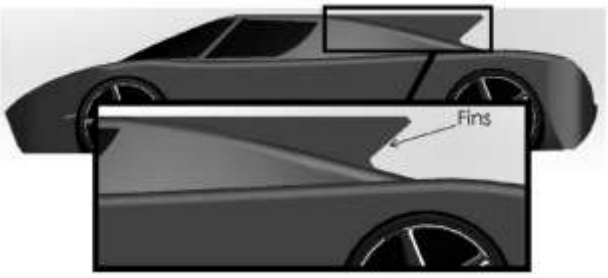
مشابه آن در شکل ۷ نشان داده شده است) مناسب‌ترین هندسه برای کاهش نیروی‌های آیرودینامیکی خودروها می‌باشد به گونه‌ای که برای این مدل موجب کاهش ضریب پسا به میزان ۴/۴۶٪ و کاهش ضریب برآ به میزان ۲/۷۶٪ گردید.

در پژوهشی مشابه رامن و راهول [۱۷] با اضافه نمودن مولدهای گردابه به انتهای سقف یک مدل خودرو شاسی بلند به این نتایج دست یافتند که ضرایب آیرودینامیکی هنگام بکارگیری مولد گردابه کاهش یافت و همچنین استفاده از هندسه دلتا نسبت به ایجاد برآمدگی اثرگذاری بیشتری دارد.

در سال ۱۳۹۸ کاظمی و همکاران [۱۸] به صورت عددی به بررسی تاثیر هندسه مولدهای گردابه بر نیروی پسا بدنه احمد[1] پرداختند. تحقیق آن‌ها نشان داد مولدهای گردابه ایرفویلی و سیلندری موجب کاهش ضریب پسا به ترتیب به میزان ۰/۷٪ و ۱/۱٪ گردید. از دیگر نتایج بهبود عملکرد مولدهای گردابه در سرعت‌های پایین است. این بدان معناست که با افزایش رینولدز به علت افزایش اینرسی، چسبندگی جریان به بدنه کاهش یافته و جدایش سریع‌تر اتفاق می‌افتد و این با عملکرد مولد گردابه که وظیفه تاخیر در جدایش جریان از بدنه را دارد در تضاد است.

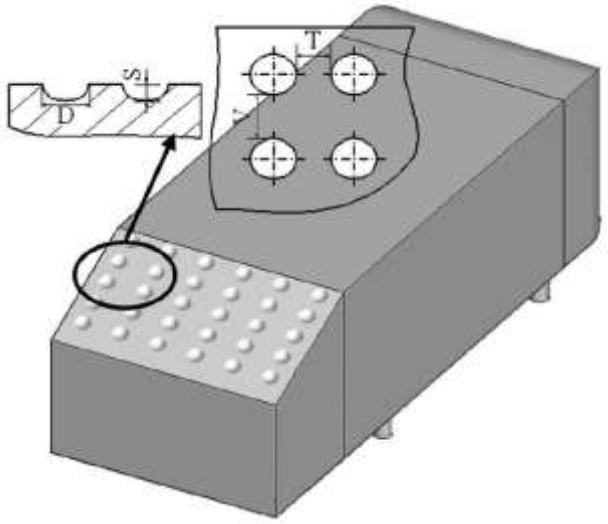
۵- سایر مکانیزم‌ها

اتصال پره[2] به انتهای خودرو به خصوص در کناره‌های سقف و شیشه عقب از دیگر روش‌های توسعه آیرودینامیک خودروها است که با جلوگیری از انحراف جریان هوای مجاور سقف و شیشه عقب و انتقال کامل آن به پشت بدنه و بالای صندوق عقب، باعث افزایش فشار در ناحیه کم فشار نسبت به نمونه بدون پره می‌شود. ناث و همکاران [۶] با اضافه نمودن پره به یک مدل خودروی اسپرت به این نتیجه دست یافتند که ضریب پسا به میزان ۱/۶٪ و ضریب برآ به میزان ۱۴٪ با کاهش روبرو شدند. افزایش فشار در قسمت فوقانی و کاهش اختلاف فشار بالا و پایین خودرو، دلیل تاثیرگذاری نسبتا بالا بر روی نیروی برآ است. در شکل ۱۱ پره‌های متصل شده به بدنه خودرو در پژوهش مذکور مشاهده می‌شود:



شکل ۱۱ محل اتصال پره‌ها [۶]

از جمله دیگر عوامل موثر بر آیرودینامیک خودروها، زبری سطح بدنه می‌باشد که وانگ و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۱۶ با تحقیق این عامل بر روی بدنه احمد اثبات کردند افزایش زبری سطح با ایجاد چندین تورفتگی در انتهای بدنه به خصوص ناحیه جدایش، موجب بوجود آمدن گردابه‌های ریز و ایجاد ناپایداری جریان در محل تورفتگی‌ها شد که در پی آن جدایش جریان از بدنه به تاخیر افتاده و ضریب پسا به میزان ۵/۲٪ کاهش یافت که شکل ۱۲ نشان دهنده مدل مورد مطالعه می‌باشد:

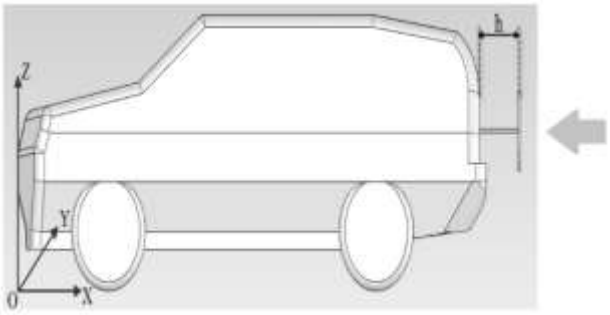


شکل ۱۲ تورفتگی‌های بوجود آمده در انتهای بدنه احمد [۱۹]

رامن و راهول [۱۷] روش دیگری را برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی یک مدل خودروی شاسی بلند ارائه نمودند که طی آن با اتصال یک صفحه تخت عمودی با فاصله به انتهای بدنه، نیروی پسا به میزان ۶/۵٪ کاهش یافت. دلیل این امر ایجاد اغتشاش و افزایش فشار ناشی از برخورد جریان به صفحه تخت در پشت خودرو می‌باشد. همچنین این پژوهشگران اثبات کردند که افزایش فاصله صفحه تخت از بدنه موجب تاثیرگذاری بیشتر

[1] Ahmed body
[2] Fin

آن بر کاهش نیروی پسا گردید. در شکل ۱۳ شماتیکی از محل قرارگیری صفحه تخت انتهای بدنه نشان داده شده است:



شکل ۱۳ محل قرارگیری صفحه عقب [۱۷]

۶- نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر مروری بر تحقیقات انجام شده در زمینه کاهش نیروی پسا با استفاده از روش کنترل جریان انفعالی صورت پذیرفت. به طور کلی اثرگذاری مکانیزم‌ها به هندسه و نوع خودرو بستگی دارد و پیش‌بینی قطعی درباره تاثیر مثبت یا منفی آن‌ها امکان پذیر نمی‌باشد، به همین دلیل نتایج تحقیقات بررسی شده در هر مکانیزم با یکدیگر تفاوت اندکی دارند اما با توجه به این که نیروهای آیرودینامیکی ناشی از اختلاف فشار در نواحی مختلف اجسام هستند، به طور کلی در وسایل نقلیه انتقال جریان هوای اطراف خودرو از نواحی فشار بالا به نواحی فشار پایین به دلیل کاهش گردابه‌ها و ایجاد تغییر در فشار حرکت جریان هوا بر روی بدنه در جلو و عقب خودرو، تاثیر زیادی بر کاهش نیروی پسا می‌گذارد. لازم به توجه است هنگام استفاده از کانال انتقال هوا، باید اختلاف فشار دو سر کانال برای ایجاد تغییر فشار مناسب و طول کانال نیز کوتاه باشد تا موجب ایجاد نیروی پسای اصطکاکی نگردد هر چند که این نیرو در خودروها نسبت به نیروی پسای فشاری مقدار کمتری دارد اما در نیروی پسای کل تاثیرگذار است و باید مورد توجه قرار گیرد. همچنین استفاده از اسپویلر و بال در عقب خودرو به علت تاخیر در جدایش جریان از بدنه و هدایت آن به سمت بالا تاثیر مناسبی بر کاهش نیروی برآ دارد. این عامل موجب ایجاد نیرو به سمت پایین در انتهای بدنه شده و علاوه بر کاهش نیروی برآ، در کنترل‌پذیری خودروها نیز تاثیر مثبتی دارد.

تاکنون شرکت‌های بزرگ خودروسازی جهان تحقیقات و اختراعات زیادی در زمینه بهبود عملکرد آیرودینامیکی خودروها انجام داده‌اند که شایسته است پژوهشگران جهت گسترش مرزهای علم به صورت موردی به بررسی مکانیزم‌ها و توسعه آیرودینامیک وسایل نقلیه بپردازند. با توجه به این که روش بکارگیری کانال انتقال جریان یک مکانیزم جدید است می‌توان با مطالعه پژوهش‌های انجام شده و نحوه پیاده سازی آن بر روی خودروهای ساخته شده، به بررسی عوامل موثر در بهبود عملکرد کانال‌ها جهت کاهش نیروی پسا و عدم تغییر نیروی برآ بر روی انواع خودروها پرداخت.

۷- مراجع

[1] Behravan, R., Mahdi, M., Numerical simulation of the combined effects of the rear spoiler and the curvature of the lateral surfaces on the lift and drag forces on the sedan type vehicle, *Journal of Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 2, pp. 305-315, (2018). (in Persian)

[2] Sudin, M.N., Abdullah, M.A., Shamsuddin, S.A., Ramli, F.R., Tahir, M.M., Review of research on vehicles aerodynamic drag reduction methods, *International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering*, Vol. 14, No. 2, pp. 37-47, (2014).

[3] Doost, A.K., Yazdi, A.M.S.Z., Green nature and reducing of air pollution with vehicle drag coefficient correction, *Journal of Advances in Energy Engineering*, Vol. 1, No. 2, pp. 28-33, (2013).

[4] Hu, X., Yang, B., Lei, Y., Wang, J., Li, X., Liao, L., Xu, T., Automotive shape optimization using the radial basis function model based on a parametric surface grid, *Journal of Automobile Engineering*, Vol. 230, No. 13, pp. 1808-1821, (2016).

[5] Dickison, M., Ghaleeh, M., Milady, S., Wen, L.T., Qubeissi, M.A., Investigation into the aerodynamic performance of a concept sports car, *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 13, No. 2, pp. 583-601, (2020).

[6] Nath, D.S., Pujari, P.C., Jain, A., Rastogi, V., Drag reduction by application of aerodynamic devices in a race car, *Journal of Advances in Aerodynamics*, Vol. 3, No. 4, pp. 1-20, (2021).

[7] Xian, Q.U., Feng, Y.U., Optimization on stepping automotive wake structures based on orthogonal test method. *Journal of Automotive Safety and Energy*, Vol. 8, No. 1, pp. 59, (2017).

[8] Varney, M., Passmore, M., Gaylard, A., The effect of passive base ventilation on the aerodynamic drag of a generic SUV vehicle, *SAE International Journal of Passenger Cars-Mechanical Systems*, Vol. 10, pp. 345-357, (2017).

[9] Guo, Z., Zhang, Y., Ding, W., Optimization of the aerodynamic drag reduction of a passenger hatchback car, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 233, No. 8, pp. 2819-2836, (2019).

[10] Hirst, T., Li, C., Yang, Y., Brands, E., Zha, G., Bluff body drag reduction using passive flow control of jet boat tail, *SAE International Journal of Commercial Vehicles*, Vol. 8, pp. 713-721, (2015).

[11] Hassan, S.R., Islam, T., Ali, M., Islam, M.Q., Numerical study on aerodynamic drag reduction of racing cars, *Procedia Engineering*, Vol. 90, pp. 308-313, (2014).

[12] Saleh, Z., Ali, A., Numerical Investigation of Drag Reduction Techniques in a Car Model, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Vol. 671, Kerbala, Iraq, November 4-6, (2019).

[13] Rohani, M., *Numerical simulation of car's Aerodynamics and increase Aerodynamic performance of it body Spoiler and Diffuser*, M.Sc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Shahid Chamran University, Ahvaz, (2018). (in Persian)

[14] Harish, G., Kumar, G.S., Babu, P.S., Modeling and CFD Analysis to Access Aerodynamics Effect of Car for Lift Reduction, *Journal of Engineering Sciences*, Vol. 10, No. 12, pp. 444-455, (2019).

[15] Kim, I., Chen, H., Shulze, R.C., A rear spoiler of a new type that reduces the aerodynamic forces on a mini-van", *SAE Technical Paper*, USA, (2006).

[16] Shankar, G., Devaradjane, G., Experimental and computational analysis on aerodynamic behavior of a car model with vortex generators at different yaw angles, *Journal of Applied Fluid Mechanic*s, Vol. 11, No. 1, pp. 285-295, (2018).

[17] Raman, L.A., Rahul, H.H., Methods for reducing aerodynamic drag in vehicles and thus acquiring fuel economy, *Journal of Advanced Engineering Research*, Vol. 3, No. 1, pp. 26-32, (2016).

[18] Kazemi, M., Ghanooni, P., Mani, M., Investigation of the aerodynamic effect of vortex generator placement on the car model, *Proceedings of The 18th Conference on Fluid Dynamics*, Mashhad, Iran, August, (2019). (in Persian)

[19] Wang, Y., Wu, C., Tan, G., Deng, Y., Reduction in the aerodynamic drag around a generic vehicle by using a non-smooth surface, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, Vol. 231, No. 1, pp. 130-144, (2017).

ISSN: 1605-9719
DOI: 10.30506/MMEP.2022.547913.1992

نشریه مهندسی مکانیک
نشریه علمی انجمن مهندسان مکانیک ایران
ISME

مروری بر استراتژی های بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد

علی مهرابی*
استادیار،
دانشکده مهندسی و پرواز،
دانشگاه امام علی(ع)، تهران

جواد دلدار شیخی
مربی،
دانشکده مهندسی و پرواز،
دانشگاه امام علی(ع)، تهران

علیرضا داوری
دانشیار،
گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران

مقاله مروری
دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۱
پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۱

چکیده: در تحقیق حاضر مروری بر استراتژی های کلی مورد استفاده در بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد با هدف انجام کاهش منابع محاسباتی فرایند بهینه سازی عملکرد طرح های آیرودینامیکی جدید ملخ انجام شده است. این مطالعه با نگاهی مختصر به مفاهیم و دلایل ایجاد آیرودینامیک غیر دائم و چالش های اساسی ایجاد شده برای مواجه با این مسئله اساسی در طراحی و بهینه سازی ملخ بالگرد شروع شده سپس، روش های طراحی و بهینه سازی گذشته و حال استفاده یا پیشنهاد شده و توسعه ابزارهای تجزیه و تحلیل برای ارزیابی عملکرد ملخ مورد بررسی قرار می‌گیرند تا درک بهتری از مسئله مذکور حاصل شود. نتیجه مطالعه نشان داد علیرغم استفاده از دانش آیرودینامیکی کلاسیک، تونل باد، آزمایش ملخ مدل و محاسبات آیرودینامیکی نسبتاً پایین در گذشته، توسعه اخیر دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) اکنون فرصتی را برای پیش‌بینی دقیق میدان جریان لزج و قابل تراکم در پیرامون ملخ و در نتیجه پیش‌بینی عملکرد طراحی‌های جدید آن ارائه می‌دهند. لذا استفاده از این ابزارها بعنوان ابزاری نوین برای شبیه‌سازی-هایی با همانندی بالا در کنار استفاده از روش‌های مدل‌سازی جایگزین با همانندی متغیر اکثر جنبه‌های مسئله بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد را بوسیله هزینه‌های محاسباتی و زمانی کاهش یافته پوشش خواهند داد.

واژه های راهنما: بهینه سازی آیرودینامیکی، دینامیک سیالات محاسباتی، مدل‌سازی جایگزین، همانندی متغیر، ملخ بالگرد

Review of using surrogate models including CFD. methods to determine the appropriate strategy of aerodynamic optimization of the helicopter rotor

First Author*
Aerospace Assistant Professor, Faculty of Engineering & Flight, Imam Ali University, Tehran

Second Author
Instructor, Faculty of Engineering & Flight, Imam Ali University, Tehran

Third Author
Aerospace Associate Professor, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran.

Abstract: A review of the general strategies used in the aerodynamic optimization of the helicopter rotor has been done. The aim is reducing the computational resources of the optimizing process of the new aerodynamic designs of the rotor. This study begins with a brief review of the concepts and sources of the unsteady aerodynamics and the fundamental challenges to addressing this fundamental problem in helicopter rotor design and optimization. Then, past and present design and optimization methods used or proposed and the development of analysis tools to evaluate rotor performance reviewed to gain a better understanding of the problem. The results showed that despite the use of classical aerodynamics, wind tunnel, model rotor experiments and aerodynamic calculations in the past, the recent development of computational fluid dynamics (CFD) now provides an opportunity to accurately predict the viscous and compressible flow field and provide predicting the new rotor designs performances'. Therefore, the use of these tools for high-fidelity simulations along with the use of surrogate modeling methods with variable fidelity will cover most aspects of the aerodynamic optimization problem of the helicopter rotor with reduced computational and time resources.

Keywords: Optimization, Computational fluid dynamics, Surrogate modeling, Variable Fidelity, Helicopter rotor

* نویسنده مسئول، mehrabi@iamu.ac.ir

۱- مقدمه

غیردائمی شدن میدان جریان حول جسم، ناشی از هر عاملی که باشد باعث پیچیدگی آن شده و محاسبهٔ نیرو های وارد بر جسم به سادگی آنچه در حالت دائم انجام می‌شود، نخواهد بود. در این حالت بر خلاف حالت دائم، پارامتر زمان نقش تعیین کننده‌ای در تعیین پدیده های سیالاتی و مقدار نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم خواهد داشت و در بسیاری از مواقع این ویژگیها و نیروهای آیرودینامیکی، تنها تابعی از عدد ماخ و عدد رینولدز نبوده و به پارامترهای دیگری نیز وابسته می‌شوند. بنابراین درک و فهم و شناسایی ارتباط بین پدیده هایی که در این شرایط رخ می دهد در پیش بینی عملکرد جسم در حالت غیردائمی و نهایتا کنترل اثرات نامطلوب و شرایط مخرب بسیار با اهمیت و ضروری می باشد. از مباحث مهم در میدان جریان غیر دائم که سالها مورد توجه محققین قرار گرفته بررسی چگونگی وضعیت لایه مرزی، مشخصات آن و تاثیر متقابل آن در حرکت غیردائمی است که آیرودینامیک جسم پرنده، بال یا ایرفویل را با حالت دائمی متفاوت می کند. اگرچه در نیم قرن گذشته بررسی تاثیر پارامترهای مختلف روی لایه مرزی و اتفاقات موجود در آن توسط محققین از جنبه تئوری و تجربی انجام شده است لیکن از مباحث مهم در این زمینه تاثیر شرایط نوسانی روی مشخصات لایه مرزی جزء مسایل روز دنیا می باشد.

ایجاد جریان‌های گردابه ای، جدایش و انتشار آنها از جسم از مهمترین ویژگی های جریان روی اجسام در حال نوسان مخصوصاً در زوایای حمله بالا محسوب می گردد. این پدیده ها اثرات مهمی روی رفتار آیرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی وسایل پرنده می گذارد. مهمترین اثرات حرکات نوسانی روی رفتار آیرودینامیکی جسم را می توان در موارد زیر دانست :

- تغییرات غیر خطی قابل توجه در رفتار لایه مرزی در شرایط نوسانی رو به بالا یا رو به پایین رفتن جسم
- تغییرات غیرخطی قابل توجه مشتقات پایداری با زاویه حمله، زاویه جانبی، دامنه و فرکانس نوسانی
- وابستگی و تداخل شدید بین ضرایب آیرودینامیک طولی و عرضی
- وابستگی به زمان و اثرات هیسترزیس
- وابستگی شدید به شکل هندسی جسم در حالت نوسانی

در جریان غیردائم بدلیل متغیر بودن میدان جریان با زمان، میدان جریان پیچیده‌تر می‌شود زیرا که پدیده های ایجاد شده روی جسم با حرکت نوسانی وسیله هم فاز نبوده بلکه بدلیل تاخیر زمانی با یک اختلاف فاز نسبت به حرکت نوسانی جسم اتفاق می افتد. این تاخیر بستگی به فاصله موقعیت مورد نظر تا محل ایجاد پدیده ها نظیر گردابه بدنه یا گردابه لبه حمله بال دارد. بطوریکه رفتار دو گانه در حالت رو به بالا و رو به پایین سبب یک نوع هیسترزیس و اختلاف فاز در شرایط لایه مرزی و رفتار آیرودینامیکی می گردد. به طور کلی در حالت غیردائم مقدار نیروهای آیرودینامیکی در یک زمان خاص نه تنها تابع شرایط در آن زمان بوده بلکه تا حد زیادی وابسته به تاریخچهٔ زمانی جریان در لحظات قبل نیز می‌باشد[۱].

حرکت غیردائم ایرفویل‌ها اثرات دینامیکی زیادی را بسته به جهت حرکت ایرفویل و زاویهٔ حمله ایجاد می‌کند.

حرکت‌های مختلف که باعث تولید ناپایداری جریان می‌شوند، به صورت زیر است:

- حرکت پیچشی[1]: حرکتی است که ایرفویل حول یک محور الاستیکی به صورت سینوسی نوسان می‌کند که معمولاً در ۱/۴ وتر اتفاق می‌افتد. در این حرکت هم تغییرات زاویهٔ حمله و هم نرخ پیچش تأثیرگذار است.
- حرکت انتقالی[2]: در این نوع حرکت ایرفویل به طور سینوسی در راستای عمود بر جریان آزاد نوسان می‌کند. تنها متغیر این نوع حرکت زاویهٔ حمله می‌باشد.
- پیشروی و پسروی[3]: حرکتی که ایرفویل به طور سینوسی در راستای وتر نوسان می‌کند.
- برخورد عمودی باد[4]: در این حرکت دماغهٔ ایرفویل به طور ناگهانی از حالت سکون بالا می‌آید و باد به صورت سینوسی عمود بر وتر ایرفویل وارد می‌شود.

دانش وضعیت لایه مرزی برای درک عملکرد آیرودینامیکی یک ایرفویل یا بال در حرکت غیر دائمی، بسیار ضروری است. در واقع فهم پیشرفته از توسعه این جریانها و موضوعات آیرودینامیکی در حرکت غیر دائم در ادامه توسعه و اعتبار سنجی روشهای تخمینی، ارتقاء روشهای اندازه‌گیری مشخصات و پدیده های موجود در لایه مرزی غیر دائم لازم است. چگونگی جابجایی نواحی مختلف اعم از محل گذر، جدایش و برگشت به حالت اولیه در شرایط نوسانی مختلف نسبت به زمان و وضعیت متغیر جسم تاثیرات بسیار مهم و تایین کننده ای روی عملکرد آیرودینامیکی و نهایتا راندمان عملکردی آن خواهد داشت که بایستی بدقت ارزیابی و میزان حساسیت‌ها به مدلهای ریاضی تبدیل گردد[۲].

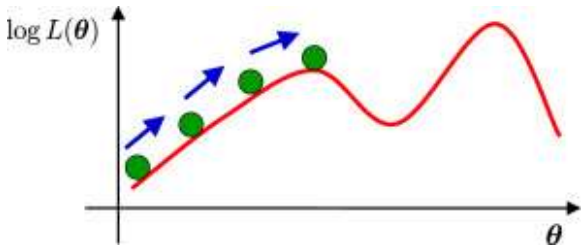
[1] Pitch
[2] Plunge
[3] Lead-Lag
[4] Vertical Gust

با توجه به پیچیدگی‌های آیرودینامیک غیردائم پیرامون ملخ بالگرد و لزوم بهبود طراحی آیرودینامیکی آن، هدف تحقیق حاضر مطالعه روش‌ها و استراتژی‌ها برای انتخاب مدل‌های آیرودینامیکی مناسب با همانندی بالا برای ارائه یک استراتژی مناسب مدل‌سازی کامل جنبه‌های فیزیکی حاکم بر عملکرد آیرودینامیکی ملخ و پره‌ها همراه با بهره‌مندی از توانمندی‌های روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی‌ست.

۲- بهینه سازی عملکرد آیرودینامیکی ملخ

سلی در سال ۱۹۹۹[۳] و گانگولی در ۲۰۰۴[۴] مرورهای خوبی از پیشرفت های حاصل شده در بهینه سازی ملخ بالگرد در سال های گذشته ارائه کردند. سلی بیان می کند که وجود پشتوانه قوی درک فیزیکی در ابزار تجزیه و تحلیل نقش کلیدی در یافتن یک ابزار قوی و قابل اعتماد برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی دارد. از طرف دیگر، گانگولی مدعی است که یک بهینه سازی حداقلی ناحیه‌ای در ملخ در نهایت بهتر از یک بهینه جهانی تئوری فراگیر است. استدلال او این است که در طول یک بهینه سازی عددی نه تنها نمی‌توان همه محدودیت ها را گنجاند بلکه ملاحظات طراحی خاص نیز در نظر گرفته نمی‌شوند. بنابراین، اگر از یک طرح موجود شروع و به حداقل های موجود بعدی رفت ممکن است که در عمل نتیجه بهتری حاصل شود و طراحی قابل اعتمادتری نسبت به آن یک طراحی بهینه جهانی ناشناخته یا شناخته نشده داشته باشد. البته وی هشدار می‌دهد که الگوریتم های جستجوی مبتنی بر گرادیان محلی شده ممکن است مطلوب تر باشد هنگامی که آنها قادر باشند که به سرعت حداقل بعدی را در مقایسه با بهینه سازی کلی ناشناخته و کاملاً جدید پیدا کنند.

روش گرادیان یک رویکرد بهینه سازی عمومی و ساده است که به‌طور مکرر پارامتر را به‌روزرسانی می‌کند تا گرادیان یک تابع هدف را رشد یا کاهش دهد (شکل۱). الگوریتم گرادیان در این خلاصه شده است. تحت یک فرض ملایم، راه حل گرادیان یک روش بهینه سازی محلی تضمین شده است، که مربوط به قله یک کوه محلی است و مقدار هدف را نمی توان با هیچ به روز رسانی پارامتر محلی افزایش داد[۵].



شکل۱ طرحواره‌ای از روش گرادیان(صعودی)[۵]

از سوی دیگر، وی بیان می کند که بهینه سازی یک پره ملخ به وضوح یک مشکل ایروالاستیکی است که حل آن از نظر محاسباتی پرهزینه و چند وجهی است. این مسئله به یک تکنیک بهینه سازی کلّی نیاز دارد که بر گرادیان‌های مختلف تکیه نمی‌کند. چنین تکنیک‌هایی برای چنین مسئله‌ای به سختی به دست می‌آیند. او توصیه می کند که بهینه سازی ملخ‌ها با استفاده از استراتژی‌های هیبریدی انجام شود، جایی که یک الگوریتم ژنتیک یا یا تبرید شبیه‌سازی یک بهینه سازی کلی را می‌یابد و سپس با روش های مبتنی بر الگوریتم گرادیان پالایش می شوند. الگوریتم تبرید شبیه‌سازی‌شده[۱](SA) ، یک الگوریتم بهینه سازی فرا ابتکاری ساده و اثربخش در حل مسائل بهینه سازی در فضاهای جستجوی بزرگ است. این الگوریتم بیشتر زمانی استفاده می‌شود که فضای جستجو گسسته باشد. برای مسائلی که پیدا کردن یک پاسخ تقریبی برای بهینه سازی کلی مهمتر از پیدا کردن یک پاسخ دقیق برای بهینه سازی محلی در زمان محدود و مشخصی است، تبرید شبیه‌سازی شده ممکن است نسبت به باقی روش‌ها مانند گرادیان افزایشی یا کاهشی دارای ارجحیت باشد. این روش‌ها مبتنی بر کاهش تدریجی احتمال انتخاب پاسخ‌های بدتر حین جستجو در فضای پاسخ‌ها هستند که به همین دلیل یافتن بهترین پاسخ را ممکن می‌سازند. او همچنین خاطرنشان می کند که ابزارهای تجزیه و تحلیل هنوز شکننده هستند و محاسبه تفاوت های محدود می‌تواند اشتباه و همچنین پرهزینه باشد. در این مطالعه، چشم اندازی در مورد قابلیت‌های مدل های جایگزین[۲] برای کاهش هزینه عددی بهینه سازی با استفاده از .CFD ارائه شده است. این روش‌ها عبارتند از: سطوح پاسخ چند جمله‌ای، کریجینگ، شبکه‌های عصبی مصنوعی سیستم های منطق فازی. یکی از مشکلات کلیدی ذکر شده، تخمین میزان دقت چنین مدل هایی است اما مزیت کلی آنها استفاده از منابع فشرده استراتژی های بهینه سازی کلی است.

[1] Simulated Annealing
[2] surrogate models

۳- روش‌های تحلیل آیرودینامیک ملخ

برای درک سیستم پیچیده ای مانند ملخ بالگرد، نیاز به روش‌هایی دقیق و قابل اعتماد برای تجزیه و تحلیل طراحی آن مورد نیاز است. یک مرور کلی و جامع از بیشترین روش های موجود برای محاسبه و تحلیل آیرودینامیک ملخ بالگرد که تا سال ۲۰۰۰ میلادی از آنها استفاده شده بوده توسط کانلیسک انجام شده است. در تحقیق وی هر کدام از روش ها به تفصیل شرح داده شده و فرضیات و معادلات لازم برای هر روش نیز بیان شده‌اند. اولین روش معتبر استفاده شده برای تجزیه و تحلیل ملخ، تئوری اندازه حرکت توسعه یافته است که در نیمه دوم قرن نوزدهم توسط رانکین و فرود و بعدها توسط گلائورت تعمیم یافت. در این روش، استفاده از ملاحظات ترمودینامیکی است که اجازه می دهد تا توان مورد نیاز برای یک ملخ ایده آل در یک مقدار نیروی رانش خاص تنها با در نظر گرفتن ناحیه دیسک و چگالی هوای اطراف محاسبه شود. تئوری المان پره(BET)[1] یک رویکرد پیشرفته تر است ، که توسط درزویسکی برای استفاده در تحلیل آیرودینامیک ملخ‌های هواپیما استفاده شده است. ایده اصلی در این روش بر تقسیم پره ملخ به بخش‌های مختلف در طول گستره آن و محاسبه بارهای وارده بر آنها با انتگرال‌گیری از نیروهای دوبعدی مربوط به ایرفویل‌ها استوار بود. با استفاده از توسعه تئوری المان پره از روش‌های بسیاری برای برای تحلیل صحیح و محاسبه جریان گذرنده از طریق صفحه ملخ، بعنوان یک مسئله کلیدی، استفاده شده است[۶]،[۷]،[۸].

از آنجایی که طراحی پره ملخ خود یک مسئله آیرو- مکانیکی است لذا مدل‌سازی دقیق آن نیاز به تلاش در چندین رشته علمی دارد. بارهای ایجاد شده توسط حرکت پره در هوا، در بخش آیرودینامیکی قرار می‌گیرند. تغییر شکل الاستیک سازه پره تحت تأثیر نیروهای آیرودینامیکی و اینرسی انجام می‌شود و بررسی حرکت صلب جسم نیز در بخش مکانیک پرواز بالگرد پوشش داده می‌شود. بررسی مکانیک پرواز بالگرد نیازمند توجه به دینامیک پره‌ها و همچنین تنظیمات ترازی به دست آمده از نگه داشتن بالگرد در داخل مسیر پروازی دلخواه است. این کار سه گانه در بخش‌های بررسی آیرودینامیکی هوا، سازه و دینامیک پرواز با کدهای به اصطلاح جامع انجام شده است. مروری کلی بر کدهای جامع نسل اول و دوم مشهور آمریکایی از قبیل برنامه هایی مانندCAMRAD، UMARC، DYMORE و .RCAS توسط کونز ارائه شده است. کد جامع آمریکایی CAMRAD II نتایج خوبی را برای آزمایش‌های پرواز تحلیل شده برای پیکره-بندی‌های مختلف ملخ ارائه داده است. یک کد جامع اروپایی به نام HOST هم توسط آرناود و همکاران وی برای آزمایش های پروازی پوما ای اس-۳۳۰ تایید شده است. بوچوالد و همکاران پیشرفت های بیشتر این کد را ارائه داده‌اند[۹]، [۱۰]، [۱۱].

تئوری المان پره که اساسی‌ترین روش آیرودینامیکی است که در کدهای جامع یافت می‌شود، اغلب با تئوری اندازه حرکت در مدل‌سازی‌های پرواز ایستائی یا مدل‌سازی خطی جریان درون‌ریز در پرواز رو به جلو همراه است. یک نمونه شناخته شده از این مدل‌ها توسط پیت و پیترز ارائه شده است. برای این مدل های خطی، یک توزیع هارمونیک مرتبه اول جریان درون‌ریز در همه زوایای آزیموس یک دور چرخش ملخ به صورت فرض شده است. مدل‌های خطی جریان درون‌ریز بسیار کارآمد هستند، اما جزئیات خاصی از جریان را به ویژه در وابستگی به هندسه پره و ملخ را حل نمی کنند. گام بعدی برای حل دقیق تر این موضوع توسط کینر پیشنهاد شده است. او یک تئوری پتانسیل اصلاح شده برای محاسبه جهش فشار در گذر از صفحه ملخ با فرض اغتشاشات کوچک نسبت به جریان درون‌ریز کلی را پیشنهاد داد. شارما و همکاران در تحقیق خود اشاره به روشی نموده تند که با توجه به اثر مجاورت زمین تغییراتی در این تئوری گنجانده شده و در کد HOST پیاده سازی شده است. این روش به عنوان یک گام میانی به سمت مدل‌سازی جریان دنباله ملخ تعبیر می‌شود. این روش از نظر محاسباتی در مقایسه با روش های دیگر کم هزینه تر است، اما تمام اثرات فیزیکی از جمله گردابه‌های نوک پره به طور صریح در آن مدل‌سازی نشده است و از طرفی این روش شامل گردش محدود پره‌هاست[۱۲]، [۱۳]، [۱۴].

۳-۱- روش‌های عددی دینامیک سیالاتی بررسی آیرودینامیکی ملخ

استراون و همکاران خلاصه خوبی از روش‌های .CFD در زمینه بررسی آیرودینامیکی ملخ‌های وسایل پرنده بالگردان تا سال ۲۰۰۵ میلادی را ارائه داده اند. در این تحقیق چگونگی انجام اولین محاسبات .CFD بر اساس تئوری اغتشاش‌های کوچک گذرصوتی برای یک ملخ بر روی استند معلق بیان شده است. از آنجایی که روش آنها شامل بررسی جریان دنباله ملخ نیست، توسعه‌های بعدی این روش شامل یک مدل دنباله- آزاد برای تحت پوشش قرار دادن سرعت‌های القایی ناشی از گردابه‌ها در حل .CFD است. نمونه ای از این تکنیک توسط اگلف و همکاران

[1] Blade element theory (BET)

ارائه شده است که به جای استفاده از تئوری اغتشاش‌های کوچک گذرصوتی، معادلات پتانسیل کامل در آن حل شده اند. برای به دست آوردن یک پیش بینی بهتر از نیروی پسای تولید شده در کارکرد ملخ، کارنس و همکاران به معرفی روشی پرداختند که در آن از یک کد لایه مرزی برای گنجاندن اثرات چسبناک در شبیه سازی استفاده شد. کرول اولین کسی است که نشان داد که امکان محاسبه میدان جریان ملخ یک بالگرد در پرواز ایستایی بدون استفاده از مدل‌سازی جریان دنباله و فقط با حل معادلات اویلر در یک قاب مرجع چرخان امکان پذیر است. ویک و سانکار[۱۵] اولین کسانی هستند که معادلات رینولدز میانگین ناویر استوکس(RANS) [1]را برای ملخ بالگرد حل کردند[۱۶] ، [۱۷]، [۱۸]، [۱۹].

تا اینجا، بررسی‌های عددی برای حالت پرواز ایستایی انجام شدند زیرا الزامات مش بندی در این حالت محدود است. برای پرواز به جلو، تکنیک کایمرا به مدل‌سازی چندین پره در یک زمان کمک می‌کند. این کار در پرواز ایستایی لازم نیست زیرا در این حالت فقط محاسبه مربوط به یک ملخ ایزوله انجام می‌شود که می‌توان از شرایط مرزی متناوب استفاده کرد. تکنیک کایمرا چندین شبکه‌بندی را در یک شبکه پس زمینه قرار می دهد بنابراین امکان مدل‌سازی اجسام متحرک با غیر متحرک را در یک شبیه‌سازی ایجاد می کند. دوکه و سرینیواسان و همچنین استانگل و واگنر از جمله اولین کسانی هستند که این تکنیک را به کار بردند[۲۰]، [۲۱].

رویکرد دامنه درونی- بیرونی با حل میدان نزدیک بوسیله CFD. و میدان دور با مدل‌سازی دنباله در سال‌های اخیر هم کاربرد داشته است. علاوه بر این در بسیاری از رویکردها اثرات متقابل جفت شدگی سازه – سیال نیز بررسی می‌شوند. در این رویکردها بر لزوم گنجاندن اثرات لزجت برای پوشش صحیح گشتاور پیچشی تأثیرگذار بر پیچش پره نیز تأکید شده است[۲۲].

هنگام حل معادلات RANS برای ملخ بالگرد، دو نقص عمده وجود دارد. از یک طرف، اتلاف عددی ناشی از مش های درشت یا الگوهای عددی اتلافی زیاد باعث می‌شوند که دنباله و همچنین گردابه‌های نوک پره‌ها نیز به منظور ثبت درست فیزیک جریان به سرعت ناپدید شوند. از طرفی مدل‌سازی پدیده واماندگی با مدل‌های اغتشاشی یک و دو معادله‌ای به ویژه برای واماندگی دینامیکی دشوار است. تحقیقات زیادی در مورد این دو کاستی در حال انجام است .این رویکردها برای رقابت با شبیه‌سازی‌های به روش RANS به اندازه کافی بالغ در نظر گرفته نمی-شوند[۲۳].

علاوه بر استفاده از شبکه های ظریف تر، سعی شده است تا با به کارگیری الگوهای با درجه بالاتر بر مشکل استهلاک عددی ذاتی غلبه شود. این الگوها به طور کلی میرایی عددی کمتری را به حل وارد می‌کنند. نمونه هایی از روش اخیر در تحقیقات کوارش و بوون ارائه شده‌اند و نشان دادند که با استفاده از این روش، بهبود در موارد آزمایشی آنها رخ داد[۲۴]، [۲۵].

ایده دیگری برای مدل‌سازی بهتر گردابه‌های نوک پره، تبدیل معادلات ناویر- استوکس به معادلات انتقال گرداب با گرفتن کرل روی معادلات اندازه حرکت است. با فرمول بندی مستقیم معادلات به بخش‌های گردابی، چرخش بهتر حفظ می‌شود. پولوک در تحقیق خود به روشی اشاره کرده است که در آن معادلات تبدیل گردابه به منظور مدل کردن پرواز ایستایی و پرواز رو به جلو حل شدند. با این حال، آنها با فرض جریان غیر لزج و غیرقابل تراکم فرموله شده اند که باعث می‌شود تا همه فیزیک جریان پیرامون ملخ نشان داده نشود. بنابراین، وایت هاوس و تدقیقی روش تبدیل گردابی را با معادلات RANS جفت کردند. آنها محیط اطراف ملخ را با مدل تبدیل گردابی، که در آن فرض تراکم ناپذیری و جریان غیر لزج برقرار است مدل کردند و در مجاورت پره های ملخ، جریان با معادلات ناویر- استوکس محاسبه می شد و سپس جفت شدن بین هر دو حوزه از طریق تکنیک کایمرا قابل دستیابی بود. رویکرد سوم برای اصلاح پیش‌بینی گردابی، محدود کردن گردابه نامیده می‌شود که توسط توسط استینهوف و راویپ راکاش ایجاد شد. در اینجا، یک عبارت مربوط به منبع اضافی در ناحیه مرکزی یک ناحیه گردابی مشخص شده اضافه می‌شود تا از اتلاف هسته گردابه جلوگیری شود. این روش توسط کوستس نیز مورد تحقیق قرار گرفته است که در آن این روش در مرتبه بالاتر برای مدل‌سازی یک ملخ پیاده‌سازی شد. نقص این روش این است که نتایج بسیار وابسته به پارامتر هستند و باید برای هر مورد به طور جداگانه شناسایی شوند[۲۶]، [۲۷]، [۲۸].

موضوع چالش برانگیز شبیه سازی واماندگی دینامیکی، توسط اسمیت و همکاران بررسی شده است. آنها تأثیر انطباق زمانی و مکانی را بر پیکره‌بندی بال در حال پیچش بررسی کرده-اند. آنها متوجه شدند که با استفاده از روش آنها در مقایسه با اندازه مش و گام‌های زمانی ثابت برای به دست آوردن نتایج مشابه می توان تا ۷۰٪ صرفه جویی در زمان به دست آورد. آنها

[1] Reynolds-Averaged Navier-Stokes

مدل کردن آشفتگی جریان با تکنیک های پیشرفته تر مانند شبیه سازی گردابه‌های بزرگ (LES) را پیشنهاد کردند. مقایسه روش‌های مختلف مدل‌سازی آشفتگی برای بالواره‌های بالگرد و سه حالت مختلف پرواز بالگرد یو اچ -۶۰ توسط چوی و همکاران انجام شده است. آنها نشان دادند که پیش بینی ها از طریق شبیه سازی های گردابه جدا شده (DES) بهبود می یابند. شارما و همکاران در تحقیق خود به اختلاف نتایج بین نتایج عددی برای رویکردهای استاندارد RANS با وضوح بسیار خوب با نتایج تجربی واماندگی دینامیکی اشاره کرده اند. آنها بر نیاز به وضوح بالا برای ثبت همه اثرات تأکید کردند[۲۹]، [۳۰].

یکی از پیشرفته ترین راه حل معادلات RANS برای ملخ-های کامل بالگرد در ترکیب با مدل های آشفتگی دو معادله ای مانند k-ω-SST در تحقیق بنگا و همکاران معرفی شده است. آنها به طور قابل اعتمادی به محاسبه جریان های اطراف اجزای مختلف بالگرد و یا بدنه کامل آن در سناریوهای مختلف، کمک می کنند. در تحقیق ویلبور و همکاران نتایج بدست آمده توسط معادلات RANS به همراه یک کد جامع با نتایج حاصل از یک پرواز واقعی آزمایش یک بالگرد مقایسه شده است. انحرافات حدود ۴٪ در محاسبه توان ملخ مورد نیاز در روش CFD در مقایسه با نتایج آزمایش واقعی مشاهده شد. بنابراین ثابت می‌شود که استفاده از RANS در شرایط طراحی آیرودینامیکی کافی است، در حالی که برای شبیه سازی آیرو-آکوستیک و شرایط خارج از طراحی، به روش های دقیق تری نیاز است[۳۱]، [۳۲]، [۳۳].

۳-۲- تکنیک های جایگزین و روش های بهینه سازی

یک رویکرد رایج برای کاهش تعداد ارزیابی ها در یک بهینه سازی عددی از هر نوع سیستمی استفاده از مدل های جایگزین است. ایده مدل جایگزین بر این اساس است که فقط از تعداد کمی از ارزیابی‌های عملکرد واقعی، در اینجا کدهای تجزیه و تحلیل، استفاده کند و یک رابطه ساده و ریاضی از این نمونه ها ایجاد نماید که تابع اصلی را تقریب می‌زند. مفهوم رایج به اختصار به این صورت است که ابتدا یک طراحی اولیه آزمایش ها (DoE) به منظور به دست آوردن تابع/ جفت های برداری طراحی هدف انجام می‌شود. سپس جایگزین ایجاد می‌شود و جستجو در این مدل برای مکان های نمونه جدید انجام می‌شود که سپس با ابزار شبیه سازی دوباره محاسبه می شوند و همچنین به مدل جایگزین اضافه می‌شوند. معیارهای مختلفی برای این نقاط مشخص شده وجود دارد. محدوده آنها از بهبود تخمین خطا، مقادیر تابع هدف و همچنین بهبود عملکرد مورد انتظار است. اگر معیارهای همگرایی برآورده شوند، فرآیند متوقف می‌شود. در غیر این صورت، فرآیند دوباره با بازسازی مدل‌های جایگزین با نمونه های تازه محاسبه شده شروع می‌شود[۳۴]، [۳۵]، [۳۶].

مدل‌های جایگزین رایج در بهینه سازی عددی شامل مدل‌های سطح پاسخ چند جمله‌ای، توابع پایه شعاعی، کریجینگ و شبکه های عصبی مصنوعی هستند. آنها همچنین با تجزیه متعامد مناسب ترکیب می شوند که اجازه می دهد که درون یابی بسیاری از متغیرهای وابسته به طور همزمان انجام شوند.

مدل‌های سطح پاسخ چند جمله‌ای اساسی‌ترین رویکرد برای مدل‌سازی جایگزین هستند. یک تابع چند جمله ای به عنوان فرضی از شکل تابع واقعی تنظیم می‌شود و سپس ضرایب چند جمله ای با استفاده از روش حداقل مربعات تعیین می‌شود. کالینز از این رویکرد در کار خود برای مدل‌سازی سطوح ارتعاش یک پره ملخ بالگرد استفاده کرد و از مزیت‌های این روش در بهینه سازی خود بهره برد. بهترین ترتیب برای چند جمله ای، برای کاهش بارهای ارتعاشی روی پره‌های ملخ توسط بادرا و همکاران بررسی شد. نتیجه‌گیری این بود که چند جمله‌ای های مرتبه دوم در رابطه با یک نمونه برداری از آرایه متعامد یا طرح های مرکب مرکزی صورت محور بهترین عملکرد را برای مورد آنها داشته است[۳۷]، [۳۸].

روش تقریب از طریق توابع پایه شعاعی بر اساس ایده همبستگی داده های نمونه برداری شده با یک نقطه جدید است که باید پیش بینی شود. آنها یک ترکیب خطی از توابع وزنی با توابع همبستگی هر نمونه با نقطه ای که باید پیش بینی شود را نشان می دهند. خود توابع وزنی با حل سیستم خطی معادلاتی که با محاسبه همبستگی هر نمونه با نمونه دیگر تنظیم می شوند تعیین می شوند و در رابطه با پاسخ این نمونه تنظیم می‌شوند. یکی از نمونه های شعاعی توابع پایه توسط لی و همکاران ارائه شده است که از این روش برای بهینه سازی مشخصات بسته بندی یک فرآیند قالب گیری استفاده شده است[۳۹].

یک روش پیشرفته تر برای تقریب توابع پایه شعاعی روش کریجینگ است که در اصل توسط دنیل جی. کریگ ایجاد شده و پیشرفت این روش توسط ساکس و همکاران بوده است. کریجینگ به عنوان مخلوطی از سطح پاسخ چند جمله ای و یک تقریب تابع مبنای شعاعی تفسیر می‌شود. هدف تابع روند، سطح پاسخ چند جمله ای، تخمین تقریبی مدل است. بعد از آن، تفاوت یا خطای بین پیش‌بینی تابع روند و مقدار واقعی نقاط داده نمونه‌گیری شده محاسبه می‌شود. سپس این خطا توسط رویکرد

تابع پایه شعاعی وابسته به توابع پایه وابسته به مکان دوباره پیش بینی می‌شود[۴۰]، [۳۹].

چونا و همکاران امکان‌های مختلف ترکیب راهبردهای نمونه گیری و اجرای موازی آنها برای سرعت بخشیدن به بهینه سازی ایرفویل را ارائه کرده‌اند. در تحقیق مذکور زمان کلی عملیات بهینه سازی کاهش ولی هزینه کلی افزایش یافته است. یک یافته مهم نیز این است که پیدا کردن تنظیمات نمونه مناسب قبل از بهینه سازی مشکل است. بهینه سازی های مبتنی بر کریجینگ توسط بسیاری از محققان پذیرفته شده است. سیلر و همکاران بهینه سازی یک مسأله توربو ماشینی شامل ۲۳۱ پارامتر از جمله اهداف چندگانه را انجام دادند. جونگ و همکاران ترکیب یک الگوریتم ژنتیک با یک مدل کریجینگ برای بهینه سازی ایرفویل ها با استفاده از استراتژی بهبود عملکرد مورد انتظار را به انجام رساندند[۴۱]، [۴۲].

در تقابل با مدل‌های مبتنی بر جبر، شبکه‌های عصبی مصنوعی تلاش می‌کنند رفتار مغز انسان را تقلید کنند. یک نورون سیگنال های ورودی را از دیگر نورون‌ها دریافت می‌کند. سپس بر اساس این سیگنال‌ها، این نورون سیگنالی را به سایر نورون‌ها ارسال می‌کند. مفهوم رایج این است که باید یک لایه ورودی از نورون ها داشته باشیم که پارامترهای ورودی مسئله، لایه های متعدد نورون در پشت این لایه و سپس یک لایه خروجی نهایی را نشان می دهد که دارای مقدار پیش بینی شده است. یک شبکه عصبی بازخورد به جلو فرایند فقط اطلاعات را از لایه قبلی به لایه بعدی منتقل می کند در حالی که یک شبکه عصبی بازخورد به عقب شبکه اطلاعات را در جهت معکوس منتشر می کند. سیگنال هر نورون که توسط مجموع وزنی مقادیر ورودی و به اصطلاح تابع سیگموئید تعیین شده است، تابع سیگنال خروجی را محاسبه می کند. تابع سیگموئید تقریباً رفتار باینری دارد و بین مقادیر تابع صفر و یک و هنگامی که از منفی بینهایت تا مثبت بینهایت حول پارامتر صفر می‌آید سوئیچ می کند[۳۶].

در مسائل بهینه سازی ارائه شده توسط جانسون و همکاران که شامل کاهش پسای ایرفویل و همچنین بهبود عملکرد یک پره ملخ در پرواز ایستایی و رو به جلو هستند، شبکه های عصبی مصنوعی بر کریجینگ ترجیح داده شده‌اند. این ترجیح بر اساس آزمایش‌های انجام شده بر روی این دو روش است. یکی دیگر از تکنیک‌ها در زمینه مدل‌سازی جایگزین، روش تجزیه عمودی صحیح (POD.)[1] است. زمانی که تعداد توابع هدف یا پاسخ های سیستم بیشتر از تعداد نمونه های داده شده باشند، POD. ابعاد را به تعداد نمونه هایی که باید درون یابی شوندکاهش می‌دهد. این امکان درونیابی سریع مجموعه داده های بزرگ مثل توزیع فشار یا میدان های جریان کامل را فراهم می کند. اکثر روش های POD. انجام می دهند. در روش ارائه شده در تحقیق یاسونگ و همکاران از POD. برای طراحی معکوس شکل ایرفویل بر اساس یک رویکرد خاص استفاده شده است. یک نسخه فشرده از روش POD. در تحقیق کارلبرگ و همکاران توسعه داده شده است که فرآیند بهینه سازی یک مسئله سازه-ای را تثبیت و سرعت می بخشد. به منظور درک تفاوت ها، مزایا و معایب هر کدام از روش‌های مذکور، پالار و همکاران یک مطالعه تطبیقی بر روی شبکه های عصبی مصنوعی، تقریب تابع پایه شعاعی و انواع مختلف کریجینگ انجام دادند. نتیجه آنها این بود که روش‌های کریجینگ دقیق‌ترین مدل‌های جایگزین هستند[۴۳]، [۴۴]، [۴۵]، [۴۶].

۴- استراتژی های کلی

در حال حاضر دو مسیر اصلی برای بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ وجود دارد. اولین مسیر برای بهینه سازی مستقیم تابع هدف، یا با اعمال روش مبتنی بر گرادیان کارآمد یا استفاده از مدل‌های فیزیکی ساده شده. مسیر دیگر بهینه سازی مبتنی بر مدل‌سازی‌های جایگزین است که شامل روش های CFD. است.

اشاره به نمونه ای از مسیر رویکرد مستقیم و راه حل CFD. الحاقی برای مسأله ملخ در پرواز ایستایی برای یافتن سریع و مستقیم حداقل توان القایی مورد نیاز یک ملخ اصلاح شده برای پره بالگرد یو اچ ۶۰ در تحقیق درویش و همکاران شده است که باعث شده است تا عدد شایستگی آن ۱۲,۷٪ بهبود یابد[۴۷].

یک بهینه سازی نمای جانبی پره ملخ در پرواز ایستایی با رویکرد الحاقی توسط دومونت انجام شده است. در تحقیق مذکور عدد شایستگی به عنوان تابع هدف استفاده شده است. یک نتیجه این روش افزایش ۶/۸ واحد در عدد شایستگی است که بر اساس محاسبات کوپل شده با سازه با سیال لزج بوده است. ریچز و دومونتبا ترکیب استراتژی های مختلف به دنبال بهترین تنظیمات پیچش هندسی فعال بوده‌اند. آنها از فرمول الحاقی حل CFD. و یک بهینه ساز گرادیان استفاده برای بهینه سازی در پرواز ایستایی بوده‌اند در حالی که در پرواز رو به جلو از یک

[1] proper orthogonal decomposition

الگوریتم ژنتیک در ارتباط با تئوری المان پره به همراه یک مدل‌سازی دنباله استفاده می کنند[۴۸].

چوی و همکاران بهینه سازی یک پره ملخ بلگرد یو اچ-۶۰ در پرواز رو به جلو را با استفاده از روش الحاقی همراه با یک رویکرد طیف زمانی انجام دادند. حساسیت ها در یک فرآیند جداسازی شده محاسبه می شوند. نمونه ای از بهینه سازی مبتنی بر روش جایگزین توسط وو و همکاران ارائه شده است که در آن بهینه سازی یک پره با تکنیک بهینه سازی مبتنی بر کریجینگ انجام شد. در این تحقیق توزیع پیچش هندسی، باریک شدگی و همچنین پارامترهای خاص ایرفویل با استفاده از ترکیب تئوری المان پره با یک حل‌گر جریان ایرفویل دو بعدی اصلاح شده و عدد شایستگی ۶/۵ درصد افزایش پیدا نمود[۴۹]، [۵۰].

ماسارو و همکاران نمونه‌های خود را با مدل‌های با همانندی پایین و متوسط مبنی بر مدل‌سازی خط بالابر و یک روش پانل متد با یک مدل دنباله برای یک مسئله چند هدفه با ۲۰ متغیر طراحی محاسبه نمودند. سپس وضعیت بهینه در یک شبکه عصبی مصنوعی بوسیله الگوریتم ژنتیک یافت شد. آنها ۱۲درصد کاهش توان مصرفی در پرواز رو به جلو دست یافتند[۵۱].

کارهای پیشگام در بهینه سازی ملخ با همانندی بالا توسط ویلکه و وانگ ارائه شده اند. در تحقیق وانگ اشاره به روشی شده است که از یک بهینه ساز مبتنی بر گرادیان و یک الگوریتم ژنتیک بهبود دهنده برای به حداقل رساندن گشتاور مورد نیاز ملخ استفاده شده است [۳۶]، [۵۲].

مقایسه بین تئوری المان پره و روش .CFD برای بهینه سازی زاویه پسگرایی نوک پره در پرواز ایستایی انجام شده است و مشخص شد که تئوری المان پره برای این کار بسیار غیر دقیق است[۳۶].

ایمیلا اثر زاویه هشتی[1]، وتر، پسگرایی، نقطه انتقال بین دو ایرفویل، موقعیت شروع نوک و پیچش را برای یک پره اصلاح شده در پرواز ایستایی و رو به جلو را با استفاده از روش سی اف دی بررسی کرده است. توابع هدف اوعدد شایستگی در پرواز ایستایی و توان مصرف شده در پرواز رو به جلوی ملخ هستند. سپس او این بهینه سازی ها را برای با هم ترکیب کرده است. این بهینه سازی با استفاده از یک الگوریتم اصلاح شده بر اساس روش کریجینگ انجام شده است. نتیجه‌گیری اصلی او این است که نمی توان کوپلینگ سیال-سازه را برای بهینه سازی ملخ نادیده گرفت در غیر این صورت شکل و نمای جانبی پره‌ها و ملخ بسیار متفاوت‌تر ظاهر می‌شود. در واقع وقتی که اثرات کوپل شدن سازه با سیال در شبیه سازی گنجانده شود، زاویه گرایش نوک پره از حالت اریب پیشگرا به حالت اریب پسگرا و همچنین وضعیت پیچش هندسی نیز تغییر می کند[۵۳].

جانسون[۴۳] نیز یک گزینه دیگر روش جایگزین را انتخاب کرده و یک شبکه عصبی مصنوعی جفت شده با یک الگوریتم ژنتیک را برای کاهش گشتاور مورد نیاز ملخ با اصلاح باریک شدگی، پیچش هندسی و زاویه هشتی یک پره بالگرد یو اچ-۶۰ را در پرواز ایستایی و رو به جلو اعمال نمود.

در مجموع ۱۹ متغیر طراحی توسط چاء و همکاران برای بهبود آکوستیک یک بالگرد در پرواز ایستایی بکار گرفته شده‌اند. رویکرد تحقیق مذکور نیز بر اساس مدل جایگزین کریجینگ در ارتباط با با الگوریتم ژنتیک بوده است. تیغه های حاصل از این بررسی دارای زاویه اریب و نوک باریک شده بوده و ضخامت آنها در بخش‌های داخلی پره بیشتر شده است[۵۴].

تمرکز لئون و همکاران بر روی افزایش استراتژی های چند هدفه برای طراحی پره ملخ بوده است. در تحقیق مذکور یک رویکرد بازی نش[2] برای حل موثر مسئله چند هدفه پیشنهاد می‌شود. عملا، بازی نش متغیرهای طراحی را بین بهینه سازی های زیر شاخه مختلف تقسیم می کند که به صورت جداگانه انجام می شوند و در مرحله بعدی با همدیگر همگام می شوند تا محدودیت ها را در بر گیرند[۵۵].

اولین محرک روش های با همانندی متغیر در بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ کالینز است که تمرکز مطالعات وی بر روی کاهش توان مورد نیاز و همچنین به منظور کاهش صدای کارکرد ملخ است. وی از توابع پل و سطوح پاسخ چند جمله ای ساده در فرایند بهینه سازی بهره برداری می کند. از مطالعات او چنین استنباط می‌شود که لزومی ندارد که همه بهینه سازی‌ها با همانندی‌های مختلف با یکدیگر همخوانی داشته باشند. در مطالعه بعدی کالینز و همکاران مشخص شد که ترکیبی از روش های با همانندی کم و متوسط مفیدتر است. در عین حال آنها خواستار تحقیقات عمیق تر در مورد این موضوع شدند که چه روش با همانندی کمی برای چه هدفی مناسب است[۵۶].

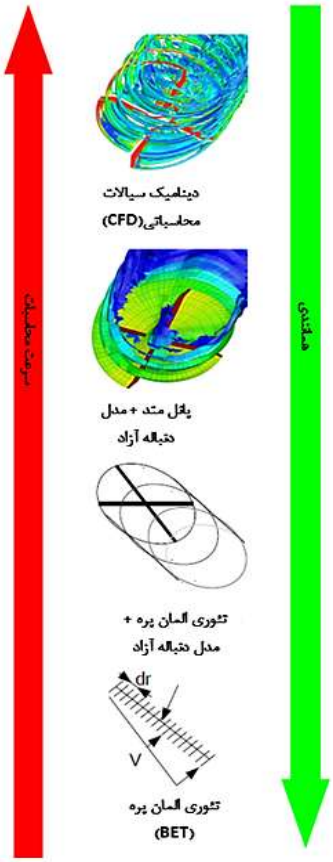
ویلکه و همکاران از یک رویکرد که قبلاً برای هواپیماهای بال ثابت اعمال شده است برای بهینه سازی تیغه روتور هلیکوپتر استفاده شده است. این فرآیند بهینه سازی مبتنی بر مدل جایگزین است که شامل روش‌های با همانندی متغیر است. تحقیق مذکور با تجزیه و تحلیل یک ملخ مدل در دو حالت پرواز

[1] Anhedral
[2] Nash game

ایستایی و رو به جلو نشان دهنده کاهش بالقوه هزینه های محاسباتی تا ۸۵ درصد بود[۳۶].

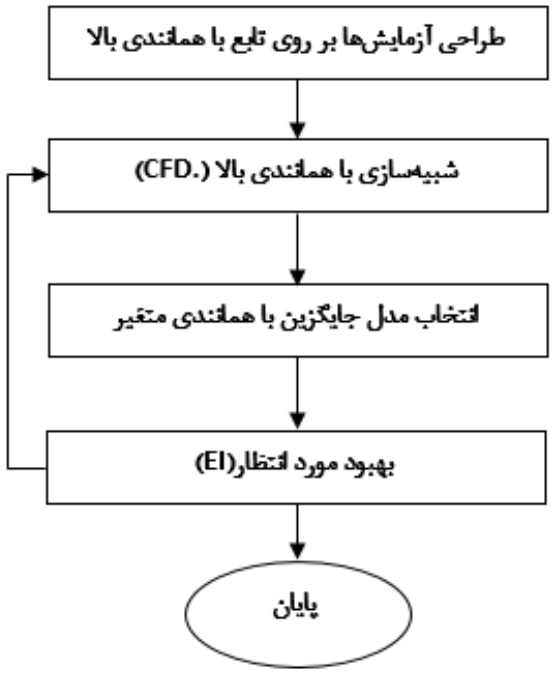
۵- ارائه الگوی بهینه سازی ترکیبی

با توجه به مرور مطالعات و بررسی‌های گذشته در این مطالعه، این نتیجه حاصل می‌شود که طیف گسترده ای از مدل های آیرودینامیکی برای پیش بینی عملکرد پره های روتور هلیکوپتر وجود دارد که میزان همانندی آنها بسیار متفاوت هستند و تلاش‌های بیشتر .CFD نیز در کنار آنها مورد نیاز است. خلاصه این نتیجه‌گیری و مقایسه همانندی روش‌ها در شکل ۲ نشان داده شده است. روش‌های ساده بررسی دینامیک سیالاتی پره‌های ملخ مانند تئوری المان پره می‌توانند با استفاده از کاربرد مدل‌سازی-های دنباله بهبود یابند. روش‌های سطح غیر لزج مانند روش‌های پانل متد همراه با یک مدل دنباله آزاد، میدان جریان عمومی را بهتر حل می‌کنند، اما راه‌حل‌های .CFD لزج دارای درجه بالایی از همانندی در دسترس ما هستند. البته با افزایش همانندی تلاش‌های محاسباتی لازم نیز به صورت تصاعدی رشد می‌کنند.



شکل۲ مقایسه کلی روش‌های بررسی آیرودینامیک ملخ

یک نمای کلی از فرآیند بهینه سازی با مدل جایگزین با همانندی متغیر حاصل از مطالعه حاضر در شکل۳ ارائه شده است. در ابتدای فرآیند، طراحی آزمایش‌ها بر روی تابع با همانندی بالا که مدل جایگزین اولیه از آن ساخته شده است در نقاط انتخابی انجام می‌شود. سپس این مدل جایگزین با نمونه‌های جدید از شبیه‌سازی‌های با همانندی بالا(از جمله .CFD) به‌روزرسانی می‌شود. سپس مقدار برآورده شدن بهبود مورد انتظار(EI)[1] بررسی می‌شود. نتایج شبیه سازی این نقاط انتخاب شده سپس به مدل جایگزین حاصل از .CFD بازخورد داده می‌شود. این کار تا زمانی انجام می‌شود که یک معیار همگرایی، مانند رسیدن به سطح اطمینان طراحی، برآورده شود.



شکل۳ مدل پیشنهادی برای بهینه سازی آیرودینامیکی ملخ بالگرد بر اساس مدل جایگزین با همانندی متغیر

۶- نتیجه‌گیری

با بررسی استراتژی‌ها و روش‌های بررسی‌های آیرودینامیکی و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ملخ مشخص شد دو مسیر اصلی بهینه سازی مستقیم تابع هدف و بهینه سازی مبتنی بر مدل‌سازی‌های جایگزین شامل روش‌های .CFD برای فرایند بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های ملخ بکار می‌روند. از تحقیق در پیشینه موضوع ارائه شده، یک فرضیه بدست می‌آید و آن این است که هزینه محاسباتی بهینه سازی آیرودینامیکی پره‌های

[1] Expected Improvement

ملخ بالگرد هنگامی که مدل‌هایی با همانندی متغیر در مقایسه با نتایج استفاده از روش‌های کاملاً با همانندی بالا استفاده می‌شوند، به طور قابل‌توجهی کاهش می‌یابد، در حالی که حداقل همان دقت حفظ می‌شود. نقطه شروع برای اثبات این نتیجه-گیری از بررسی یافته های اخیر توسط ایملیا، بایلی و آریاریت است. اگر رویکرد همانندی متغیر به درستی تنظیم شود، یک مدل جایگزین نهایی دقیق‌تر ایجاد می‌کند[۵۳]، [۵۷]، [۵۸].

بنابر این با توجه به پیشرفت‌ها و توفیقات روش‌های محاسباتی .CFD و استفاده از آنها در شبیه‌سازی‌هایی با همانندی بالا بر اساس کوپل شدن سازه با ساختار سیال، کاربرد مدل‌های جایگزین با همانندی متغیر برای بهینه سازی چند منظوره ملخ‌های بالگرد کاراتر و مفیدتر هستند و می‌توان در آینده برای بهبود مشخصه‌های آیرودینامیکی ملخ بالگرد از آنها استفاده کرد.

۷- مراجع

[1] Barakos, G., et al., CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(9): pp. 2313-2328, (2020).

[2] Afthon, M. and M. Moelyadi, A Study in Aerodynamic Optimization of UAV Helicopter Rotor-Blades Planform in Vertical Motion. *AVIA*, 2(1), (2021).

[3] Celi, R., Recent applications of design optimization to rotorcraft-a survey. *Journal of Aircraft*, 36(1): pp. 176-189,(1999).

[4] Ganguli, R., A survey of recent developments in rotorcraft design optimization. *Journal of Aircraft*, 41(3): pp. 493-510, (2004).

[5] Montgomery, D.C., Introduction to statistical quality control,*John Wiley & Sons*, (2020).

[6] Hilewit, D., et al., Numerical investigations of a novel vertical axis wind turbine using Blade Element Theory-Vortex Filament Method (BET-VFM). *Energy Science & Engineering*, 7(6): pp. 2498-2509, (2019).

[7] Conlisk, A., Modern helicopter rotor aerodynamics. *Progress in aerospace sciences*, 37(5): pp. 419-476,(2001).

[8] Peixun, Y., et al., Aeroacoustic and aerodynamic optimization of propeller blades. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(3): pp. 826-839, (2020).

[9] Kunz, D. Comprehensive rotorcraft analysis: Past, present, and future. in 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics and Materials Conference*, (2005).

[10] Koning, W.J., W. Johnson, and H.F. Grip, Improved Mars helicopter aerodynamic rotor model for comprehensive analyses. *AIAA Journal*, 57(9): pp. 3969-3979, (2019).

[11] Buchwald, M., et al., Flight performance calculation of rotorcraft in the conceptual design phase. *Proceedings of The German Aerospace Congress* , 04.-06. Sep , Friedrichshafen, (2018).

[12] Li, S.K., Development of Rotorcraft Forward Flight Analysis Code Using the Finite-State Dynamic Inflow Model, *PhD Thesis, University of California*, Davis, (2020).

[13] Eberhardt, C., Introduction to theoretical aerodynamics, *Oldenbourg Wissenschaftsverlag*, (2019).(in German)

[14] Sharma, A., A. Padthe, and PP.PP. Friedmann, Helicopter Shipboard Landing Simulation Including Wind, Deck Motion and Dynamic Ground Effect. *Journal of Aircraft*, 58(3): pp. 467-486, (2021).

[15] Wake, B.E. and L.N. Sankar, Solutions of the Navier-Stokes Equations for the Flow About a Rotor Blade. *Journal of the American Helicopter Society*, 34(2): pp. 13-23,(1989).

[16] Strawn, R.C., F.X. Caradonna, and E.PP. Duque, 30 years of rotorcraft computational fluid dynamics research and development. *Journal of the American Helicopter Society*, 51(1): pp. 5-21, (2006).

[17] Egolf, T.A. and S.PP. Sparks, A Full Potential Rotor Analysis With Wake Influence Using an Inner-Outer Domain Technique. *Journal of the American Helicopter Society*, 32(3): pp. 15-24, (1987).

[18] Carnes, J.A., Computational Fluid Dynamics Assessment of Laminar-Turbulent Boundary Layer Transition and its Application to Rotorcraft. *MS. Thesis, university of Tennessee*, (2020).

[19] Campobasso, M., et al., Low-speed preconditioning for strongly coupled integration of Reynolds-averaged Navier–Stokes equations and two-equation turbulence models. *Aerospace Science and Technology*, 77: pp. 286-298, (2018).

[20] Zhao, Q. Numerical Simulation of Rotor in Hover and Forward Flight. *Proceedings of The MATEC Web of Conferences*. EDP Sciences, (2018).

[21] Duan, Z. and Z. Wang, High-order overset flux reconstruction method for dynamic moving grids. *AIAA Journal*, 58(10): pp. 4534-454, (2020).

[22] You, Y., D. Na, and S.N. Jung, Improved rotor aeromechanics predictions using a fluid structure interaction approach. *Aerospace Science and Technology*, 73: pp. 118-128, (2018).

[23] Ricci, F., et al., Hovering rotor solutions by high-order methods on unstructured grids. *Aerospace Science and Technology*, 97: pp. 105648, (2020).

[24] Kowarsch, U., et al., Aeroacoustic Simulation of a complete H145 Helicopter in descent flight. *Journal of the American Helicopter Society*, 61(4): pp. 1-13, (2016).

[25] Bowen-Davies, G. and H. Yeo, UH-60A rotor performance and loads correlation at high advance ratios. J*ournal of Aircraft*, 55(1): pp. 275-293, (2018).

[26] Pulok, M.K.H. and U.K. Chakravarty. An Investigation of the Wake and Vortex Formation of a Helicopter Rotor Blade. *Proceedings of The ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers*, (2021).

[27] Whitehouse, G.R., Investigation of hybrid grid–based computational fluid dynamics methods for rotorcraft flow analysis. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(3): pp. 1-10, (2011).

[28] Bresciani, A.PP.C. and A. Abbà, Large Eddy Simulation of the Transitional Flow Around the SD7003 Airfoil and Application to Blade–Vortex Interaction. *Aerotecnica Missili & Spazio*, 99(4): pp. 275-285, (2020).

[29] Choi, S., et al. Validation study of aerodynamic analysis tools for design optimization of helicopter rotors. *Proceedings of The 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. (2007).

[30] Sharma, A. and M. Visbal, Numerical investigation of the effect of airfoil thickness on onset of dynamic stall. *Journal of Fluid Mechanics*, 870: pp. 870-900, (2019).

[31] Bangga, G., et al. Improving a two-equation eddy-viscosity turbulence model to predict the aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils. *Journal of Physics: Conference Series,IOP Publishing*, (2018).

[32] Fisher, R., T. Nishino, and M. Savill, Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 55(3): pp. 1064-106, (2017).

[33] Wilbur, I.C., et al., UH-60A rotor analysis with an accurate dual-formulation hybrid aeroelastic methodology. *Journal of Aircraft*, 57(1): pp. 113-127, (2020).

[34] Smith, M.J., et al., Time-And-Spatially Adapting Simulations For Efficient Dynamic Stall Predictions. *Georgia Tech Research inst Atlanta*, (2015).

[35] İBAÇOĞLU, H. and A. ARIKOĞLU, Multidisciplinary Conceptual Design Methodology and Design Tool for Rotor Blades of Advanced Helicopters. *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 15(1): pp. 19-33, (2022).

[36] Wilke, G., Variable-fidelity methodology for the aerodynamic optimization of helicopter rotors. *AIAA Journal*, 57(8): pp. 3145-3158, (2019).

[37] Mondal, S., M.M. Joly, and S. Sarkar. Multi-fidelity global-local optimization of a transonic compressor rotor. *Proceedings of The Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers*, (2019).

[38] Kodakkattu, S.K., PP. Nair, and M. Joy, Design optimization of helicopter rotor using kriging. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, (2018).

[39] Deng, X., Y. Hung, and C.D. Lin, Design and analysis of computer experiments, *Handbook of Research on Applied Cybernetics and Systems Science*, IGI Global. pp. 264-279, (2017).

[40] Assibey-Bonsu, W., Professor Danie Krige's First Memorial Lecture: The Basic Tenets of Evaluating the Mineral Resource Assets of Mining Companies, as Observed in Professor Danie Krige's Pioneering Work Over Half a Century, *Geostatistics Valencia* , *Springer*. pp. 3-25, (2017).

[41] Siller, U., C. Voß, and E. Nicke, Automated Multidisciplinary Optimization of a Transonic Axial Compressor *AIAA*--0863, (2009).

[42] Qian, J., et al., A sequential constraints updating approach for Kriging surrogate model-assisted engineering optimization design problem. *Engineering with Computers*, 36(3): pp. 993-1009, (2020).

[43] Johnson, C., Optimisation of aspects of rotor blades using computational fluid dynamics. *PhD Thesis, University of Liverpool*, (2012).

[44] Yasong, Q., et al., Global aerodynamic design optimization based on data dimensionality reduction. *Chinese Journal of Aeronautics*, 31(4): pp. 643-659, (2018).

[45] Carlberg, K. and C. Farhat. A compact proper orthogonal decomposition basis for optimization-oriented reduced-order models. *Proceedings of The12th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference*. (2008).

[46] Palar, PP.S., et al. On the use of surrogate models in engineering design optimization and exploration: The key issues. *Proceedings of the Genetic and Evolutionary Computation Conference Companion.* (2019).

[47] Darwish, S., et al. Aerodynamic Shape Optimization of Helicopter Rotor Blades in Hover using Genetic Algorithm and Adjoint Method. *Proceedings of The AIAA Aerospace Sciences Meeting*. (2018).

[48] Dumont, A., et al., Aerodynamic shape optimization of hovering rotors using a discrete adjoint of the Reynolds-Averaged Navier–Stokes Equations. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(3): pp. 1-11, (2011).

[49] Choi, S., et al. Helicopter rotor design using a time-spectral and adjoint-based method. *Proceedings of The 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. (2008).

[50] Vu, N.A., J.W. Lee, and J.I. Shu, Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(1): pp. 1-8, (2013).

[51] Massaro, A., A. D'Andrea, and E. Benini. Multiobjective-multipoint rotor blade optimization in forward flight conditions using surrogate-assisted memetic algorithms. *Proceedings* of The 37th European Rotorcraft Forum. *AIDAA.*, (2011).

[52] Wang, Q. and Q. Zhao, Rotor aerodynamic shape design for improving performance of an unmanned helicopter. *Aerospace Science and Technology*, 87: pp. 478-487, (2019).

[53] Imiela, M., High-fidelity optimization framework for helicopter rotors. *Aerospace Science and Technology*, 23(1): pp. 2-16, (2012).

[54] Chae, S., et al., Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aeroacoustic performance in hover. *Journal of Aircraft*, 47(5): pp. 1770-1783, (2010).

[55] Leon, E.R., et al., Concurrent aerodynamic optimization of rotor blades using a nash game method. *Journal of the American Helicopter Society*, 61(2): pp. 1-13, (2016).

[56] Benamara, T., et al., Multi-fidelity POD surrogate-assisted optimization: Concept and aero-design study. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 56(6): pp. 1387-1412, (2017).

[57] Bailly, J. and D. Bailly, Multifidelity aerodynamic optimization of a helicopter rotor blade. *AIAA Journal*, 57(8): pp. 3132-3144, (2019).

[58] Ariyarit, A., et al., Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design. *Engineering Optimization*, 50(6): pp. 1016-1040, (2018).