

## بررسی اثر مدل ماده، معادله حالت و چگالی شبکه در نتایج حاصل از شبیه‌سازی برخورد پرنده

کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

رضا هدایتی

استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

سعید ضیایی راد

### چکیده

تصادم بین پرنده و هواپیما که به عنوان "برخورد پرنده" شناخته می‌شود، پدیده‌ای معمول و در عین حال خطرناک است. امروزه برای کاهش استفاده از آزمون‌های تجربی که زمان‌بر و گران هستند، معمولاً مقاومت یک جز از بدنه هواپیما در برابر برخورد با پرنده را توسط روش‌های عددی تأیید می‌کنند. کاراترین روش عددی در مساله برخورد پرنده، نرم‌افزار المان محدود است. اما پدیده برخورد پرنده دارای پارامترهای زیادی می‌باشد که تغییر هر کدام از آن‌ها می‌تواند در نتیجه شبیه‌سازی عددی تغییر ایجاد کند. در این پژوهش، اثر تغییر در تعدادی از پارامترهای مربوط به پرنده یعنی اندازه-شبکه، مدل ماده<sup>۱</sup> و معادله حالت<sup>۲</sup> بررسی می‌شود و پارامترهایی که استفاده از آن‌ها نتیجه شبیه‌سازی را به نتیجه تجربی نزدیک‌تر می‌کند معرفی می‌شود. نتایج تحقیق استفاده از المان‌های کمتر، مدل ماده نول و معادله حالت گرونایسن را به‌عنوان پارامترهای بهینه مشخص می‌کند.

کلمات کلیدی: برخورد پرنده، معادله حالت، مدل ماده، چگالی شبکه، LS-DYNA

## Investigation of Material Model, Equation of State and Mesh density on Numerical Simulation of Bird Strike

R. Hedayati M.Sc., Department of Mechanical Engineering Isfahan  
University of Technology, Isfahan

S. Ziaei-Rad Professor, Department of Mechanical Engineering Isfahan  
University of Technology, Isfahan

### Abstract

Impact between birds and an aircraft, known as "bird strike event" is a common and dangerous phenomenon in aviation industry. Experimental tests for bird strike certification are very expensive and time consuming. In order to decrease the number of costly sample tests, a trustworthy analytical tool is necessary to precisely predict the structural responses of bird and the target. One of the most efficient methods in bird strike analysis is finite element method. Bird Strike simulation consists of several parameters. Variations in any of parameters can change the numerical results tremendously. In this study, effect of variations in mesh density, material model and equation of state (EOS) is investigated and the most efficient parameters on the simulation results are introduced. Results show that numerical simulations which use coarse mesh, null material model and Gruneisen EOS can properly predict experimental results.

**Keywords:** Bird strike, Equation of state, Materialmodel, Mesh density, LS-SYNA

<sup>1</sup>Material model

<sup>2</sup> Equation of State

## ۱- مقدمه

صنایع هوایی، مدل‌سازی پرنده توسط المان‌های لاگرانژی و مدل‌سازی برخورد توسط الگوریتم‌های تماسی موجود در کدهای المان محدود روز می‌باشد.

پدیده برخورد پرنده دارای پارامترهای زیادی می‌باشد که تغییر هر کدام از پارامترها می‌تواند در نتیجه شبیه‌سازی عددی تغییر ایجاد کند. در این پژوهش اثر تغییر در پارامترهای مربوط به پرنده یعنی اندازه‌شبکه، مدل ماده<sup>۵</sup> و معادله‌حالت<sup>۶</sup> بررسی می‌شود و در هر مورد بهترین پارامتر از میان پارامترهای مورد بررسی معرفی می‌شود. در ادامه در مورد هر یک از این پارامترها توضیح داده خواهد شد.

## ۲- تاریخچه

کزنتی<sup>۷</sup> در سال ۱۹۷۹ معادلات حاکم بر برخورد توده‌ای نرم با سطح جامد را به دست آورد<sup>۳</sup>. او معادلات پایستگی را با معادلات متشکله ماده برخوردکننده ترکیب کرد و با استفاده از نتیجه، توانست فشار هوگونیوت (فشار ایجاد شده در آغاز برخورد) را محاسبه نماید.

برخورد پرنده را می‌توان به عنوان مساله برخورد جسم نرم با سطحی صلب در نظر گرفت. باربر<sup>۸</sup> و همکاران برای اولین بار در سال ۱۹۷۵ مشخصه‌های برخورد پرنده با یک سطح جامد را مطالعه کردند<sup>۴</sup>. آن‌ها دریافتند که در نمودار فشار برخورد پرنده با سطح جامد، قله‌های فشار<sup>۹</sup> ایجاد می‌شود. این قله‌های فشار مستقل از اندازه و نوع پرنده بودند ولی با مربع سرعت برخورد، نسبت مستقیم داشتند. آن‌ها پی بردند که در طی برخورد، نمودار فشار چهار گام اساسی را می‌پیماید: ضربه اولیه (فشار هوگونیوت)، واپاشی ضربه اولیه، فاز پایدار و در پایان، واپاشی کامل فشار.

استول و براکمن<sup>۱۰</sup> در سال ۱۹۹۷ از المان‌های چهاروجهی<sup>۱۱</sup> جامد برای مدل‌سازی پرنده استفاده کردند<sup>۵</sup>. ولی هنگام استفاده از مدل‌ماده "مایع چسبناک"<sup>۱۲</sup> برای دادن خاصیت مایع‌گونه به پرنده، به دلیل فشردگی بیش از اندازه المان‌ها منجر به ایجاد حجم منفی و نهایتاً باعث توقف شبیه‌سازی شد. برای

پدیده برخورد پرنده با هواپیما که به اختصار "برخورد پرنده"<sup>۱</sup> نامیده می‌شود، تهدیدی عمده برای امنیت هواپیماها و بالگردهای نظامی و مسافری است و لذا امروزه نقش مهمی را در فرایند تاییدیه‌گرفتن هواپیما بازی می‌کند. در صنایع هوایی، تلاش می‌شود سطوح خارجی بالگرد و هواپیما به گونه‌ای طراحی شوند که پرنده را پس از برخورد منحرف کرده یا انرژی برخورد را تا حد زیادی جذب کنند. به دلیل هزینه زیاد انجام آزمون عملی برخورد پرنده، نیاز به روش‌های عددی مدل‌سازی دقیق، کارا و کم‌هزینه احساس می‌شود. با گسترده‌تر شدن استفاده از تحلیل‌های عددی در این مساله، استفاده از روش‌های عددی برای تحلیل برخورد پرنده با مکان‌هایی از سطح هواپیما که انجام آزمون عملی در آن‌ها هزینه‌بر و مشکل است، رو به افزایش است. برای گرفتن گواهینامه از سازمان هوایی آمریکا<sup>۲</sup> (FAA)، هواپیما باید توانایی فرود پس از برخورد با یک پرنده ۴ پوندی (۱/۸۲ کیلوگرمی) را داشته باشد. برای موتورهای جت جدید، گرفتن گواهینامه از FAA نیازمند انجام آزمایش فروکشی<sup>۳</sup> به طور جداگانه برای پرنده‌هایی با اندازه بزرگ و متوسط است. برای بخش پرنده متوسط یا دسته پرنده‌گان، موتور پس از برخورد با تعداد زیادی پرنده ۲/۵ پوندی، باید توانایی کارکردن تا ۵ دقیقه را با کمتر از ۲۵٪ کاهش در نیروی پیشرانند داشته باشد. برای بخش پرنده بزرگ، موتور پس از برخورد با یک پرنده ۶ یا ۸ پوندی، باید توانایی کارکردن و خاموش شدن امن را داشته باشد. این آزمون‌ها برای انجام عملی نیاز به صرف وقت و هزینه زیادی دارند. به همین دلیل، توانایی پیش‌بینی آسیب حاصل از برخورد پرنده از اهمیت فراوانی برخوردار است، چرا که با شبیه‌سازی صحیح، در زمان و هزینه صرفه‌جویی زیادی می‌شود. به همین دلیل است که امروزه به منظور کاهش آزمون‌های عملی، برخورد به‌وسیله نرم‌افزار مدل‌سازی می‌شود.

اما مدل‌سازی برخورد پرنده دارای پیچیدگی‌های منحصر به فردی است که از عوامل ایجاد آن می‌توان موارد زیر را نام برد: دشواری کنترل ناپایداری‌های عددی، مدل‌سازی رفتار مایع‌گونه پرنده و ایجاد تغییرشکل‌های شدید پس از برخورد که پرنده را تبدیل به توده‌ای از ذرات ریز می‌کند. یکی از روش‌های حل این مشکل خودداری از مدل‌سازی خود پرنده و به جای آن مدل‌سازی بارگذاری حاصل از پرنده است [۱،۲]. این روش اکنون منسوخ شده است و یکی از معمول‌ترین روش مورد استفاده در

4. Solid Lagrangian Finite Elements

5. Material model

6. Equation of State

7. Cassenti

8. Barber

9. Pressure Peaks

10. Stoll and Brockman

11. Tetrahedral Elements

12. Viscous Fluid Material

1. Bird Strike

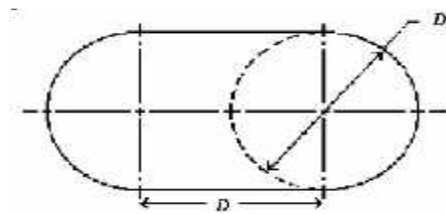
2. Federal Aviation Administration

3. Ingestion Test

### ۳- مدل پرنده

در سال‌های ابتدایی شبیه‌سازی برخورد پرنده، پرنده توسط اعمال ضربه ناگهانی فشار روی سطح مدل می‌شد. از آنجا که بدن پرنده بیشتر از آب تشکیل شده‌است، با این روش مدل‌سازی گویی جتی از آب روی سطح اعمال شده‌است. از آن زمان تا کنون پیشرفت‌هایی در مدل‌سازی صورت گرفته و امروزه از مدل فیزیکی پرنده (به گفته صحیح‌تر، جایگزین آن) با سرعت اولیه استفاده می‌شود.

برای مدل‌کردن پرنده در روش المان محدود، در مطالعات مختلف از مدل‌های مختلفی همچون بیضی‌گون، استوانه دوسر تخت و استوانه دوسرکروی استفاده شده است. اعتبار یک مدل پرنده، با مقایسه نمودار فشار اعمالی بر سطحی صلب و نمودارهای تجربی و نظری متناظر سنجیده می‌شود. ارولدی و کچیون<sup>۷</sup> در سال ۲۰۰۵ توسط نرم‌افزار PAM-CRASH بر روی بهترین مدل برای پرنده تحقیقاتی انجام دادند [۱۰]. آن‌ها پرنده‌هایی با تخلخل، نسبت طول به قطر و سر(انتهای)<sup>۸</sup> مختلف را را مدل و نمودارهای فشار حاصل از مدل‌های خود را با نمودار فشار برخورد پرنده واقعی مقایسه کردند تا بهترین مدل را برای پرنده برگزینند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که پرنده با انتهای نیم‌کروی و نسبت طول به قطر ۲ بهترین مدل برای شبیه‌سازی پرنده واقعی است. لذا در کار حاضر نیز برای مدل-کردن پرنده، از استوانه دوسرکروی با نسبت طول به قطر ۲ و جنس ژلاتین استفاده شده است. شایان‌ذکر است که هدایتی و ضیایی راد از مدل پرنده‌ای با هندسه واقع‌گرایانه (شبیه به هندسه واقعی پرنده) برای مدل‌سازی پرنده استفاده کردند که نتایج بهتری نسبت به داده‌های تجربی می‌داد [۱۱]. شکل ۱ نمایی از مدل پرنده‌ای مورد استفاده در این پژوهش را نشان می‌دهد.



شکل ۱- هندسه مدل پرنده

از آنجا که بیشتر بافت بدن پرندگان، از آب تشکیل شده است، برای پرنده، می‌توان از مدل متشکله‌ای با پاسخ هیدرودینامیکی مشابه آب بهره برد. ساختار آناتومی پرنده شامل

اجتناب از این مشکل، آن دو از المان‌های "تختی محدود"<sup>۱</sup> بهره بهره جستند. این المان‌ها دارای این خاصیت‌اند که وقتی به حد خاصی از اعوجاج (یا به گفته دیگر، کجی بیش از حد) برسند، از فرایند شبیه‌سازی حذف می‌شوند. یکی دیگر از مشکلاتی که در مرجع [۵] به آن اشاره شده است، مشاهده نوسان مجازی در نیروهای تماسی است که به دلیل گسسته‌سازی در تماس شبیه-سازی شده ایجاد می‌شود. لاگرانژ و همکاران<sup>۲</sup> نیز در سال ۲۰۰۲ مشکلات مشابهی را گزارش کرده‌اند [۶]. از آنجایی که در تحلیل المان محدود، اندازه گام زمانی<sup>۳</sup> پایدار با ابعاد کوچکترین المان در مدل نسبت مستقیم دارد، وقتی که المان‌ها فشرده می‌شوند، گام زمانی کاهش می‌یابد که این امر می‌تواند زمان حل را افزایش دهد. اندازه گام زمانی با جرم المان‌ها نیز رابطه مستقیم دارد، بنابراین افزایش مصنوعی جرم المان‌ها می‌تواند کاهش در گام زمانی را جبران کند. اما در تحقیق انجام‌شده توسط لاگرانژ در سال ۲۰۰۲ [۶] مشخص شد که درجه مقیاس بندی جرمی لازم برای تضمین ثابت ماندن گام زمانی تا حد غیر قابل قبولی بالاست و لذا این روش در تحلیل برخورد پرنده کنار گذاشته شد. روش دومی که در مورد آن تحقیقات صورت گرفت، حذف المان-ها در صورت پایین‌تر رفتن گام زمانی‌شان از حدی معین بود. این روش در کاهش هزینه‌های عددی موفق بوده و در این پژوهش هم از همین روش استفاده شده است.

در سال‌های اخیر، پژوهشگران مختلف برخورد پرنده با بخش‌های گوناگون هواپیما را بررسی کرده‌اند. ونگ و یو<sup>۴</sup> [۷] از نرم‌افزار المان محدود LS-DYNA برای مدل‌سازی آسیب و شکست در شیشه جلویی هواپیما بهره بردند. اسموچور و ایوانچیویچ<sup>۵</sup> [۸] هم از روش لاگرانژ و نرم‌افزار المان محدود آباکوس برای پیش‌بینی آسیب در قطعه فلپ<sup>۶</sup> هواپیما استفاده کردند. آن‌ها در کار خود روی اندازه پرنده، محل‌های گوناگون برخورد پرنده و بردارهای سرعت تحلیل پارامتری انجام دادند. هدایتی و ضیایی راد [۹] اثر افزودن فوم فلزی میان دو لایه ورق آلومینیومی لبه‌جلویی سازه دم افقی هواپیما را بررسی نمودند. آن‌ها دریافتند که برای مقاوم کردن این سازه در برابر چنانچه به-جای افزودن به ضخامت پوسته‌های آلومینیومی، در میان دو پوسته از فوم آلومینیومی استفاده شود، وزن ترکیب پوسته‌ها می‌تواند تا ۳۲ درصد کاهش یابد. لذا در کل استفاده از فوم میانی به جای افزایش ضخامت پوسته‌های آلومینیومی توصیه می‌شود.

<sup>1</sup>Flattening limited

<sup>2</sup>Lagrand et al.

<sup>3</sup>Time Step

<sup>4</sup>Wang and Yue

<sup>5</sup>Smojver and Ivancevic

<sup>6</sup>Flap

<sup>7</sup>Airolidi And Cacchione

<sup>8</sup>Ends

#### ۴-۲ مدل ماده الاستیک پلاستیک هیدرودینامیک

این مدل ماده، همانگونه که از نامش پیداست برای تعریف مواد الاستیک-پلاستیک هیدرودینامیک به کار می‌رود. در این مدل ماده، منحنی تنش-کرنش به صورت دوخطی می‌باشد. تنش تسلیم توسط رابطه زیر محاسبه می‌شود [۱۵]:

$$\sigma_y = \sigma_0 + E_h \bar{\epsilon}^P + (a_1 + p a_2) \max [p, 0] \quad (3)$$

که در آن  $E_h$  مدول سفت‌شوندگی پلاستیک است و برحسب مدول یانگ،  $E$  و مدول مماسی  $E_t$  به صورت زیر بیان می‌شود [۱۵]:

$$E_h = \frac{E_t E}{E - E_t} \quad (4)$$

در رابطه (۳)  $a_1$  و  $a_2$  به ترتیب ضرایب سفت‌شوندگی فشار خطی و مربعی هستند.  $\bar{\epsilon}^P$  کرنش پلاستیک موثر و  $\sigma_0$  تنش تسلیم در آزمون کشش ساده است. در رابطه (۳)،  $p$  در فشار مثبت و در کشش منفی است.

#### ۵- معادلات حالت

برای آب از معادلات حالت مختلفی استفاده می‌شود. سه معادله حالت متداول استفاده شده در پدیده برخورد پرنده عبارتند از چندجمله‌ای خطی، جدولی و گرونايسن. در بخش‌های ۱-۵ تا ۳-۵ این سه معادله حالت به طور مختصر توضیح داده شده‌اند.

#### ۵-۱ معادله‌ی حالت چندجمله‌ای خطی

این معادله یک چندجمله‌ای درجه سه است و معمول‌ترین معادله حالت در مساله برخورد پرنده است [۱۶]:

$$P = \sum_{k=0}^3 C_k \left( \frac{\rho}{\rho_i} - 1 \right)^k \quad (5)$$

که در آن  $C_k$  ضرایب عددی ثابت، و  $\rho$  و  $\rho_i$  چگالی لحظه‌ای و اولیه ماده هستند. به بیان دیگر:

$$P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3 \quad (6)$$

که در آن  $\mu = \frac{\rho}{\rho_i} - 1$  تغییر در چگالی پرنده را در طول برخورد نشان می‌دهد. این معادله متشکله، در اصل مربوط به مایعی هیدرودینامیک، همسانگرد و ناچسبناک است، که با تخمین خوبی می‌توان آن را برای پرنده به کار برد. در عمل ضریب  $C_0$  برابر صفر فرض می‌شود. ضرایب این چندجمله‌ای برای حالت آب بدون تخلخل، به شکل زیر برحسب چگالی اولیه  $\rho_i$ ، سرعت صوت در آب  $C_0$  و یک ضریب تجربی  $k$  بیان می‌شوند [۱۶]:

حفره‌های داخلی زیادی از جمله شش‌ها و کیسه‌های هوایی مختلفی است که چگالی پرنده را بدون در نظر گرفتن پرها، از ۱۰۰۰ به ۹۰۰ تا ۹۵۰ کیلوگرم/مترمکعب کاهش می‌دهد [۱۲، ۱۳]. به منظور مدل کردن اثرات این حفره‌ها در پاسخ مدل پرنده همگن، در مقالات مختلف تخلخل‌های مختلفی برای پرنده در نظر گرفته شده است. در مراجع [۱۲] و [۱۳] به ترتیب از تخلخل‌های ۰/۱ و ۰/۱۵ برای مدل پرنده استفاده شده است.

یکی دیگر از مزیت‌های ارتباط دادن پرنده با آب آن است که در آن می‌توان همچون آب از معادله حالت ( $EOS^1$ ) برای بیان رابطه فشار-چگالی ماده بهره برد. در کل برای مدل کردن مایعات در نرم‌افزارهای المان محدود علاوه بر مدل ماده، معادله حالت نیز باید تعریف شود. پس از انجام مطالعات میدانی دریافت شد که برای پرنده از دو مدل ماده نول و الاستیک-پلاستیک هیدرودینامیک استفاده می‌شود. این دو مدل ماده را به طور معمول با یکی از معادلات حالت چندجمله‌ای خطی، جدولی یا گرونايسن پیوند می‌دهند. در ادامه دو مدل ماده و سه معادله حالت ذکر شده تشریح می‌شوند.

#### ۴- مدل ماده پرنده

##### ۱-۴ مدل ماده نول

از مدل ماده نول تنها برای مایعات استفاده می‌شود چرا که این مدل ماده شامل تنش تسلیم و نیز سفتی برشی نمی‌شود. معمولاً از ماده نول هنگامی استفاده می‌شود که نیازی به استفاده از تنش‌های انحرافی<sup>۲</sup> نباشد. در برخوردهای سرعت بالا از آنجا که مقاومت پرنده در مقابل تنش‌های بسیار بالای ایجاد شده قابل صرف نظر است، می‌توان از مدل ماده نول بدون در نظر گرفتن تنش‌های انحرافی بهره برد. معادله متشکله ماده در این حالت به صورت زیر در می‌آید [۱۴]:

(۱)

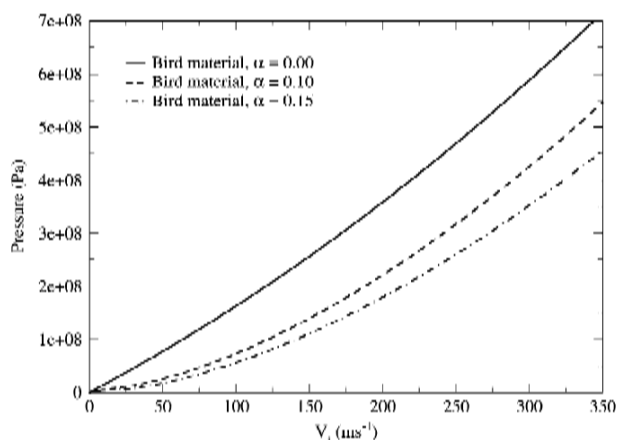
که در آن  $I$  تانسور واحد،  $P$  فشار ماده و  $\sigma$  تانسور تنش است. قابل ذکر است که در ماده نول لزجت هم می‌تواند دخیل باشد. در این حالت معادله متشکله ماده نول به شکل زیر تعمیم می‌یابد [۱۴]:

$$\sigma = 2\nu_D D - PI \quad (2)$$

که در آن  $D$  تانسور نرخ تغییر شکل و  $\nu_D$  لزجت مطلق یا دینامیکی است. قابل ذکر است که در مسایل برخورد پرنده از آنجا که سرعت‌ها بالاست، تنش در پرنده هیدرواستاتیک فرض می‌شود و از معادله شماره (۱) استفاده می‌شود.

<sup>1</sup>. Equation of State

<sup>2</sup>. Deviatoric



شکل ۳- فشار بیشینه برحسب سرعت برخورد برای سه

تخلخل مختلف [۱۰]

درجه تخلخل علاوه بر اثرگذاری روی اندازه قله اولیه فشار (فشار هوگونیوت)، روی فشار پایا در نقطه ایستا هم تاثیر می-گذارد. در واقع، با جایگذاری چگالی اولیه پرنده با چگالی ماده پس از محوشدن تخلخل، فشار در مرکز برخورد پرنده را می توان به عنوان فشار نقطه ایستای یک مایع تراکم ناپذیر در نظر گرفت [۱۵]:

$$P_{stag} = \frac{1}{2} \left( \frac{1}{1-\alpha} \rho_i \right) V_i^2 = \frac{1}{1-\alpha} P_0 \quad (8)$$

لذا تخلخل، فشار نقطه ایستا  $P_{stag}$  را نسبت به فشار حاصل از یک ماده تراکم ناپذیر بدون تخلخل و با چگالی یکسان یعنی  $P_0$ ، افزایش می دهد. در نهایت می توان نتیجه گرفت که با افزایش تخلخل ماده، فشار هوگونیوت کاهش و فشار ایستا افزایش می یابد.

در جدول ۱ ضرایب معادله حالت چندجمله ای خطی برای پرنده آورده شده است. قابل ذکر است که ضرایب  $C_n$  برای دو حالت تخلخل ۱۰ و ۱۵ درصد، با منطبق کردن نمودارهای آنها با دو منحنی شکل ۲ به دست آمده است.

جدول ۱- ضرایب معادله حالت چندجمله ای خطی

$C_1 = 2250 \text{ Mpa}$	بدون تخلخل
$C_0 = C_2 = C_3 = 0$	
$C_0 = 0$	تخلخل ۱۰ درصد
$C_1 = 511.7 \text{ Mpa}$	
$C_2 = -8224 \text{ Mpa}$	
$C_3 = 55150 \text{ Mpa}$	
$C_0 = 0$	تخلخل ۱۵ درصد
$C_1 = 748.4 \text{ Mpa}$	
$C_2 = -9622.1 \text{ Mpa}$	
$C_3 = 36120 \text{ Mpa}$	

۵-۲ معادله ی حالت جدولی

معادله حالت دوم که برای آب استفاده می شود، به شکل زیر است [۱۹]:

$$P = C(\epsilon_v) + \gamma T(\epsilon_v) E \quad (9)$$

فشار تعادل اولیه

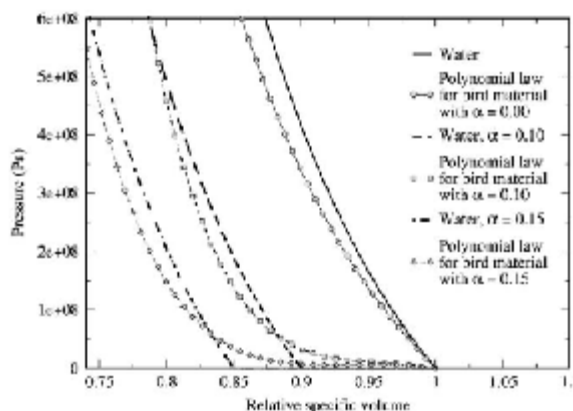
C

$$C_1 = \rho_0 c_0^2 \quad (7)$$

$$C_2 = (2k - 1)C_1$$

$$C_3 = (k - 1)(3k - 1)C_1$$

$C_0$  فشار تعادل اولیه یا فشار جو است که به دلیل کوچک بودن نسبت به فشارهایی که در حین فرایند برخورد ایجاد می شوند، برابر صفر در نظر گرفته می شود. ضرایب این چندجمله ای درون-یابی برای دو مدل دارای تخلخل نیز در [۱۳، ۱۲] به دست آمده-اند. در شکل ۲ نمودارهای  $P$  برحسب  $\rho/\rho_i$ ، که از رسم چندجمله ای (۶) برای سه مدل ماده پرنده با تخلخل های مقایسه منحنی های چندجمله ای های درون یابی شده با منحنی-های فشار آب دارای تخلخل، که توسط روش توصیف شده در [۱۷] به دست آمده اند، نشان می دهند که این سه چندجمله ای درون یابی می توانند حالت آب را پس از ضربه به خوبی پیش بینی کنند.



شکل ۲- منحنی مقایسه بین رفتار آب دارای تخلخل واقعی با چندجمله ای درون یابی شده [۱۰]

در شکل ۳ تغییرات فشار هوگونیوت برحسب سرعت برخورد نمایش داده شده است. مشاهده می شود که با تغییر جزئی در درجه تخلخل مربوط به مدل پرنده، تغییر زیادی در اندازه قله اولیه ی فشار اعمالی روی سطح، به وجود می آید. همان گونه که در شکل مشاهده می شود، با افزایش تخلخل، فشار هوگونیوت کاهش می یابد.

ضرایب معادله حالت گرونیسن برای آب عبارتند از:  $C = 1480$ ،  $S_1 = 1.92$ ،  $S_2 = 0$ ،  $S_3 = 0$  و  $\gamma_0 = 0.1$  [۲۰]. یکاهای مورد استفاده برای پارامترها در تمام شبیه‌سازی‌ها، SI می‌باشند.

### ۶- آزمون تجربی برخورد عمودی ویلبک

جیمز ویلبک<sup>۲</sup> از اولین پژوهشگرانی بود که رفتار پرنده تحت برخورد را به صورت تجربی بررسی کرد. نتایجی که او گرفت تا به امروز اهمیت خود را حفظ کرده‌اند، چرا که شکل و ویژگی‌هایی که برای یک مدل پرنده عددی استفاده می‌شود را به خوبی بیان می‌کند. نتایج آزمایشات او تا به امروز یکی از بهترین نتایجی است که برای مقایسه با نتایج شبیه‌سازی عددی استفاده می‌شود.

در سال‌های ابتدایی انجام آزمون تجربی برخورد پرنده، از پرندگان مرده با جرم‌های گوناگون، برای انجام آزمون عملی استفاده می‌شد. اما ویلبک<sup>۳</sup> در سال ۱۹۷۷ نشان داد که می‌توان از توده‌هایی جایگزین به عنوان جایگزین مناسبی برای پرندگان بهره‌برد [۱۳]. او برای یافتن ماده جایگزین مناسب پرنده، مواد مختلفی همچون ژلاتین، گوشت لخم گاو<sup>۴</sup>، لاستیک‌های RTV<sup>۵</sup> و نئوپرن<sup>۶</sup> با تخلخل‌های مختلف (در مورد ژلاتین و لاستیک‌های RTV) را آزمود و نتایج آن‌ها را با نتایج پرتابه‌های پرنده واقعی مقایسه کرد. او برای انتخاب ماده معادل مناسب برای پرنده، نمودار فشار مرکز ضربه برخورد پرنده مصنوعی با سطح صلب را با نمودار فشار مرکز ضربه مربوط به پرنده واقعی مقایسه کرد. آزمون‌های او نشان داد که بهترین ماده جایگزین برای پرنده، ژلاتینی است که دارای ۱۰ درصد تخلخل بوده و چگالی متوسط ۹۵۰ کیلوگرم/مترمکعب داشته‌باشد. در این پژوهش، از بین آزمون‌های عملی ویلبک آزمون برخورد عمودی پرنده‌ای با سرعت ۱۱۷ متر/ثانیه انتخاب شد. نمودار آزمون مورد بررسی، در شکل ۴ مشاهده می‌شود.

در این پروژه، با تغییر پارامترهای مدل‌های مادی، معادله‌های حالت و چگالی شبکه، آن پارامترهایی که نزدیک‌ترین نتیجه پاسخ عددی را به نتایج تجربی ویلبک نتیجه می‌دهند به عنوان پارامترهای بهینه معرفی می‌شوند.

که در آن  $C$  ثابت فشار و  $T$  ثابت دما بر حسب کرنش حجمی را بیان می‌کنند. کرنش حجمی نام دیگری برای لگاریتم طبیعی حجم نسبی است. برای مساله برخورد پرنده، دما نقش زیادی را بازی نمی‌کند، لذا از جمله  $E T(\epsilon_v)$  صرف‌نظر کرده و معادله حالت جدولی به شکل زیر در می‌آید [۱۹]:

$$P = C(\epsilon_v) \quad (10)$$

ضرایب معادله حالت برای ماده آب با ده ضریب در جدول ۲ آمده است.

جدول ۲- ضرایب معادله حالت جدولی (برگرفته از [۱۹])

$\epsilon_v$	$C$
1	-34.47 MPa
0	0 MPa
-0.0953	2.0270591 MPa
-0.1044	10.135293 MPa
-0.1124	20.270586 MPa
-0.1178	30.405878 MPa
-0.1258	40.541171 MPa
-0.1310	50.676464 MPa
-0.1484	101.35293 MPa
-0.2327	506.76464 MPa

برای معادله حالت جدولی  $\gamma = 1$ ، انرژی داخلی اولیه صفر و حجم نسبی اولیه یک فرض می‌شود.

### ۵-۳ معادله حالت گرونیسن

معادله حالت سوم که در این مقاله بررسی می‌شود معادله حالت گرونیسن<sup>۱</sup> است. این معادله حالت، رابطه فشار-حجم را بسته به آن که ماده فشرده یا منبسط شده‌است، به دو شکل بیان می‌کند. برای ماده فشرده شده، معادله حالت گرونیسن به صورت زیر بیان می‌شود [۱۵]:

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu [1 + (1 - \frac{\gamma_0}{2}) \mu - \frac{a}{2} \mu^2]}{[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2}]^2} + (\gamma_0 + a \mu) E \quad (11)$$

و برای حالت منبسط شده [۱۵]:

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a \mu) E \quad (12)$$

در روابط بالا  $C$  تقاطع منحنی  $v_p - v_s$ ؛  $S_1$ ،  $S_2$  و  $S_3$  ضرایب شیب منحنی  $v_p - v_s$ ؛  $\gamma_0$  گامای گرونیسن؛  $a$  اصلاح حجم مرتبه اول  $\gamma_0$ ؛  $E$  مدول الاستیسیته و  $\mu = \rho / \rho_i - 1$  است.

<sup>2</sup>. James Wilbeck

<sup>3</sup>. Wilbeck

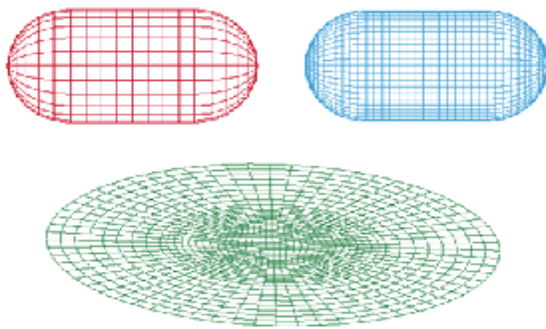
<sup>4</sup>. Beef

<sup>5</sup>. Room Temperature Vulcanized Rubbers

<sup>6</sup>. Neoprene

<sup>1</sup>. Gruneisen

تعریف سطح هدف، از فولاد ۴۳۴۰ استفاده شده است. ابعاد صفحه هدف به طور دلخواه انتخاب شده است چرا که به دلیل صلب در نظر گرفتن صفحه هدف، ابعاد آن تغییری در نتایج ایجاد نمی‌کند. در جدول ۳ ویژگی‌های عمومی پرنده و در جدول ۴ ویژگی‌های عمومی سطح هدف مورد استفاده در شبیه‌سازی نتیجه ویلیک مشاهده می‌شود. قابل ذکر است که جرم پرنده به طور دلخواه برابر ۱ کیلوگرم انتخاب شد. سایر ابعاد مدل پرنده (قطر و طول) نیز با توجه به جرم پرنده و چگالی ۹۵۰ کیلوگرم/متر مکعب و با استفاده از رابطه  $\rho = m/v$  به دست آمد.



شکل ۵- شبکه‌بندی سطح و پرنده با دو چگالی مختلف

جدول ۳- ویژگی‌های عمومی پرنده مورد استفاده برای شبیه‌سازی نتیجه ویلیک

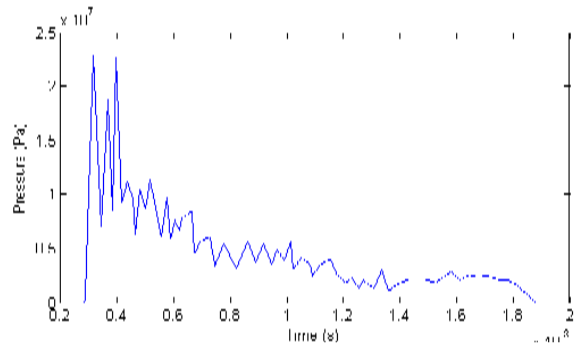
ویژگی پرنده	مقدار
جرم	۱ کیلوگرم
چگالی متوسط	۹۵۰ کیلوگرم/متر مکعب
فشار برش <sup>۲</sup>	۰.۹۹۷۴ مگاپاسکال
قطر	۰.۰۹۳۴ متر
طول	۰.۱۸۶۸ متر
سرعت برخورد	۱۱۶ متر/ثانیه

جدول ۴- ویژگی‌های عمومی سطح هدف در آزمون‌های ویلیک [۱۳]

ویژگی سطح	مقدار
مدول کشسانی	۲۰۵ گیگاپاسکال
چگالی	۷۸۰۰ کیلوگرم/متر مکعب
ضریب پواسون	۰.۲۹
قطر	۰.۲ متر
ضخامت	۱ میلی‌متر

۷- شبیه‌سازی برخورد پرنده با سطح صلب

برای شبیه‌سازی‌ها از دو مدل ماده و دو چگالی شبکه مختلف استفاده شده است. مدل ماده اول، مدل نول، و مدل ماده



شکل ۴- نمودار فشار آزمون ویلیک - برخورد عمودی پرنده با سرعت ۱۱۷ متر/ثانیه [۴]

برای بررسی پارامترهای موثر در برخورد پرنده، برخورد پرنده به صفحه‌ای دیسکی شکل و صلب بررسی می‌شود. علت استفاده از هدفی صلب به جای هدف شکل‌پذیر آن است که از این طریق پارامترهای بهینه مربوط به پرنده می‌توانند بدون توجه به پاسخ ماده هدف، مشخص شوند. لذا برای ساده‌سازی فرایند مدل‌سازی و اجتناب از ناهمخوانی نتایج عددی با نتایج عملی، برخورد عمود پرنده با سطح صلب بررسی می‌گردد.

از طرف دیگر استفاده از المان‌های صلب، به صرفه است. چون المان‌هایی که صلب هستند از محاسبات حل کنارگذاشته می‌شوند و برای هیچ متغیر مربوط به جسم صلب فضایی در حافظه اشغال نمی‌شود. استفاده از المان‌های صلب همچنین زمان حل را تا حد زیادی کاهش می‌دهد و طراح مدل را مجبور به استفاده از صفحه‌ای ضخیم یا صفحه‌ای با سفتی بالا برای ایجاد صفحه‌ای صلب نمی‌کند؛ در واقع مدل کردن صفحه‌ای با ضخامت کم و استفاده از المان‌های پوسته‌ای<sup>۱</sup> صلب برای این منظور کافیست. استفاده از المان‌های پوسته‌ای در صفحه هدف به جای استفاده از المان‌های جامد با تعداد بالا زمان حل را تا حد زیادی کاهش می‌دهد. مشکلی که در هنگام استفاده از المان‌های صلب ظاهر می‌شود آن است که فشار تابعی از جابجایی است، لذا استفاده از ماده صلب به این معنی است که نمی‌توان نمودار فشار را از سطح هدف به دست آورد. یکی از راه‌هایی که برای غلبه بر این مشکل وجود دارد، به دست آوردن نمودار فشار از المان‌های انتهایی مدل پرنده است. این امر منطقی است، چرا که بر پایه قانون سوم نیوتن، هر کنشی، واکنشی به همان بزرگی و در جهت عکس وارد می‌کند؛ لذا فشاری که پرنده در مرکز برخورد به سطح هدف وارد می‌کند، با فشاری که هدف به پرنده در همان نقطه وارد می‌کند، برابر است.

اگرچه ویژگی‌های ماده مورد استفاده برای سطح، به دلیل صلب بودن آن تغییری در نتایج فشار ایجاد نمی‌کند، به منظور

<sup>2</sup>Cut-off Pressure

<sup>1</sup>Shell Elements

در تمام شبیه‌سازی‌ها، از تماس نوع گره به سطح<sup>۲</sup> استفاده می‌شود. در این الگوریتم، تماس گره‌های المان‌های پرنده با سطح هدف در نظر گرفته می‌شود. در این پژوهش، دو چگالی شبکه، دو مدل ماده و سه معادله حالت مختلف بررسی می‌شود تا بهترین پارامترها برای مدل‌سازی برخورد پرنده به دست‌آید. در کل  $16 = 2 \times 2 \times 4$  شبیه‌سازی لاگرانژ انجام می‌شود. با مقایسه نمودارهای فشار با نمودار فشار و بلیک، بهترین پارامترها برای شبیه‌سازی لاگرانژ برخورد پرنده یافت می‌شود.

در جدول ۶ پارامترهای مورد استفاده در هریک از شانزده شبیه‌سازی مشاهده می‌شود. گفتنی است که برای شبیه‌سازی‌ها با معادله حالت چندجمله‌ای، برای حالت بدون تخلخل از چگالی ۹۳۸ کیلوگرم/مترمکعب و برای حالت با تخلخل ۱۰ درصد از چگالی ۹۵۰ کیلوگرم/مترمکعب استفاده شده است [۱۳]. برای دو معادله حالت دیگر نیز از چگالی ۹۳۸ کیلوگرم/مترمکعب استفاده شده است

#### جدول ۶- پارامترهای مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها

EP-HYDRO= Elastic Plastic Hydrodynamics;  
LP= Linear Polynomial;  
NP= No Porosity; 10% P= 10 % Porosity

شبه‌سازی	نوع شبکه	مدل ماده	معادله حالت
۱	درشت	Null	LP (NP)
۲	درشت	Null	LP (10% P)
۳	درشت	Null	TABULATED
۴	درشت	Null	GRUNEISEN
۵	درشت	EP-HYDRO	LP (NP)
۶	درشت	EP-HYDRO	LP (10% P)
۷	درشت	EP-HYDRO	TABULATED
۸	درشت	EP-HYDRO	GRUNEISEN
۹	ریز	Null	LP (NP)
۱۰	ریز	Null	LP (10% P)
۱۱	ریز	Null	TABULATED
۱۲	ریز	Null	GRUNEISEN
۱۳	ریز	EP-HYDRO	LP (NP)
۱۴	ریز	EP-HYDRO	LP (10% P)
۱۵	ریز	EP-HYDRO	TABULATED
۱۶	ریز	EP-HYDRO	GRUNEISEN

در تمامی ۱۶ شبیه‌سازی، برای اجتناب از خطا در حل به-دلیل اعوجاج در المان‌ها، هنگامی که گام زمانی یک المان به یک چهارم گام زمانی اولیه رسید، المان حذف شد.

نرم‌افزارهای المان محدود گام زمانی اولیه را توسط مدت زمان لازم برای آنکه موج صدا کوتاهترین فاصله را در کوچکترین المان ببیند، مشخص می‌کنند. معمولاً در حل‌های سرعت بالا توسط ضریب مقیاس  $K$  گام زمانی را کوچکتر می‌کنند تا مشکل

دوم مدل هیدرودینامیک الاستیک-پلاستیک است. همچنین از چهار معادله حالت جدولی، گرونیسن و چندجمله‌ای خطی (با دو تخلخل مختلف)، استفاده شده است. در شکل ۵ نحوه شبکه‌بندی برای مدل پرنده با شبکه درشت (۶ المان در طول شعاع پرنده) و شبکه ریز (۱۲ المان در طول شعاع پرنده)؛ همچنین نحوه شبکه‌بندی سطح هدف مشاهده می‌شود. برای مدل‌سازی این مساله از نرم‌افزار LS-PrePost و برای حل از نرم‌افزار LS-DYNA Solver و ویرایش ۹/۷۱ استفاده شده است.

برای شبیه‌سازی‌ها از مدل سه بعدی و از المان‌های هشت-گره‌ای جامد<sup>۱</sup> استفاده شده است. برای مدل ماده نول از کد \*MAT\_NULL و برای مدل ماده الاستیک-پلاستیک هیدرودینامیک از کد

\*MAT\_ELASTIC\_PLASTIC\_HYDRO در کد LS-DYNA استفاده شده است. محیط بیرونی سطح هدف در سه جهت مقید شد و به پرنده سرعت اولیه‌ای برابر ۱۱۶ متر / ثانیه داده شد.

در جدول ۵ مواردی که در شبیه‌سازی لاگرانژ برای آزمون و بلیک مورد مقایسه قرار می‌گیرند مشاهده می‌شود:

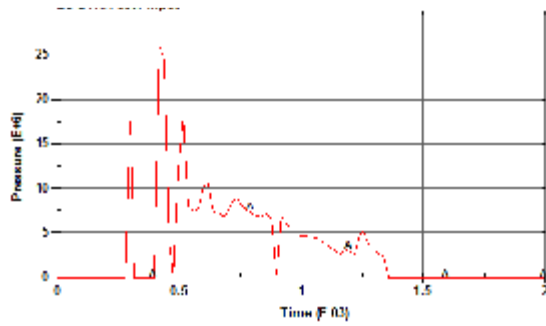
#### جدول ۵- پارامترها و ویژگی‌های مورد استفاده برای شبیه-سازی‌های لاگرانژ آزمون و بلیک

بعداد المان‌ها حالت ۱	شبکه درشت - پرنده ۶۳۸ المان و مغز هدف ۱۲۸۰ المان
بعداد المان‌ها حالت ۲	شبکه ریز - پرنده ۱۶۹۰۰۸ المان و مغز هدف ۱۲۸۰ المان
مدل ماده ۱	نول چگالی: ۹۳۸ کیلوگرم/مترمکعب حجم نسبی برای حذف المان در حالت تخلخل: ۱۰٪
مدل ماده ۲	الاستیک-پلاستیک هیدرودینامیک چگالی: ۹۳۸ کیلوگرم/مترمکعب ۱۰٪ تخلخل - پلاستیک نشت سلیم: ۲۰ کیلو پاسکال مدل سخت‌شودگی پلاستیک ۱ نیوپلاستال
معادله حالت ۱	چندجمله‌ای خطی (بدون تخلخل و یا تخلخل ۱۰ درصد)
معادله حالت ۲	جدولی
نوع ماده حالت ۳	گرونیسن

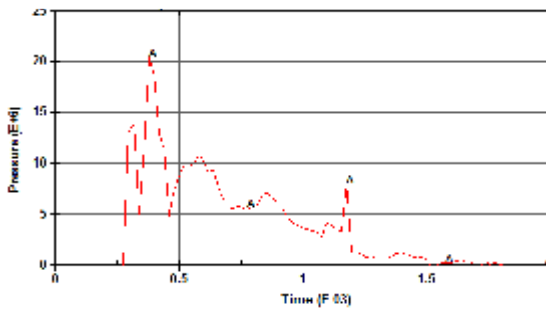
<sup>2</sup>. Node to surface

<sup>1</sup>. Solid

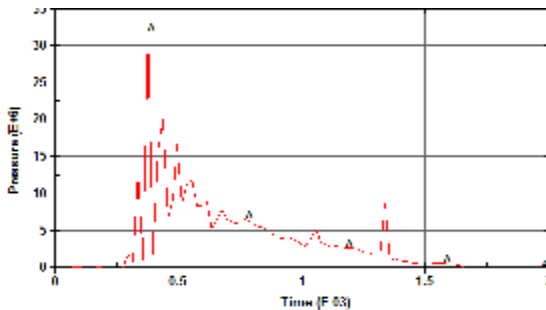




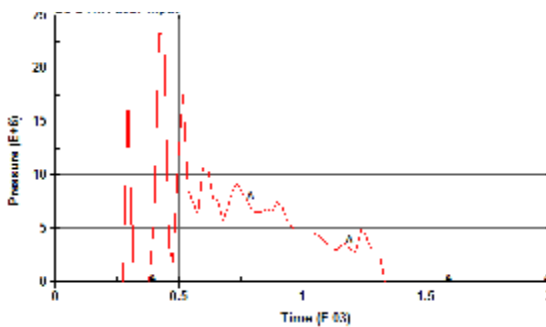
شبهه سازی ۱



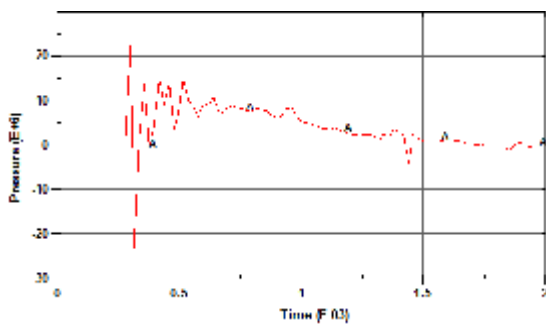
شبهه سازی ۲



شبهه سازی ۳



شبهه سازی ۴



شبهه سازی ۵

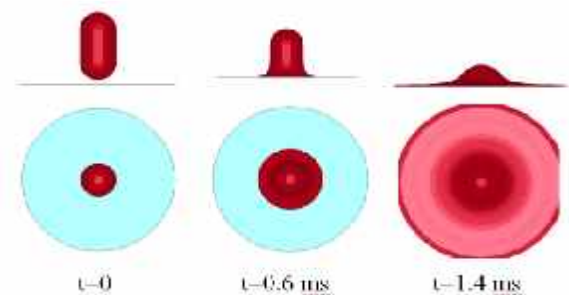
ناپایداری به وجود نیاید. در این پژوهش نیز اندازه گام زمانی اولیه برای هر المان با استفاده از ضریب کوچک کننده  $K$  کاهش یافت. اگر  $\Delta t_i$  گام زمانی اولیه برای المان شماره  $i$  باشد، آنگاه اندازه گام زمانی برابر است با:

$$\Delta t^{n+1} = K \cdot \min\{\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_N\} \quad (13)$$

که در آن  $N$  تعداد المان‌ها، و  $n + 1$  شماره گام زمانی است. معمولاً برای حالت‌های سرعت پایین  $K$  را برابر ۰٫۹ و برای حالت‌های انفجاری آن را برابر ۰٫۶۷ قرار می‌دهند. در این پژوهش در تمامی ۱۶ شبهه‌سازی از  $K = 0.9$  استفاده شد. در تمامی شبهه‌سازی‌ها انرژی‌های ساعت‌شنی<sup>۱</sup>، دیوار سخت<sup>۲</sup>، سطح لغزشی<sup>۳</sup> و ریلی<sup>۴</sup> محاسبه شده و در موازنه انرژی به حساب می‌آیند.

برای ماده نول، المان‌ها علاوه بر آن که با رسیدن گام زمانی به یک چهارم گام زمانی اولیه حذف می‌شوند، گاهی اوقات لازم است محدودیت‌های دیگری نیز برای جلوگیری از ناپایدار شدن حل ایجاد کرد. در شبهه‌سازی ۱۱ هنگامی که در هر یک از المان‌ها حجم نسبی در حالت انبساط به ۱٫۱ و در حالت فشرده‌گی به ۰٫۸ می‌رسید، المان حذف می‌شد. علت این امر آن بود که در شبهه‌سازی ۱۱ چنانچه این دو قید بر روی المان‌ها اعمال نمی‌شد، به دلیل اعوجاج در المان‌ها حل دچار ناپایداری می‌شد. در سایر شبهه‌سازی‌ها نیازی به اعمال این قید روی المان‌ها نبود.

در شکل ۶ نحوه تغییر شکل پرنده طی فرایند برخورد در زمان‌های مختلف و از دو زاویه متفاوت نشان داده شده است.

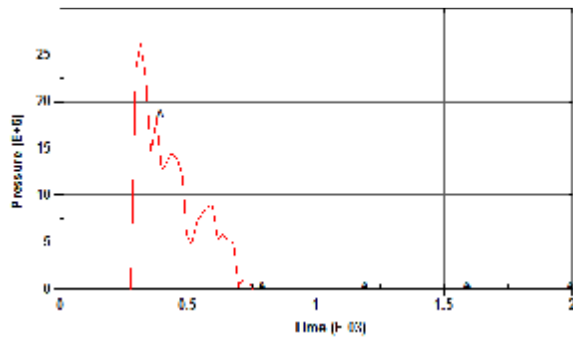


شکل ۶- نحوه تغییر شکل پرنده طی در زمان‌های مختلف

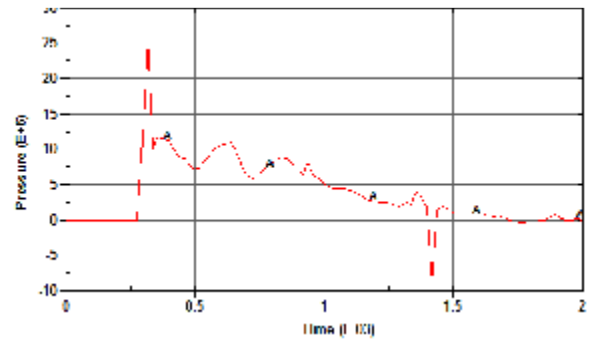
### ۸- نتایج شبهه‌سازی‌ها

در شکل ۷ نمایه فشار در مرکز برخورد برای شانزده شبهه‌سازی ذکر شده در جدول ۶ آمده است.

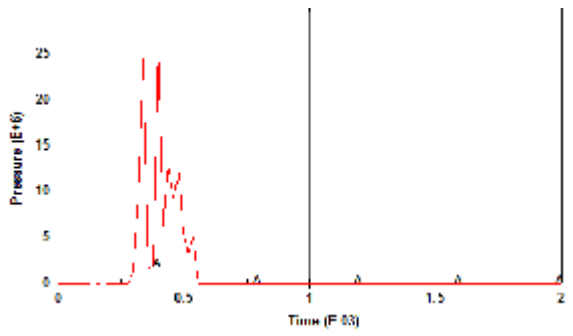
1. Hourglass
2. Stonewall (Rigid Wall)
3. Sliding Interface
4. Rayleigh



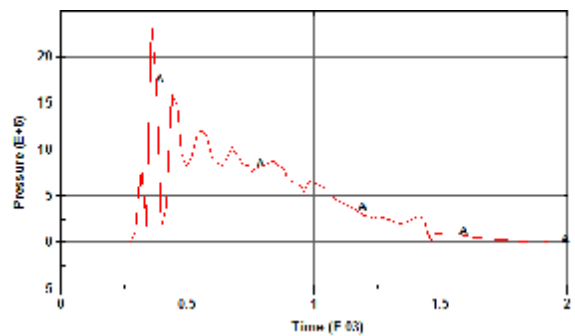
شبهه‌سازی ۱۰



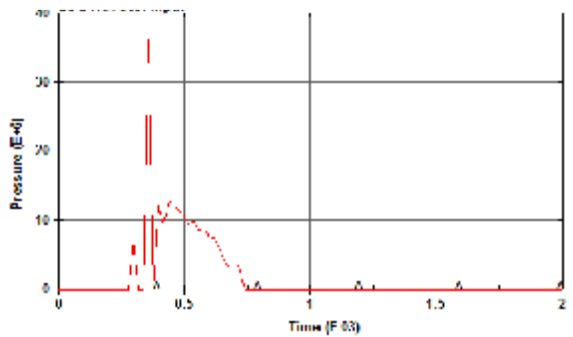
شبهه‌سازی ۶



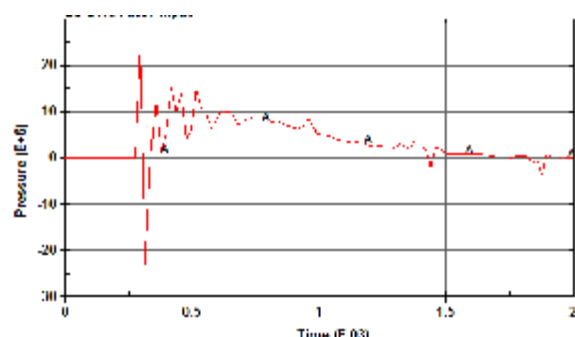
شبهه‌سازی ۱۱



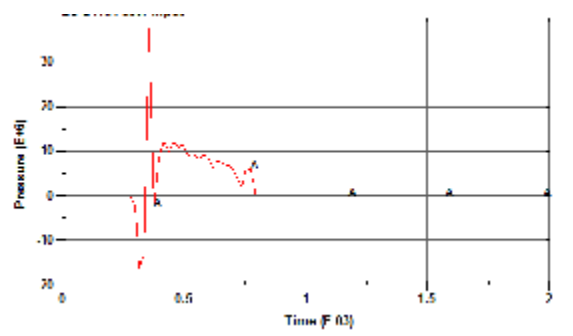
شبهه‌سازی ۷



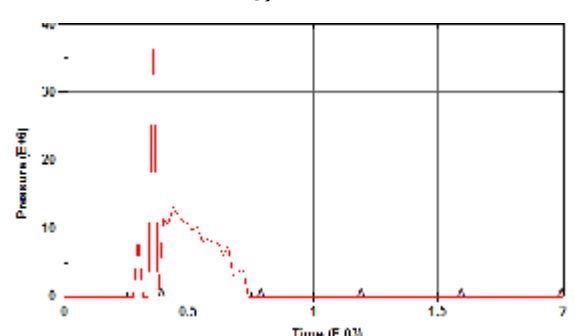
شبهه‌سازی ۱۲



شبهه‌سازی ۸



شبهه‌سازی ۱۳



شبهه‌سازی ۹

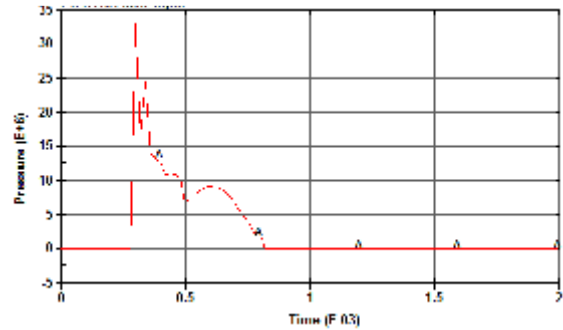
انجام می‌شود. شکل پرنده، استوانه دوسرکروی در نظر گرفته شد، ماده پرنده نیز همگن و همسانگرد<sup>۱</sup> قرار داده شد. در حالی که پرنده واقعی نه شکل مشخصی دارد و نه ماده آن به دلیل وجود استخوان‌ها، بافت‌ها و حفره‌ها همگن است. به همین دلیل است که نتیجه مدل‌سازی عددی هیچگاه نمی‌تواند با نتیجه آزمون عملی یکسان باشد؛ هرچند که با بررسی بیشتر می‌توان راه‌هایی برای نزدیک‌تر شدن نتیجه عددی با عملی پیدا کرد. در جدول ۷ اندازه فشار هوگونیوت و ایستا در شبیه‌سازی‌های مختلف با آزمون ویلیک مقایسه شده‌اند.

جدول ۷- مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌های لاگرانژ (با کنترل

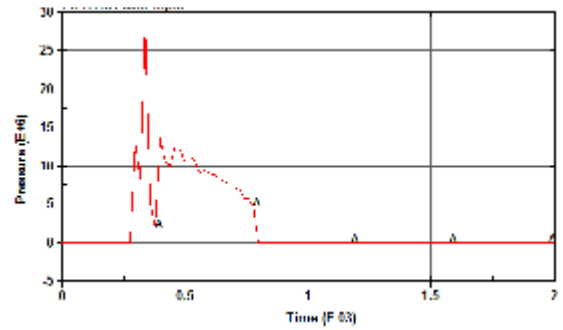
ساعت‌شنی) با نتیجه ویلیک

شبه‌سازی	فشار	فشار ایستا	درصد اختلاف فشار
هوگونیوت (مگاپاسکال)	هوگونیوت (مگاپاسکال)	با نتیجه ویلیک (شکل ۴)	
۱	۲۶	۵	٪ ۱۷
۲	۲۰/۵	۵	٪ ۷
۳	۳۲	۵	٪ ۴۵
۴	۲۳	۵	٪ ۴
۵	۲۱	۱۰	٪ ۵
۶	۲۵/۵	۵	٪ ۱۵
۷	۲۴	۶	٪ ۹
۸	۲۵	۸	٪ ۱۳
۹	۳۵	-	٪ ۵۸
۱۰	۲۵/۵	-	٪ ۵۸
۱۱	۲۵/۵	-	٪ ۱۱
۱۲	۳۵/۵	-	٪ ۱۱
۱۳	۳۶	-	٪ ۶۳
۱۴	۳۳	-	٪ ۴۹
۱۵	۲۷	-	٪ ۲۲
۱۶	۳۷	-	٪ ۶۸

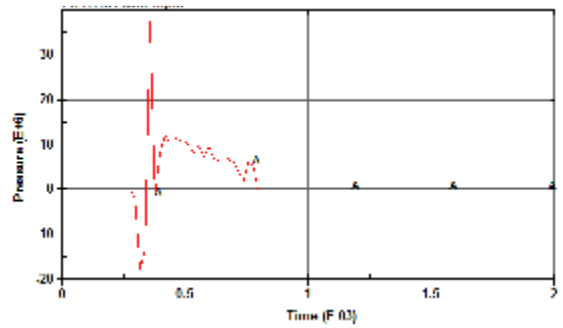
با توجه به جدول ۷، اگرچه در مورد پرنده با اندازه شبکه درشت، نتایج تقریباً بر نتایج عملی منطبق است؛ اما در مورد



شبه‌سازی ۱۴



شبه‌سازی ۱۵



شبه‌سازی ۱۶

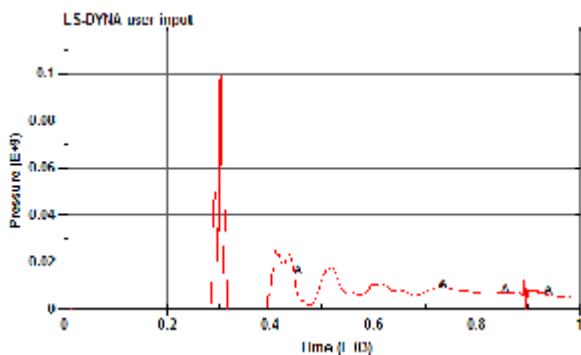
شکل ۷- نمایه فشار برای شبیه‌سازی با کنترل ساعت‌شنی

شکل کلی تمامی نمودارهای شکل ۷ همانطور که انتظار می‌رفت با نمودار فشار-زمان آزمون تجربی ویلیک منطبق است. در تمامی آن‌ها ابتدا یک قله فشار اولیه به وجود آمده، سپس این قله رو به کاهش نهاده و سپس به یک وضعیت پایا می‌رسد و در پایان فشار محو می‌شود. از عواملی که بر پاسخ شبیه‌سازی اثرگذار است پارامتر  $K$  است. این پارامتر در حالت کلی باید مقداری بین  $0/7$  تا  $0/9$  اختیار کند. با کاهش این پارامتر، مقدار فشار هوگونیوت پیش‌بینی شده افزایش می‌یابد. نتایجی که در شکل ۷ آمده‌اند با استفاده از  $K=0.9$  رسم شده‌اند. با کاهش  $K$  به  $0/7$ ، فشار هوگونیوت اختلاف بیشتری با مقدار داده شده توسط ویلیک پیدا می‌کند.

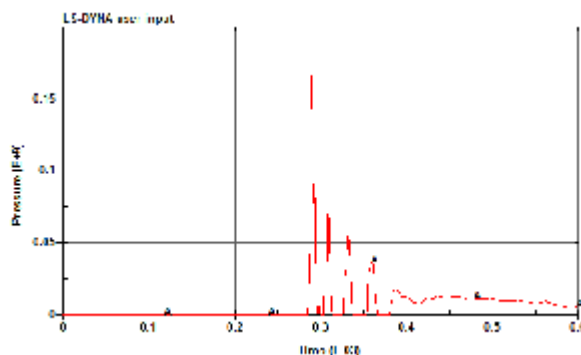
از عوامل دیگری که می‌تواند بر تفاوت نتایج موثر باشد، سایر ساده‌سازی‌هایی است که در مدل‌سازی برخورد پرنده با سطح

<sup>1</sup>. Isotropic

هوگونویوت رخ می‌دهد، شیب توزیع فشار در مرکز سطح بسیار بالاست. لذا هر چه المان‌های نوک پرنده ریزتر باشند، فشار در المان‌های نوک پرنده بالاتر می‌رود؛ چرا که با ریز شدن شبکه-بندی، مرکز المان‌های نوک پرنده به مرکز برخورد نزدیک‌تر می‌شود. برای بررسی این امر، نمودار فشار شبیه‌سازی ۴ با ۱۲ مقایسه می‌شود. برای بررسی دقیق‌تر این مساله خاص، به جای استفاده گام زمانی خروجی  $1 \times 10^{-5} s$  (شکل ۷) از گام زمانی خروجی اطلاعات  $1 \times 10^{-7} s$  استفاده می‌شود (شکل ۱۰). تفاوت در نتایج آن دو، به علت تفاوت در گام زمانی خروجی طبیعی است، چرا که از آنجا که قله‌های فشار در فاصله زمانی بسیار کمی اتفاق می‌افتند، با بزرگتر گرفتن دوره زمانی نوشتن اطلاعات، این قله‌ها در بین دو زمان خاص قرار گرفته و در نتیجه خوانده نمی‌شوند. قابل ذکر است که دوره نوشتن اطلاعاتی که باید برای مقایسه فشار هوگونویوت حل عددی با فشار هوگونویوت آزمون‌های ویلیک استفاده کرد، همچنان همان دوره پاسخ مبدل‌ها در نتایج ویلیک است. بسامد پاسخ مبدل‌ها ۱۰۰ کیلوهرتز (معادل با دوره زمانی  $0.0001$  ثانیه) است. نمایه فشار جدید (با استفاده از دوره نوشتن اطلاعات  $1 \times 10^{-7} s$ ) برای المان‌های نوک پرنده در شبیه‌سازی‌های ۴ و ۱۲ در شکل ۹ و ۱۰ آمده‌است.



شکل ۹- نمایه فشار در المان نوک شبیه‌سازی ۴

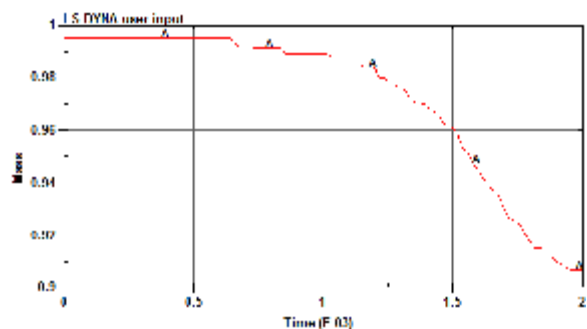


شکل ۱۰- نمایه فشار در المان نوک شبیه‌سازی ۱۲

پرنده با اندازه شبکه ریز، نتایج همچنان اختلاف زیادی را با نتایج تجربی نشان می‌دهد. لذا عامل یا عوامل دیگری نیز بر بالاتر بودن فشار هوگونویوت موثر هستند. در بخش ۹، اثر چگالی شبکه پرنده روی نتایج شبیه‌سازی بررسی می‌شود.

### ۹- بررسی علت اثر تغییر در اندازه شبکه بر نتایج حل

علت دیگری که می‌تواند در اغراق آمیز بودن فشار هوگونویوت (به‌خصوص در حالت با شبکه‌بندی ریز) نقش داشته‌باشد، حذف المان‌هایی است که در تماس با صفحه هدف قراردارند. المان‌هایی که در هنگام برخورد با سطح هدف دچار اعوجاج می‌شوند، توسط کد المان محدود از حل حذف می‌شوند، لذا المان‌هایی که پشت آن‌ها قراردارند، بدون آنکه وجود المان‌های نزدیک‌تر به هدف را حس کنند، با سرعت بالاتری با سطح هدف برخورد می‌کنند. این امر می‌تواند فشار هوگونویوت را از آنچه در واقعیت است، بالاتر ببرد. بدین منظور نمایه تغییر جرم در ۱۶ شبیه‌سازی مختلف مشاهده شد. در هیچکدام از شبیه‌سازی‌های ۱ تا ۸ المانی حذف نشده‌بود. اما در شبیه‌سازی‌های ۹ تا ۱۶، پرنده دچار ۸ تا ۱۸ درصد کاهش در جرم شده‌است. به عنوان نمونه، نمایه تغییر جرم در شبیه‌سازی ۱۲ در شکل ۸ آمده‌است. نکته جالب توجه آنکه با استفاده از کنترل ساعت‌شنی، میزان کاهش جرم در پرنده تا حدی کاهش می‌یابد.

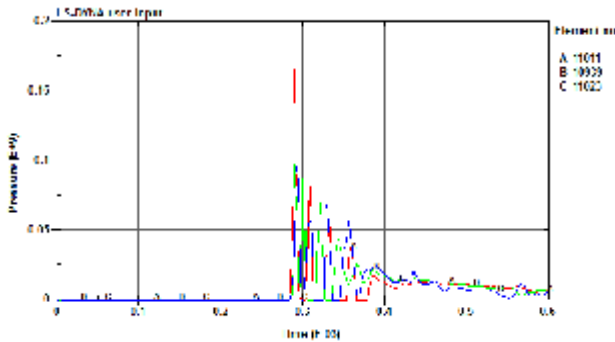


شکل ۸- نمایه تغییر جرم در شبیه‌سازی شماره ۱۲

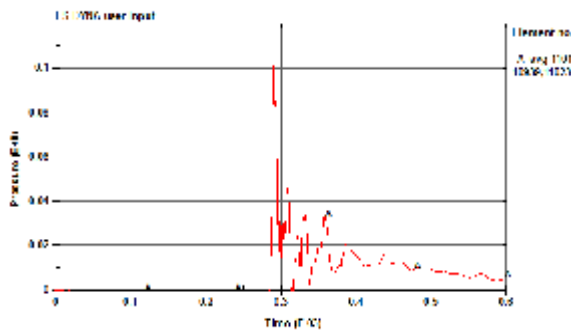
با توجه به شکل ۸ و نمایه‌های تغییر جرم در ۷ شبیه‌سازی دیگر (که در این‌جا برای حفظ اختصار آورده نشده است)، مشاهده می‌شود که کاهش جرم در پرنده از زمان ۰٫۶ تا ۰٫۸ میلی-ثانیه شروع می‌شود. اما با توجه به آن که فشار هوگونویوت در تمامی شبیه‌سازی‌ها، پیش از زمان ۰٫۵ میلی‌ثانیه رخ داده است، این فرضیه نمی‌تواند دلیل قانع‌کننده‌ای برای توجیه بالا بودن فشار هوگونویوت باشد.

فرضیه دیگری که برای بالاتر بودن فشار هوگونویوت در حالت شبکه ریز مطرح می‌شود، آن است که در لحظه‌ای که فشار

آن استفاده شود، نمایه فشار در حالت شبکه‌بندی درشت و ریز در مطابقت خوبی با هم قرار می‌گیرند.



شکل ۱۲- نمایه‌های فشار المان نوک و المان‌های همسایه آن در شبیه‌سازی ۱۲



شکل ۱۳- میانگین نمایه‌های فشار المان نوک و المان‌های همسایه آن در شبیه‌سازی ۱۲

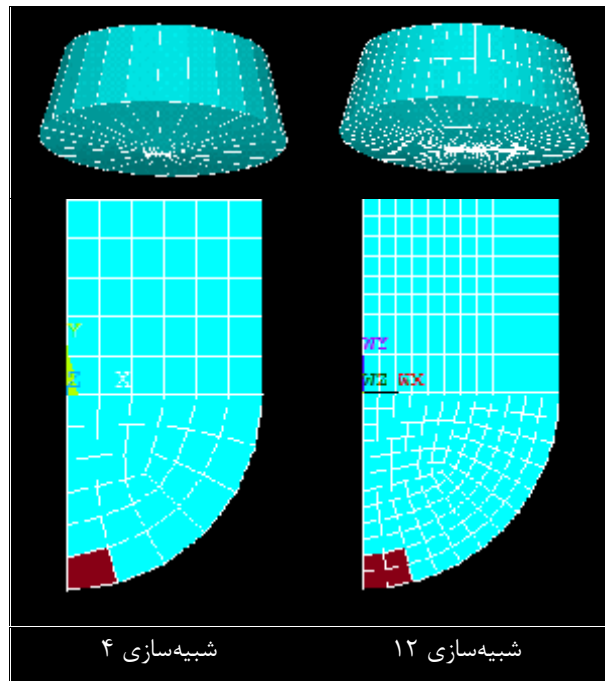
#### ۱۰- نتیجه‌گیری

در کل نتایج به‌دست‌آمده از مدل پرنده لاگرانژی قابل قبول است؛ چرا که پیش‌بینی فشار بالاتر بر اثر برخورد پرنده، بهتر از پیش‌بینی فشار پایین‌تر است. سازه‌ای از هواپیما که قابلیت تحمل فشار بالاتر را دارا باشد، فشار و بارگذاری پایین‌تر را نیز حتماً تحمل می‌کند.

نتایجی که در پایان می‌توان گرفت آن است که:

- علت اختلاف در فشار هوگونیوت شبیه‌سازی‌های با چگالی شبکه متفاوت، المان‌هایی است که برای گرفتن فشار هوگونیوت استفاده می‌شود. با استفاده از تعداد مناسب المان در مدل‌هایی با المان‌های ریزتر، نمایه فشار هوگونیوت در مدل‌های با چگالی شبکه مختلف بر هم تا حد زیادی منطبق می‌شوند.
- در شبیه‌سازی‌های ۵، ۸، ۱۳ و ۱۶ فشار در المان مرکزی در برخی زمان‌ها منفی شده‌است. در این شبیه‌سازی‌ها ماده پرنده از نوع هیدرودینامیک الاستیک-پلاستیک بوده است. در حالیکه در شبیه‌سازی‌ها با ماده نول چنین اتفاقی رخ نداده-

همان‌طور که مشاهده می‌شود همچنان بیشینه فشار در شبیه‌سازی ۱۲ بالاتر است. با توجه به فرضیه بیان‌شده، نمایه فشار المان‌های نوک پرنده در شبیه‌سازی ۴، باید تقریباً با میانگین نمایه‌های فشار المان‌های نوک و المان‌های چسبیده به آن‌ها در شبیه‌سازی ۱۲ منطبق باشد. المان‌های مورد استفاده برای گرفتن فشار هوگونیوت در دو شبیه‌سازی، در شکل ۱۱ که برشی از میان مدل پرنده است، به رنگ قرمز درآمده‌اند. قابل ذکر است که با تخمین خوبی، مجموع حجم المان‌های مورد استفاده برای گرفتن نمایه فشار در دو شبیه‌سازی برابر است. این امر به خوبی در شکل ۱۱ نمایان است.



شکل ۱۱- المان‌های مورد استفاده برای گرفتن فشار هوگونیوت در شبیه‌سازی‌های ۴ و ۱۲

در شکل ۱۲، نمایه‌های فشار المان نوک و سه المان مجاور آن در شبیه‌سازی ۱۲ نشان‌داده شده‌است. همان‌طور که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود المان نوک فشار بیشینه ۱۶۵ مگاپاسکال را تجربه می‌کند در حالیکه سه المان همسایه آن فشار بیشینه ۹۴ مگاپاسکال را تجربه می‌کنند. در شکل ۱۳ میانگین نمایه فشار ۴ المان (المان نوک و ۳ المان مجاور آن) مشاهده می‌شود. با مقایسه شکل ۹ و ۱۳ مشاهده می‌شود که قله فشار در دو شبیه‌سازی ۴ و ۱۲ اختلافی کمتر از ۵ درصد پیدا کرده‌اند. لذا می‌توان نتیجه‌گرفت که در صورتی که برای گرفتن نمایه فشار در مرکز برخورد در شبیه‌سازی با المان‌های درشت، به جای استفاده از المان مرکزی از المان مرکزی به‌همراه المان‌های چسبیده به

airplane flap structure”, Composite Structures 92, pp. 2016–2026, 2010.

[9] Hedayati, R., Ziaei-Rad, S., “Foam-Core Effect on the Integrity of Tailplane Leading Edge During Bird-Strike Event”, JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 48, No. 6, 2011.

[10] Airoidi, A. and Cacchione, B., "Modelling of impact forces and pressures in Lagrangian bird strike analyses". International Journal of Impact Engineering 32, pp. 1651–1677, 2006.

[11] Hedayati, R., Ziaei-Rad, S., “Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method, International Journal of Crashworthiness, 2012, DOI:10.1080/13588265.2012.674333

[12] Johnson, A. F. and Holzapfel, M., “Modelling Soft Body Impact on Composite Structures”, Composite (2010) 61, 103–113, 2003.

[13] Wilbeck James, S., “Impact behavior of low strength projectiles”, Air Force Materials Laboratory; 1977.

[14] Mao, R.H., Meguid, S.A., Ng, T.Y., “Transient three dimensional finite element analysis of a bird striking a fan blade”, Int J Mech Mater Des 4:pp. 79–96, 2008.

[15] LS-DYNA Keyword User’s Manual Ver. 9.71. Livermore Software, Livermore, CA, 2006, pp. 15–19.

[16] Cassenti BN., “Hugoniot pressure loads in soft body impact”, In: Proceedings of the 20th structural dynamics, and materials conference, p. 241–8, 1979.

[17] Banks, R. B. and Chandrasekhara, D. V., "Experimental Investigation of the Penetration of a High-Velocity Gas Jet through a Liquid Surface," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 15, Jan., pp. 13-16, 1963.

[18] Lavoie, M-A, Gakwaya, A. NejadEnsan, M., and Zimcik, D.G., “Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools”, International Review of Mechanical Engineering (I.R.E.M.E.), Vol. 1, pp. 380-389, 2007.

[19] Huertas-Ortecho, C.A., Robust Bird-Strike Modeling Using Ls-Dyna, MSc Thesis, University Of Puerto Rico Mayagüez Campus, 2006.

[20] Meyers, M.A., “Dynamic Behavior of Materials”, John Wiley and Sons, Inc., 1994.

است. لذا می‌توان نتیجه گرفت که ماده نول بهتر می‌تواند فرایند برخورد را مدل کند.

■ در بین کل شبیه‌سازی‌ها، دو شبیه‌سازی ۴ و ۱۲ نزدیکترین نتایج را با نتیجه ویلبک داشته‌اند. در هر دوی این شبیه‌سازی‌ها ماده پرنده از جنس نول و معادله حالت آن گرونیسن بوده- است.

■ استفاده از پرنده با چگالی المان بیشتر باعث بهبود در نتایج نشده‌است و تنها زمان حل را بالا برده‌است. در واقع با استفاده از المان‌های بیشتر نتیجه تغییر نشان نمی‌دهد.

نتیجه نهایی آن‌که در شبیه‌سازی لاگرانژ استفاده از المان‌های کمتر، ماده نول و معادله حالت گرونیسن پیشنهاد می‌شود.

#### مراجع

[1] Baughn, T. V. and Graham, L. W., “Simulation of a Birdstrike Impact on Aircraft Canopy Material”, Journal of Aircraft 25(7), pp. 659–664, 1988.

[2] Boroughs, R. R., “High Speed Bird Impact Analysis of the Learjet 45 Windshield using DYNA3D”, in Proceedings of the 1998 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit and AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Forum, Part 1 (of 4), Long Beach, CA, USA, pp. 49–59, 1998.

[3] Cassenti, B. N., Hugoniot Pressure Loading in Soft Body Impacts, United Technologies Research Center, Connecticut, 1979.

[4] Barber, J. P., Taylor, H. R., and Wilbeck, J. S., Characterization of Bird Impacts on a Rigid Plate: Part 1. Technical report AFFDL-TR-75-5, 1975.

[5] Stoll, F. and Brockman, R. A., “Finite Element Simulation of High-Speed Soft-Body Impacts”, in Proceedings of the 1997 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Part 1 (of 4), Kissimmee, FL, USA, pp. 334–344, 1997.

[6] Langrand, B., Bayart, A. S., Chauveau, Y. and Deletombe, E., “Assessment of Multi-Physics FE Methods for Bird Strike Modelling – Application to a Metallic Riveted Airframe”, International Journal of Crashworthiness 7(4), pp. 415–428, 2002.

[7] Wang, F.S., Yue, Z.F., “Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike”, Materials and Design 31, pp. 687–695, 2010.

[8] Smojver, I., Ivanc'evic, D., “Numerical simulation of bird strike damage prediction in