



## Numerical Simulation of Fluid Solid Interaction of a Passenger Plane Ditching in Water

Hossein Hassani Satehi<sup>1</sup>; Farhad Haji Aboutalebi<sup>2</sup> ; Hamid Beheshti<sup>3</sup> 

<sup>1</sup> Master's degree, Isfahan University, Isfahan, Iran . Email Address:hosseinhasani1@gmail.com

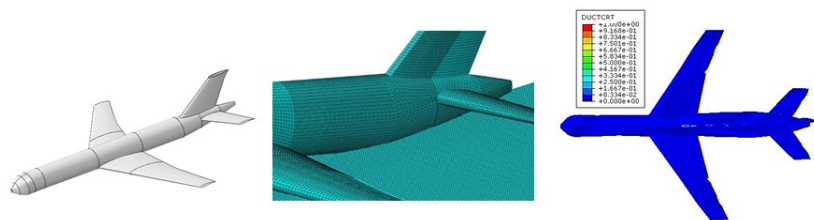
<sup>2</sup> Associate Professor, Isfahan University, Isfahan, Iran Email Address: f.hajiaaboutalebi@eng.ui.ac.ir

<sup>3</sup> Associate Professor, Isfahan University, Isfahan, Iran Email Address: hamid.beheshti@eng.ui.ac.ir

### HIGHLIGHTS

- Ditching of a passenger plane with real scale in water has been simulated.
- Effect of plane heading angle, plane speed angle, and speed during the ditching has been studied.
- The appropriate range for each of the parameters to have a safe ditching has been determined.

### GRAPHICAL ABSTRACT



### ARTICLE INFO

#### Article history:

Article Type: Research paper

Received: 06 July 2025

Received in revised form: 06 September 2025

Accepted: 14 September 2025

Available online: 29 September 2025

#### Keywords:

Numerical simulation

Fluid solid interaction (FSI)

Ditching

Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE)

### ABSTRACT

Ditching is an important challenge in the safety of air vehicles and has not been investigated yet from the perspective of damage mechanics. In this research first, using the Abaqus software, an arbitrary Lagrangian Eulerian model is created to numerically simulate the fluid solid interaction of the ditching of a passenger plane with real scale in water. Then, the simulations are carried out in the case of elastic deformations, compared with the results of previous studies and validated. The elastic simulations are far from the real state, so for the more accurate study, the rate dependent plastic criterion with the isotropic hardening combined with the ductile damage criterion are added to precisely predict the damaged and fractured zones of the aircraft structure as well as the negative acceleration applied to the passengers. Finally, the effect of important parameters such as the angle of the plane, angle of the plane speed, and speed value during the ditching on the forces transferred to the cabin and passengers are investigated. The results reveal that the angle of the plane with the horizon of 10 to 15 degree, the angle of the plane's speed vector with the horizon of 10 degree, and the maximum ditching speed of 15 meter per second are the appropriate range of each of the effective parameters to have a safe ditching and avoid the risk of death of the passengers.

**Cite this article:** Hassani Satehi H, Haji Aboutalebi F, Beheshti H.. Numerical Simulation of Fluid Solid Interaction of a Passenger Plane Ditching in Water. Aerospace Mechanics. 2025; 21(3):11-25.

DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1497>

© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

**Publisher:** Imam Hossein University.



OPEN  ACCESS



## شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش جامد-سیال فرود اضطراری یک هواپیمای مسافربری در آب

حسین حسنی ساطحی<sup>۱</sup>، فرهاد حاجی ابوطالبی<sup>۲\*</sup>، حمید بهشتی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> کارشناس ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران hosseinhasani1@gmail.com

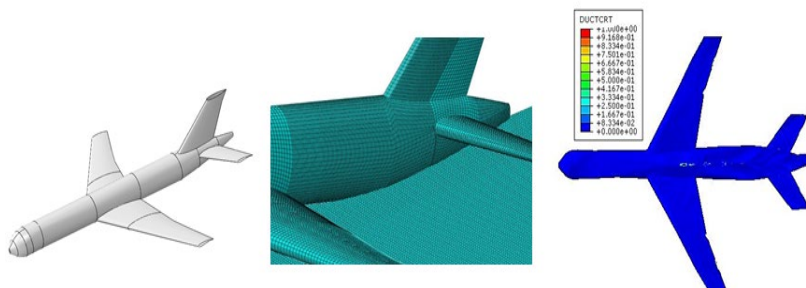
<sup>۲</sup> دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران f.hajiboutalebi@eng.ui.ac.ir

<sup>۳</sup> دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران hamid.beheshti@eng.ui.ac.ir

### برجسته‌ها

- فرود اضطراری یک هواپیمای مسافربری با مقیاس واقعی در آب شبیه‌سازی شده است.
- تأثیر زاویه راستای هواپیما، زاویه سرعت هواپیما و سرعت هنگام فرود اضطراری مطالعه گردیده است.
- محدوده مناسب برای هر یک از پارامترها جهت داشتن فرود اضطراری ایمن تعیین شده است.

### چکیده گرافیکی



### مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:  
 نوع مقاله: علمی پژوهشی  
 دریافت: ۱۴۰۴/۰۴/۱۵  
 بازنگری: ۱۴۰۴/۰۶/۱۵  
 پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۲۳  
 ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۷/۰۷  
 کلید واژه‌ها:  
 شبیه‌سازی عددی  
 برهم‌کنش جامد-سیال  
 فرود اضطراری  
 روش لاگرانژی-اویلری اختیاری

### چکیده

فرود اضطراری یک چالش مهم در ایمنی وسایل نقلیه هوایی بوده و تاکنون از دیدگاه مکانیک آسیب بررسی نشده است. در این تحقیق ابتدا، با استفاده از نرم‌افزار آباکوس یک مدل لاگرانژی-اویلری اختیاری برای شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش جامد-سیال فرود اضطراری یک هواپیمای مسافربری با مقیاس واقعی در آب ایجاد می‌شود. سپس، شبیه‌سازی‌ها در حالت تغییرشکل‌های الاستیک برای هواپیما انجام شده، با نتایج مطالعات قبلی مقایسه و اعتبارسنجی می‌گردند. نتایج شبیه‌سازی‌های الاستیک دور از حالت واقعی بوده، بنابراین به منظور مطالعه دقیق‌تر، معیار پلاستیک وابسته به نرخ کرنش با کارسختی همسان گرد به همراه معیار آسیب نرم به مدل اضافه شده تا ناحیه آسیب‌دیده و تخریب‌شده سازه هواپیما و شتاب منفی وارد بر سرنشینان به‌دقت پیش‌بینی گردد. در نهایت، تأثیر پارامترهای موثر مانند زاویه راستای هواپیما، زاویه سرعت هواپیما و اندازه سرعت هنگام فرود اضطراری بر میزان شتاب منفی وارده به محیط کابین و سرنشینان مطالعه می‌شوند. نتایج آشکار می‌کند که زاویه راستای هواپیما با افق ۱۰ تا ۱۵ درجه، زاویه راستای بردار سرعت هواپیما با افق ۱۰ درجه و حداکثر سرعت فرود ۱۵ متر بر ثانیه، محدوده مناسب هر یک از پارامترهای موثر جهت داشتن فرود اضطراری ایمن و دوری از خطر مرگ سرنشینان است.

استناد: حسنی ساطحی، حاجی ابوطالبی فرهاد، بهشتی حمید. شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش جامد-سیال فرود اضطراری یک هواپیمای مسافربری در آب. هوا فضا، (۱۴۰۴)؛ ۲۱(۳): ۲۵-۱۱. DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1457>

نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند. ©



ناشر: دانشگاه جام امام حسین(ع).



## ۱- مقدمه

فرود اضطراری<sup>۱</sup> در آب زمانی اتفاق می‌افتد که خلبان برای حفظ جان مسافری و خدمه هواپیما چاره‌ای جز فرود در آب نداشته باشد. در بعضی مواقع فرود اضطراری با موفقیت انجام شده اما در برخی حالات هواپیما دچار آسیب جدی گردیده و درهم می‌شکند. فرود اضطراری، به‌صورت فرود کنترل‌شده هواپیما در شرایط اجباری در آب تعریف می‌گردد. در این حالت فرض می‌شود خلبان کنترل کافی و موقعیت مناسب برای انجام فرود را ندارد. فرآیند کلی فرود اضطراری را می‌توان در چهار مرحله نزدیکی به سطح آب، برخورد، نشست و غوطه‌وری در آب توصیف کرد [۱].

در دهه‌های اخیر، چندین مورد از فرود اضطراری هواپیماهای غیرنظامی گزارش گردیده است. اکثر این هواپیماها به دلیل اتمام سوخت مجبور به فرود اضطراری در دریا شدند. معروف‌ترین مورد مربوط به پرواز هواپیمای ایرباس<sup>۲</sup> مدل ۳۲۰ در فرودگاه لاگواردیا<sup>۳</sup> ایالت نیویورک آمریکا در سال ۲۰۰۹ میلادی است. این هواپیما لحظاتی پس از پرواز به یک دسته گاز برخورد کرده و هر دو موتور خود را از دست داد. خلبان روی رودخانه هیودسون<sup>۴</sup> فرود آمد و کلیه ۱۵۵ سرنشین آن سالم خارج شدند [۲].

در سال ۱۹۲۹ میلادی کارمن<sup>۵</sup> برای اولین بار نیروهای ناشی از برخورد یک هواپیما هنگام فرود روی سطح آب را به‌صورت تحلیلی محاسبه نمود [۳]. واتانابه<sup>۶</sup> آزمایش سقوط مخروط‌هایی با زاویه شیب و سرعت‌های برخورد مختلف را انجام داده و نیروهای ناشی از برخورد را تعیین نمود [۴]. این نتایج تجربی، برای اعتبارسنجی و توسعه روش‌های تحلیلی بسیار مهم بود. بروکس<sup>۷</sup> و اندرسون<sup>۸</sup> برای اولین بار ورود فضاپیماها به آب را شبیه‌سازی نموده و نتایج را با

داده‌های آزمایش مدل کامل اعتبارسنجی کردند. ایشان با مقایسه داده‌های تجربی و نتایج عددی، سودمند بودن استفاده از روش المان محدود برای شبیه‌سازی برخورد جامد و سیال را نشان دادند [۵]. سولی<sup>۹</sup> و همکاران با اضافه نمودن یک حل‌گر لاگرانژی-اولیری<sup>۱۰</sup> به نرم‌افزار المان محدود ال‌اس‌داینا<sup>۱۱</sup>، توانستند مسایل برهم‌کنش جامد و سیال را با دقت مطلوبی شبیه‌سازی کنند [۶]. تات<sup>۱۲</sup> و تیلور<sup>۱۳</sup> نشست یک وسیله نقلیه هوایی در آب را شبیه‌سازی کرده و نشان دادند با تغییر زاویه ورود وسیله به آب می‌توان شتاب وارد بر سرنشینان را تا ۵ برابر کاهش داد [۷].

در مطالعات مذکور، اجسام برخوردکننده به‌صورت صلب در نظر گرفته شده‌اند، حال آن‌که در برخوردهای واقعی، برخی از تغییرشکل‌های پلاستیک در جسم رخ می‌دهد. این تغییرشکل‌های پلاستیک، جریان اطراف جسم و هم‌چنین توزیع فشار را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۸].

رابیر<sup>۱۴</sup> و مداله<sup>۱۵</sup> یک الگوریتم اتصال که در آن اصلاح مش اعمال نشده بود را ارایه دادند که در آن فقط به حرکات کوچک سیال جهت جلوگیری از تحریف مش اجازه حرکت داده می‌شد [۹]. الگوریتمی که اغلب در این زمینه استفاده می‌شود اتصال لاگرانژی-اولیری است که یک نمونه از آن را می‌توان در تحقیقات آکوئلت<sup>۱۶</sup> و همکاران یافت [۱۰]. در این اتصال، سیال با یک المان ثابت مدل گردیده و محل سطح آزاد نمی‌تواند با دنبال کردن جابجایی گره‌ها محاسبه شود. بنابراین، یک رویکرد متفاوت جهت تعیین سطح آزاد مورد نیاز است.

Souli<sup>۹</sup>Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE)<sup>۱۰</sup>LS-DYNA<sup>۱۱</sup>Tutt<sup>۱۲</sup>Taylor<sup>۱۳</sup>Rabier<sup>۱۴</sup>Medale<sup>۱۵</sup>Aquelet<sup>۱۶</sup>Ditching<sup>۱</sup>Airbus<sup>۲</sup>Laguardia<sup>۳</sup>Hudson<sup>۴</sup>Karman<sup>۵</sup>Watanabe<sup>۶</sup>Brooks<sup>۷</sup>Anderson<sup>۸</sup>

فرود اضطراری یک هواپیما در آب همراه با جریان باد را شبیه‌سازی کرده و نتیجه گرفتند که حرکت نسبی بین مدل آب و هواپیما بر دقت نتایج عددی تاثیر به‌سزایی دارد [۱۶]. در این تحقیق ابتدا، یک مدل کامل لاگرانژی-اولیری اختیاری از یک هواپیمای مسافربری واقعی برای شبیه‌سازی‌های جامد-سیال ایجاد می‌شود. سپس، به‌منظور تعیین دقیق تغییرشکل‌های هواپیما و همچنین میزان آسیب وارد بر هواپیما و سرنشینان هنگام فرود اضطراری هواپیما در آب، شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از معیار پلاستیک وابسته به نرخ کرنش و معیار آسیب نرم انجام می‌گیرد. در نهایت، تأثیر پارامترهای موثر بر رفتار سازه مانند زاویه راستای هواپیما با افق، زاویه بردار سرعت با افق و بزرگی سرعت مطالعه شده و محدوده مناسب هر یک از آن‌ها تعیین می‌گردد.

## ۲- مبانی تئوری برهم‌کنش جامد-سیال

برهم‌کنش جامد و سیال زمانی اتفاق می‌افتد که جامد با سیال برخورد داشته و حرکت آن‌ها به‌یکدیگر وابسته باشد. به‌عبارت دیگر تنش اعمالی از سیال باعث تغییرشکل سازه شده و به‌دنبال آن تغییرشکل سازه نیز در میدان جریان سیال تاثیر می‌گذارد. با پیشرفت امکانات پردازش محاسباتی، برای شبیه‌سازی عددی دینامیک جامدات محاسباتی<sup>۱۲</sup> و دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۱۳</sup> از شبیه‌سازی پردازش فیزیکی استفاده شد. در مسایل برخورد با آب اگرچه CFD بستر مناسبی برای کنترل تغییرشکل‌های زیاد فراهم می‌کند، اما هزینه محاسباتی آن نسبت به روش‌های محاسباتی دیگر مانند روش المان محدود<sup>۱۴</sup> بیشتر است. در روش المان محدود چندین راه برای تحلیل برخورد سازه و سیال وجود دارد که به دو گروه کلی روش‌های بر پایه مش و بدون مش تقسیم‌بندی می‌شوند. روش‌های بر پایه مش، خود به سه گروه لاگرانژی، اولیری و لاگرانژی-اولیری اختیاری که به اختصار ALE گفته می‌شود،

یکی از محبوب‌ترین مدل‌ها، مدل حجم سیال<sup>۱</sup> است. در این مدل پارامتر کسر حجمی، میزان کسر حجمی از یک سلول اشغال شده توسط سیال تعریف گردیده که مقداری بین صفر و یک دارد. سلول‌هایی با کسر حجمی صفر یا یک، سلول‌های خالص و سلول‌هایی با کسر حجمی بین صفر و یک، سلول ترکیبی نامیده می‌شوند. این روش اولین بار توسط هرت<sup>۲</sup> و نیکولس<sup>۳</sup> معرفی گردید [۱۱]. همچنین ریدر<sup>۴</sup> و کوت<sup>۵</sup> برای محاسبه پارامتر کسر حجمی، چهار مرحله در نظر گرفتند. در مرحله اول، حجم در قسمت‌های گسسته با استفاده از یک مش تقسیم می‌شد. در مرحله دوم، سطح آزاد گسسته می‌گردید. در مرحله سوم، جریان‌های مواد محاسبه شده و در مرحله آخر، حجم‌ها در یک سطح جدید گنجانده می‌شدند [۱۲].

بیساگنی<sup>۶</sup> و پیگازینی<sup>۷</sup> با استفاده از یک مدل لاگرانژی-اولیری اختیاری، توانستند برخورد یک هواپیمای نمونه به آب را شبیه‌سازی نموده و در مقایسه با نتایج تجربی به‌دقت مناسبی دست یابند [۱۳]. جیانگ<sup>۸</sup> و همکاران به مطالعه زمان شناوری حالت‌های مختلف هواپیما و تأثیر موقعیت مرکز ثقل آن‌ها پرداخته و نشان دادند زمانی که مرکز ثقل بالاتر باشد فرود اجباری روی آب به‌طور قابل توجهی ایمن‌تر خواهد بود [۱۴]. همچنین وو<sup>۹</sup> و گوو<sup>۱۰</sup> رویکردی جدید برای شبیه‌سازی فرود اضطراری یک مدل مقیاس شده از هواپیما را توسعه داده و توانستند به‌دقت بهتری نسبت به مطالعات عددی قبلی دست یابند [۱۵]. ژا<sup>۱۱</sup> و همکاران نیز

Volume of fluid (VOF)<sup>۱</sup>

Hirt<sup>۲</sup>

Nikols<sup>۳</sup>

Rider<sup>۴</sup>

Kothe<sup>۵</sup>

Bisagni<sup>۶</sup>

Pigazzini<sup>۷</sup>

Jiang<sup>۸</sup>

Wu<sup>۹</sup>

Guo<sup>۱۰</sup>

Zha<sup>۱۱</sup>

Computational solid dynamics (CSD)<sup>۱۲</sup>

Computational fluid dynamics (CFD)<sup>۱۳</sup>

Finite element method (FEM)<sup>۱۴</sup>

اولین پژوهش در مورد الگوریتم لاگرانژی-اویلری اختیاری توسط نوح<sup>۱</sup> ارائه شد [۱۸]. این الگوریتم جدید ترکیبی از الگوریتم لاگرانژی و اویلری است. در این روش، مش می‌تواند همراه با ماده منتقل شود، ثابت در فضایی باشد یا حتی در یک جهت ثابت بوده اما در جهات دیگر همراه با ماده منتقل گردد. این روش، برای رفع مشکلات متعدد در مسایل تغییرشکل‌های بزرگ اجسام مانند برخورد سازه با آب بسیار کارآمد است.

در این پژوهش، برای مدل‌سازی دامنه سیال از حل گر ALE موجود در نرم‌افزار آباکوس<sup>۲</sup> استفاده می‌شود. مطابق فرمول‌بندی ALE می‌توان نوشت [۱۹]:

$$\frac{\partial f(X,t)}{\partial t} = \frac{\partial f(\chi,t)}{\partial t} + c_i \frac{\partial f(x,t)}{\partial x_i} \quad (1)$$

که در آن  $f$  یک تابع دلخواه،  $X$  مختصه لاگرانژی،  $t$  زمان،  $x$  مختصه ALE و  $x$  یک مختصه اویلری است.  $c_i = u_i - v_i$  سرعت نسبی،  $u_i$  سرعت ماده و  $v_i$  سرعت مرجع است. معادلات حاکم برای سیال نیز به شرح زیر هستند:

الف) معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho(\chi,t)}{\partial t} = -\rho \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - c_i \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (2)$$

که  $\rho$  چگالی سیال است.

ب) معادله حرکت یا معادله ناویر<sup>۳</sup>-استوکس<sup>۴</sup> در هیدرودینامیک به شکل زیر بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial u_i(\chi,t)}{\partial t} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i - c_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

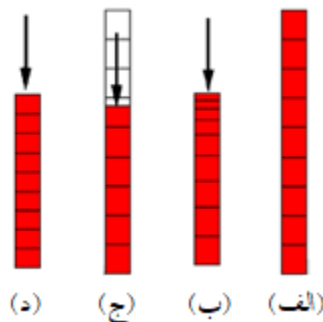
که  $b_i$  نیروی حجمی است.  $\sigma_{ij}$  تانسور تنش در سیال نیوتنی بوده که وابسته به سرعت است:

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

$p$  فشار و  $\mu$  لزجت سیال است.

تقسیم می‌گردند. در روش لاگرانژی، ماده نسبت به مش ثابت است و همراه آن حرکت می‌کند. در روش اویلری، مش در جای خود ثابت بوده و ماده از میان آن عبور می‌کند. در روش لاگرانژی-اویلری اختیاری، فرمول‌بندی اویلری برای مرز ثابت، فرمول‌بندی لاگرانژی برای مرز متحرک و فرمول‌بندی لاگرانژی-اویلری اختیاری برای سایر مناطق استفاده گردیده و اجازه حرکت اختیاری نقاط شبکه نسبت به مبداء مختصات را فراهم می‌سازد. مزایایی چون دقت و سادگی اعمال این روش باعث شده که استفاده از این نوع فرمول‌بندی متداول گردد.

در بسیاری از شبیه‌سازی‌های تغییرشکل‌های بزرگ قطعات که همراه با رفتار غیرخطی مصالح یا رفتار غیرخطی هندسی هست، المان‌ها دچار واپیچش شده و با پیشروی تحلیل در نرم‌افزار، شکل المان‌ها به گونه‌ای تغییر می‌کند که دقت لازم برای تخمین پاسخ صحیح را از دست می‌دهند. در برخی موارد حتی تحلیل بدون رسیدن به پایان مرحله بارگذاری موردنظر، به دلایل خطاهای عددی، دچار ناپایداری می‌شود. یکی از ابزارهای کاربردی در هنگام مواجه شدن با مشکل مذکور، استفاده از قابلیت مش سازگار یا مش اختیاری موسوم به لاگرانژی-اویلری اختیاری است. در این روش، در بازه‌های منظم، مش نسبت به ماده لغزانده می‌شود تا نسبت طول به عرض المان و زوایای المان در محدوده مناسب باقی بماند. در شکل ۱ تفاوت تغییرشکل در هر سه نوع مش نشان داده شده است [۱۷].



شکل ۱: انواع مش: الف) قبل از تحلیل، ب) لاگرانژی، ج)

اویلری و د) لاگرانژی-اویلری اختیاری [۱۷]

<sup>۱</sup> Noh

<sup>۲</sup> Abaqus

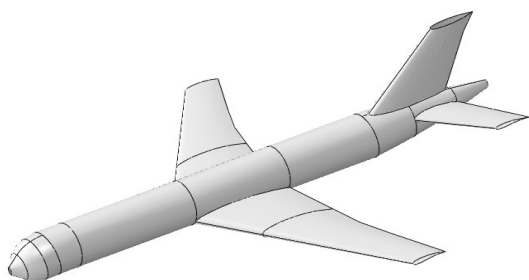
<sup>۳</sup> Navier

<sup>۴</sup> Stokes

موتورها نیز روی بال‌ها اعمال شد. با توجه به تقارن، نصف هندسه مدل گردید. مطابق شکل ۲، این مدل شامل بدنه، نوک، دم، باله‌های افقی، عمودی و بال‌های بزرگ است.

جدول ۱: ابعاد هواپیمای بویینگ مدل ۲۰۰-۷۵۷

وزن	عرض	ارتفاع	طول بال	طول
ton	m	m	m	m
۵۷	۴/۵	۵	۴۰	۵۰



شکل ۲: مدل ایجاد شده هواپیمای بویینگ مدل ۲۰۰-۷۵۷

برای بدنه هواپیما، جنس آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ در نظر گرفته شد. با توجه به نرخ کرنش زیاد در هنگام برخورد و همچنین عدم وجود بارگذاری‌های چرخه‌ای، برای فاز پلاستیک، از مدل پلاستیسیته فون میز<sup>۳</sup> وابسته به نرخ کرنش با سخت‌شوندگی همسان‌گرد استفاده گردید. خواص الاستیک و پلاستیک (نمودار تنش تسلیم  $\sigma_y$  برحسب کرنش پلاستیک  $\epsilon_p$ ) این ماده به ترتیب در جدول ۲ و شکل ۳ ارایه شده است [۱۷].

برای پیش‌بینی آسیب و رشد آن در سازه نیاز به اضافه کردن یک معیار آسیب است. مدل‌های متنوعی برای آسیب نرم، ترد، خزشی، خستگی پرچرخه و کم‌چرخه پیشنهاد شده است. چنانچه در بروز ترک و شکست ماده کرنش پلاستیک قابل توجهی وجود داشته باشد، آسیب نرم خواهد بود. با توجه به این‌که آلیاژ آلومینیوم مورد نظر دارای کرنش پلاستیک قابل توجهی است، رفتاری کاملاً نرم داشته و بنابراین معیار آسیب نرم هوپوترا<sup>۴</sup> انتخاب گردید. شکل ۴،

این معادلات با شرایط زیر حل می‌شوند:

$$\sigma_{ij} n_{ij} = 0 \quad \text{on} \quad \Gamma_1 \quad (5\text{-الف})$$

$$u_i = u_i^0 \quad \text{on} \quad \Gamma_2 \quad (5\text{-ب})$$

$n_i$  بردار نرمال یکه بیرونی روی مرز بدون ترکشن  $\Gamma_1$  و  $u_i^0$  سرعت روی مرز مقید  $\Gamma_2$  است [۱۹]. معادلات ALE در دو حالت لاگرانژی و همرفت مورد استفاده قرار می‌گیرند. در حالت لاگرانژی، به علت وجود نیروهای داخلی و خارجی، برای محاسبه تغییرات سرعت، مش همراه با ماده حرکت نموده و معادله تعادل به صورت زیر خواهد بود:

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \rho b_i \quad (6)$$

### ۳- شبیه‌سازی‌های عددی

در این تحقیق، یک مدل کامل لاگرانژی-اولیری کویل‌شده برای شبیه‌سازی برهم‌کنش جامد-سیال فرود اضطراری یک هواپیمای مسافربری واقعی در آب ایجاد گردیده و در نرم‌افزار المان محدود آباکوس شبیه‌سازی می‌شود.

#### ۳-۱- مدل‌سازی هواپیما

برای انجام شبیه‌سازی‌های عددی، ابتدا هندسه یک هواپیمای مسافربری بویینگ<sup>۱</sup> مدل ۲۰۰-۷۵۷ با مقیاس واقعی ساخته شد. همان‌گونه که جدول ۱ نشان می‌دهد ابعاد مدل هواپیما مطابق تحقیق چنگ<sup>۲</sup> و همکاران [۲۰] انتخاب گردید. برای رسیدن به یک شبکه المان یا مش مناسب و همچنین صرفه‌جویی در زمان، از تاثیرات شکل موتور، صفحات کوچک، ورودی‌ها و خروجی‌ها، ارباهای فرود و غیره در مدل‌سازی صرف‌نظر گردید. جرم تجهیزات و سازه‌های داخلی، ارباهای فرود و همچنین سرنشینان هواپیما به صورت متمرکز به پایین بدنه هواپیما و جرم

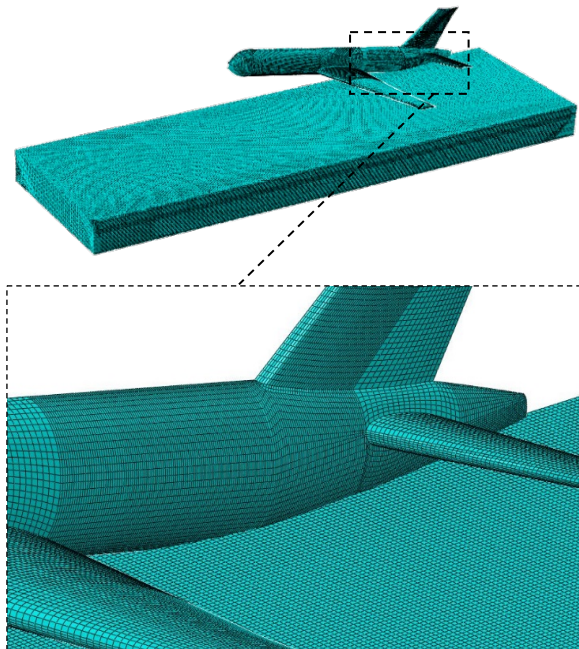
<sup>۳</sup> Von Misses  
<sup>۴</sup> Hooputra

<sup>۱</sup> Boeing  
<sup>۲</sup> Cheng

تعریف شد. مطابق جدول ۳، خواص چگالی، سرعت انتشار موج و هم‌چنین لزجت آب و هوا انتساب گردید. به‌منظور مدل کردن یک دامنه نامحدود، به مرزهای قسمت اویلری خاصیت غیرانعکاسی<sup>۲</sup> داده شد. وجود این خاصیت ضروری است، چون در غیر این صورت موج‌های ضربه‌ای به مرزهای اویلری انعکاس داده شده و فشار فصل مشترک، جسم و آب را تحت تأثیر قرار می‌دهد. هم‌چنین شرایط مرزی روی گره‌های اویلری اعمال می‌گردند [۱۹]. مطابق شکل ۵، برای المان‌بندی از المان‌های اویلری آجری سه‌بعدی هشت‌گره‌ای EC3D8R استفاده شد.

جدول ۳: خواص فیزیکی استفاده شده برای آب و هوا

پارامتر	آب	هوا
چگالی (Kg/m <sup>3</sup> )	۱۰۰۰	۱/۲
سرعت (m/s)	۱۴۸۱	۳۴۳/۲
لزجت (Pa.s)	۰/۰۰۱	۱/۷۸*۱۰ <sup>-۵</sup>
ابعاد (m)	۲۰۰*۱۰۰*۵۰	۲۰۰*۱۰۰*۱۰

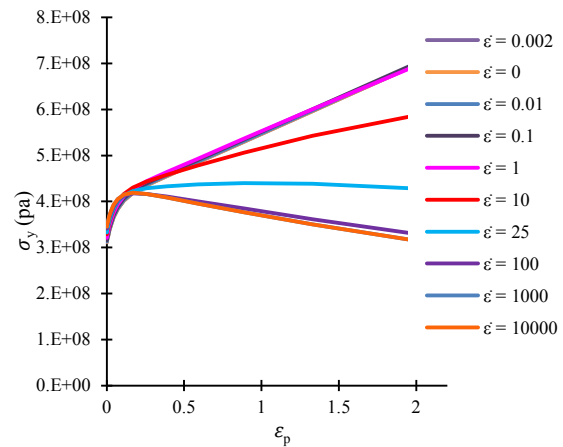


شکل ۵: مدل المان‌محدود آب و هواپیما

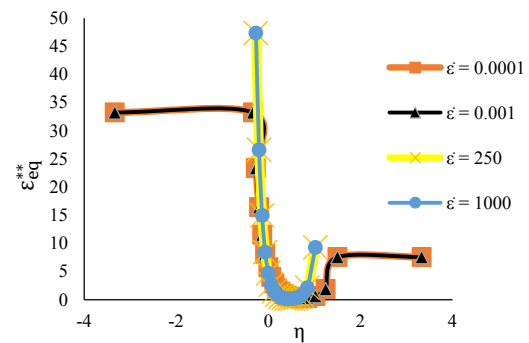
پارامترهای موردنیاز این معیار که شامل منحنی کرنش شکست  $\epsilon_{eq}^{**}$  برحسب تنش سه‌محوره  $\eta$  (نسبت تنش هیدرواستاتیک به تنش معادل فون میزر) ماده در نرخ کرنش‌های متفاوت است را نشان می‌دهد [۲۱].

جدول ۲: خواص الاستیک آلومینیوم ۷۰۷۵ [۲۱]

$\nu$	E GPa	$\rho$ Kg/m <sup>3</sup>
۰/۳	۷۰	۲۷۰۰



شکل ۳: رفتار پلاستیک آلومینیوم ۷۰۷۵ در نرخ کرنش‌های متفاوت [۲۱]



شکل ۴: خواص آسیب نرم آلومینیوم ۷۰۷۵ [۲۱]

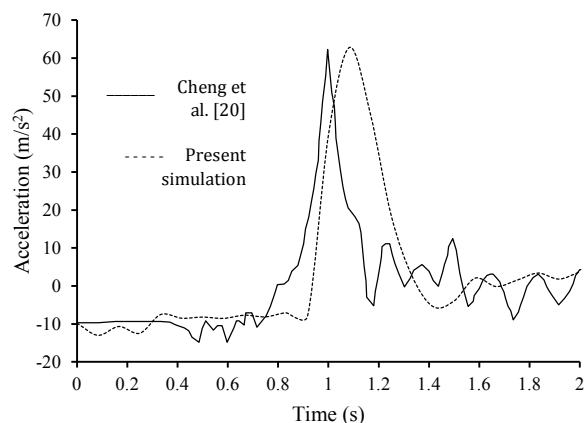
### ۳-۲- مدل‌سازی آب و هوای اطراف

برای مدل‌سازی آب و هوای اطراف آن دامنه‌ای از المان‌های ALE به‌صورت یک محیط بی‌نهایت و توسط معادله حالت<sup>۱</sup>

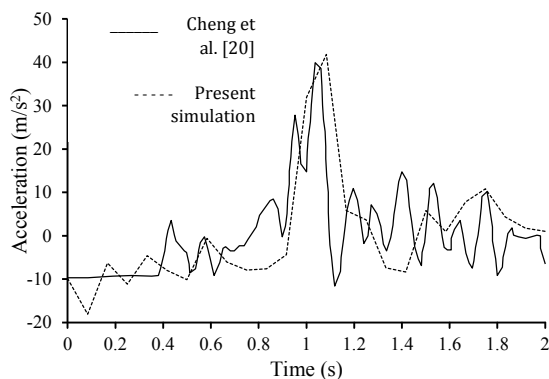
<sup>۲</sup> Nonreflective

<sup>۱</sup> Equation of state (EOS)

مناسبی داشته و بیشترین اختلاف نسبی در شتاب بیشینه برابر با ۵ درصد است. اختلاف فوق، تنها به دلیل عدم در دسترس بودن جزییات هندسی مانند شعاع گوشه‌ها در مرجع مذکور و خطاهای عددی ناشی از حل گرهای مختلف در نرم‌افزارهای متفاوت است. مطابق نتایج حاصله، مشاهده می‌شود که در این فرود اضطراری، بیشینه شتاب وارد بر هواپیما و مسافری برابر با  $60 \text{ m/s}^2$  (تقریباً 6g) است.



شکل ۶: نمودار شتاب-زمان برای نقطه ۱۰ متری



شکل ۷: نمودار شتاب-زمان برای نقطه ۲۵ متری

#### ۴-۲- مطالعه مش

پس از اعتبارسنجی مدل المان محدود با نتایج مطالعه چنگ و همکاران [۲۰] که در آن هواپیما صرفاً در فاز الاستیک مورد بررسی قرار گرفت، برای مطالعه دقیق تغییر شکل‌ها و همچنین میزان آسیب وارده به هواپیما و سرنشینان، نیاز به شبیه‌سازی هواپیما در فاز پلاستیک و آسیب است. برای

المان اوپلری باید به‌میزان کافی کوچک باشد تا فشارهای برخورد و لایه مرزی اطراف جسم برخوردکننده را دربر بگیرد. بنابراین، اندازه المان‌های اوپلری تقریباً باید با اندازه المان‌های لاگرانژی برابر باشد. این کار باعث جلوگیری از نفوذ سیال به داخل المان‌های لاگرانژی می‌شود.

#### ۴- نتایج عددی

پس از ساخت مدل المان محدود هواپیما، آب، انتساب خواص و شرایط مرزی، کلیه شبیه‌سازی‌های عددی انجام گرفته و نتایج حاصل گردید.

#### ۴-۱- اعتبارسنجی

برای اعتبارسنجی مدل المان محدود، ابتدا مطابق مدل‌سازی چنگ و همکاران [۲۰]، هواپیما به صورت یک ماده صرفاً الاستیک تعریف شد. نمودارهای شتاب و سرعت دو نقطه انتخابی آن به فاصله ۱۰ و ۲۵ متر از نوک هواپیما و در ناحیه کف استخراج گردیده و با نتایج شبیه‌سازی ایشان که توسط نرم‌افزار ال‌اس‌داین‌ا انجام شده مقایسه گردید. در این حالت، هواپیما با شرایط اولیه و مرزی مشخص شده در جدول ۴ و در آب ساکن (بدون در نظر گرفتن امواج) فرود اضطراری انجام می‌دهد. زاویه بدنه هواپیما و بال‌های آن با مسیر حرکت کنونی (زاویه حمله) ۱۰ درجه و شتاب گرانش  $9/81 \text{ m/s}^2$  لحاظ شد.

جدول ۴: شرایط اولیه و مرزی

زمان	سرعت	سرعت	زاویه
برخورد	افقی	عمودی	حمله
s	m/s	m/s	deg
۲	۱۰	۱	۱۰

شکل‌های ۶ و ۷ نمودارهای شتاب-زمان نقاط ۱۰ و ۲۵ متری از نوک هواپیما حاصل از نتایج شبیه‌سازی حاضر و همچنین پژوهش چنگ و همکاران [۲۰] را نمایش می‌دهند. مقایسه نمودارها آشکار می‌کند که نتایج شبیه‌سازی حاضر به خوبی با نتایج مرجع فوق مطابقت و همبستگی

که جدول مذکور نشان می‌دهد، از مقدار شتاب منفی ۳۰ به بالا آسیب شدیدی به مسافریین وارد می‌گردد. در ادامه، به منظور تعیین میزان شتاب منفی وارده و در نتیجه نیروی اعمال شده به کابین مسافریین و هواپیما، تأثیر پارامترهای موثر در هنگام فرود اضطراری مطابق با شرایط عملی و هم‌چنین مرجع [۱۳] بررسی می‌گردد. همان‌گونه که شکل ۸ [۱۳] نشان می‌دهد، این پارامترهای موثر شامل زاویه راستای هواپیما با راستای افق  $\theta$ ، زاویه راستای بردار سرعت با راستای افق  $\phi$  و اندازه سرعت هواپیما  $V$  در هنگام فرود اضطراری هستند. پس از انجام شبیه‌سازی‌های عددی، نمودارهای شتاب منفی کل هواپیما در سه نقطه از کف آن مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج حاصله با آستانه تحمل شتاب منفی برای سرنشینان که در جدول ۶ [۲۲] آمده مقایسه می‌گردد.

**جدول ۶:** آسیب ایجاد شده در مقادیر شتاب منفی متفاوت [۲۲]

مقدار شتاب منفی (G)	آسیب ایجاد شده
۳۰-۲۰	فشردگی ستون فقرات
۳۰	شکستگی بینی
۴۰-۲۰	دررفتگی مفاصل
۴۰	شکستگی فک
۵۰	شکستگی آرواره
۵۰	پارگی آئورت
۱۰۰-۸۰	قطع آئورت
۲۰۰-۱۰۰	شکستگی لگن
۳۰۰-۲۰۰	قطع ستون فقرات
۳۵۰	تکه‌تکه شدن کل بدن

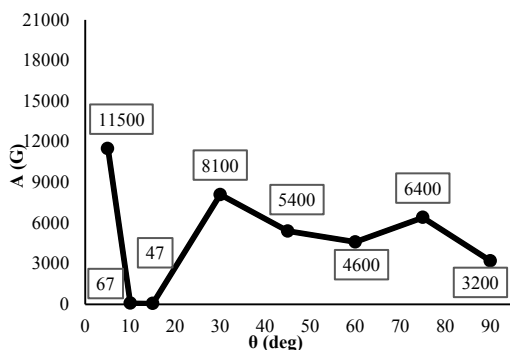
این منظور ابتدا لازم است مطالعه مش انجام گرفته و نتایج به همگرایی مناسبی برسند. برای این منظور، در هر مرحله، اندازه المان‌ها نصف گردیده و میزان بیشینه تنش استخراج شد. این روند تا جایی ادامه پیدا کرد که با افزایش تعداد المان‌ها، تغییرات جواب کمتر از ۵ درصد گردید. جدول ۵ نتایج مطالعه مش و همگرایی جواب را نشان داده و آشکار می‌کند که نتایج در اندازه المان ۱۰ سانتی‌متر در مقایسه با حالت ۵ سانتی‌متر، تنها ۱/۶۵ درصد متفاوت است. بنابراین به منظور کاهش زمان و هزینه‌های محاسباتی، در کلیه شبیه‌سازی‌ها از المان‌های ۱۰ سانتی‌متری استفاده - شد.

**جدول ۵:** نتایج مطالعه مش و همگرایی جواب

اندازه المان (cm)	بیشینه تنش (MPa)	درصد تغییرات نسبی
۸۰	۳۹۴/۸۴	-
۴۰	۴۵۲/۷۱	۱۴/۶۶
۲۰	۵۰۱/۴۵	۱۰/۷۷
۱۰	۵۳۳/۹	۶/۴۷
۵	۵۴۲/۷۱	۱/۶۵

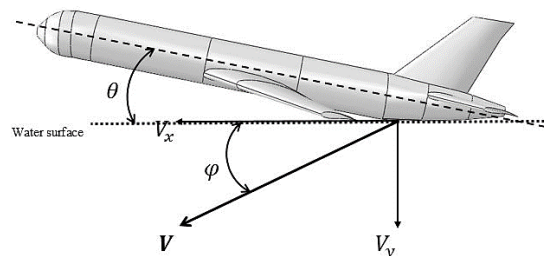
## ۵- تاثیر پارامترها

برای درک بهتر تأثیر پارامترهای مختلف، لازم است که به مبحث مکانیزم آسیب در سوانح هواپیما پرداخته شود. شایع‌ترین علت آسیب در سوانح هوایی، شتاب منفی است که در حین برخورد یک هواپیما با سطح زمین یا آب ایجاد می‌شود. این پدیده به صورت شتاب اعمال شده به فرد تقسیم بر شتاب جاذبه در نظر گرفته شده و با  $G$  نمایش داده می‌شود که عددی بی‌بعد و بدون واحد است. آسیب‌شناسان با بررسی حوادث و تعیین نیروهای اعمال شده به مسافر در هنگام سقوط هواپیما استانداردهایی را تدوین کرده‌اند. این استانداردها از حوادث و مطالعات تجربی به دست آمده‌اند. جدول ۶ نمونه‌ای از آسیب‌های ایجاد شده در شتاب‌های منفی مختلف را بیان می‌کند [۲۲]. همان‌گونه



شکل ۱۱: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۴۰ متری

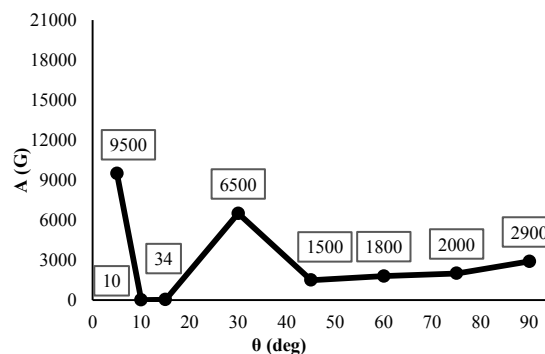
نتایج نمودارهای فوق آشکار می‌کند که در زوایای ۱۰ و ۱۵ درجه زاویه راستای هواپیما با افق، کمترین مقدار شتاب منفی به سرنشینان وارد می‌شود. با توجه به آسیب ایجاد شده در مقادیر شتاب منفی متفاوت (جدول ۶)، در شتاب‌های منفی به دست آمده در این زوایا، اگرچه سرنشینان دچار جراحات و شکستگی‌های نسبتاً شدید خواهند شد ولی احتمال وقوع مرگ بسیار کم است. بنابراین، محدوده مناسب برای زاویه راستای هواپیما با راستای افق  $\theta$ ، زاویه راستای ۱۰ تا ۱۵ درجه است تا فرود اضطراری هواپیما در آب با حداقل تلفات منجر به مرگ همراه باشد. در زوایای کمتر از ۱۰ درجه یا بیشتر از ۱۵ درجه، شتاب منفی و در نتیجه آسیب وارد بر سرنشینان بسیار زیاد بوده و خطر مرگ قطعی خواهد بود. در ادامه، نتایج تنش و آسیب برای بهترین زاویه برخورد یعنی ۱۰ درجه استخراج گردید. شکل‌های ۱۲ و ۱۳ به ترتیب نتایج عددی کانتورهای آسیب و تنش حاصل از شبیه‌سازی برخورد هواپیما به سطح آب تحت زاویه ۱۰ درجه راستای هواپیما با افق را نشان می‌دهند.



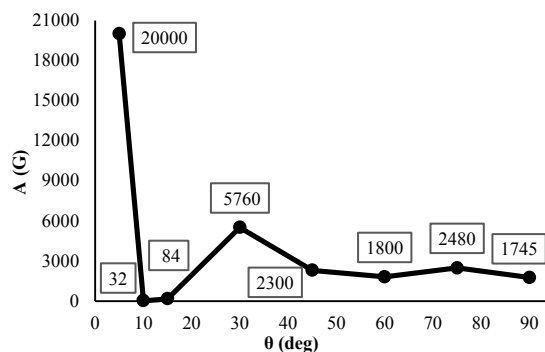
شکل ۸: پارامترهای موثر در فرود اضطراری هواپیما [۱۳]

### ۵-۱- تاثیر زاویه راستای هواپیما با افق ( $\theta$ )

به منظور مطالعه تاثیر زاویه راستای هواپیما با افق، فرود اضطراری هواپیما با سرعت کل ۱۰ متر بر ثانیه در ۸ زاویه مختلف (۵، ۱۰، ۱۵، ۳۰، ۴۵، ۶۰، ۷۵ و ۹۰) درجه نسبت به افق شبیه‌سازی گردید. پس از انجام شبیه‌سازی‌ها، نتایج شتاب کل در بازه زمانی برخورد در هر یک از حالات فوق و برای سه نقطه از کف هواپیما به فواصل ۱۰، ۲۵ و ۴۰ متر از دماغه هواپیما مطابق شکل‌های ۹-۱۱ استخراج گردید.



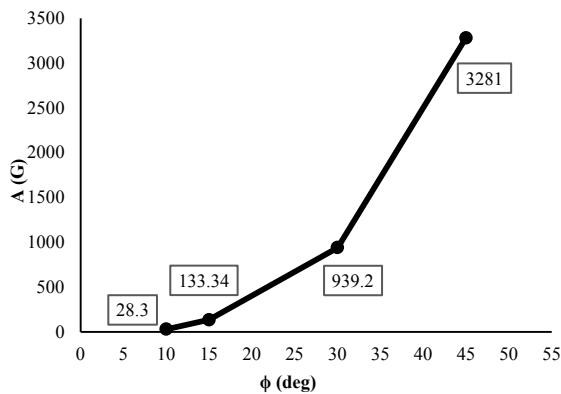
شکل ۹: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۱۰ متری



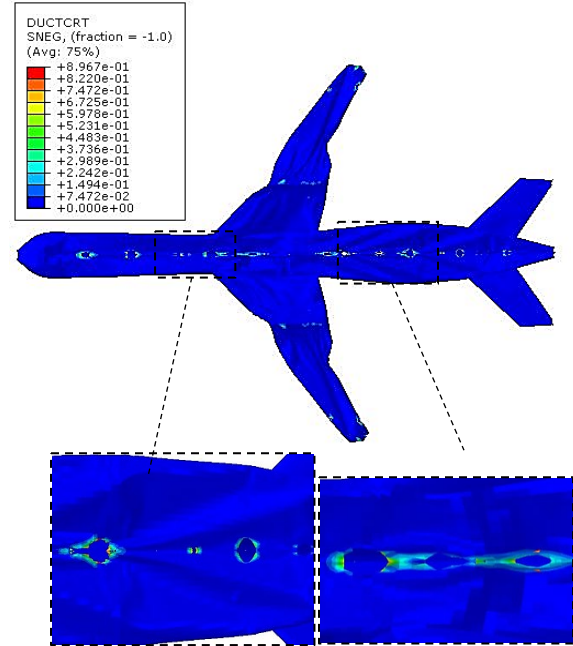
شکل ۱۰: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۲۵ متری

### ۵-۲- تاثیر زاویه بردار سرعت هواپیما با افق ( $\phi$ )

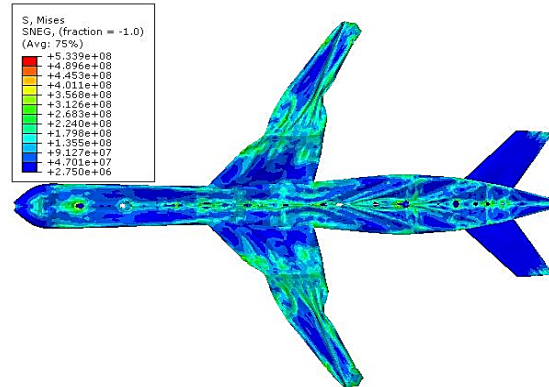
برای مطالعه تاثیر زاویه راستای بردار سرعت هواپیما با افق، چهار زاویه مختلف (۱۰، ۱۵، ۳۰ و ۴۵ درجه) در نظر گرفته شد. مطابق مدل‌سازی چنگ و همکاران [۲۰]، شبیه‌سازی‌ها برای برخورد هواپیما با سرعت کل ۱۰ متر بر ثانیه به سطح آب انجام گرفت. با توجه به شکل ۸، سرعت در راستای قائم برابر با مولفه عمودی و سرعت افقی برابر با مولفه افقی است. بنابراین، هرچه زاویه سرعت هواپیما با افق به ۹۰ درجه نزدیک‌تر باشد مقدار مولفه عمودی بیشتر و در نتیجه سرعت قائم بیشتر خواهد شد. با بیشتر شدن سرعت در راستای قائم، مقدار ضربه و شتاب منفی وارده به هواپیما و سرنشینان نیز افزایش خواهد یافت. در نتیجه افزایش زاویه تا ۹۰ درجه عملاً امکان‌پذیر نبوده و هدف مشخص نمودن حداکثر زاویه‌ای است که احتمال زنده ماندن سرنشینان وجود داشته باشد. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی برای نقاط کف به فاصله ۱۰، ۲۵ و ۴۰ متری از دماغه هواپیما در شکل‌های ۱۴-۱۶ آورده شده‌اند. بررسی نمودارهای فوق مشخص می‌کند که شتاب منفی وارد شده به هواپیما و سرنشینان در زاویه ۱۰ درجه دارای کم‌ترین مقدار بوده و با توجه به جدول ۶ جراحات و آسیب‌های وارده باعث مرگ سرنشینان نخواهد گردید.



شکل ۱۴: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۱۰ متری



شکل ۱۲: نتایج کانتور آسیب تحت زاویه ۱۰ درجه راستای هواپیما با افق

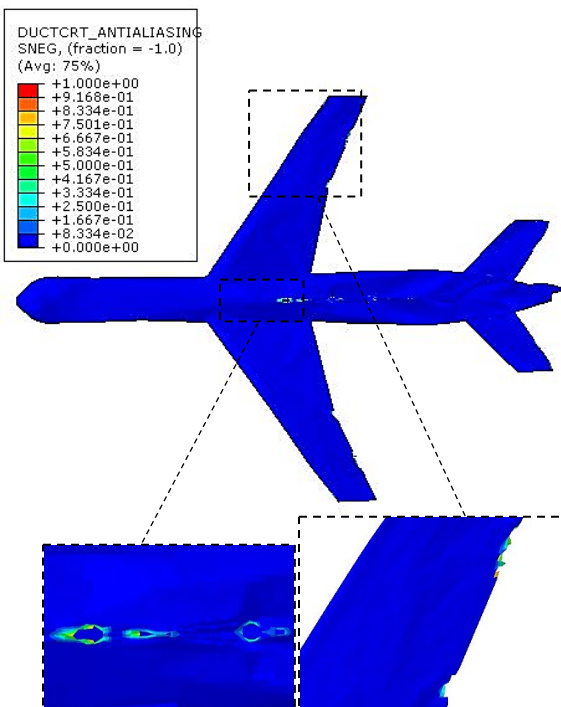


شکل ۱۳: نتایج کانتور تنش میزز تحت زاویه ۱۰ درجه راستای هواپیما با افق

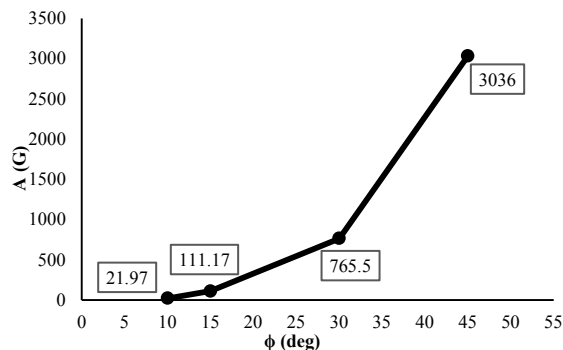
مطابق شکل ۱۲، با توجه به رسیدن متغیر آسیب نرم به عدد یک، ترک و شکست در نواحی کف هواپیما در نقاط مشخص شده توسط معیار آسیب نرم هوپوترا پیش‌بینی شده است. میزان بیشینه تنش معادل میزز در نقاط بحرانی نیز برابر با ۵۳۳/۹ مگاپاسکال است که در نقاط میانی از کف سازه هواپیما ایجاد می‌شوند.

میزان شتاب منفی وارده به سرنشینان، سازه هواپیما و هم-چنین حداکثر مجاز این پارامتر موثر مورد مطالعه قرار می‌گیرد. برای تعیین حداکثر سرعت مجاز در فرود اضطراری، شش سرعت مختلف (۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰، ۳۰ و ۵۰ متر بر ثانیه) شبیه‌سازی گردید. شکل‌های ۱۹-۲۱ نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی برای نقاط کف به فاصله ۱۰، ۲۵ و ۴۰ متری از دماغه هواپیما را نشان می‌دهند.

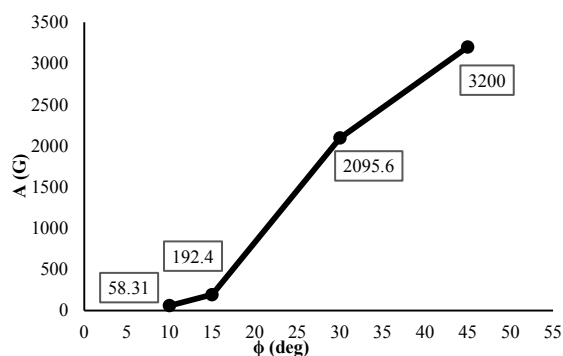
بررسی نمودارهای فوق آشکار می‌کند که تا سرعت ۱۵ متر بر ثانیه، شتاب منفی وارده کمتر از ۱۰۰ بوده که خطر مرگ مسافری وجود ندارد. با افزایش سرعت فرود اضطراری هواپیما تا ۲۰ متر بر ثانیه، میزان شتاب منفی نیز افزایش قابل‌ملاحظه‌ای یافته و تا ۱۸۴ بالا می‌رود. در این شتاب منفی که شتاب نسبتاً بالایی است، احتمال جراحات بسیار شدید مانند قطع ستون فقرات وجود دارد. در سرعت‌های بالاتر از ۲۰ متر بر ثانیه، شتاب منفی بسیار افزایش یافته و مرگ سرنشینان قطعی خواهد بود.



شکل ۱۷: نتایج کانتور آسیب هواپیما تحت زاویه ۱۰ درجه راستای بردار سرعت با افق



شکل ۱۵: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۲۵ متری

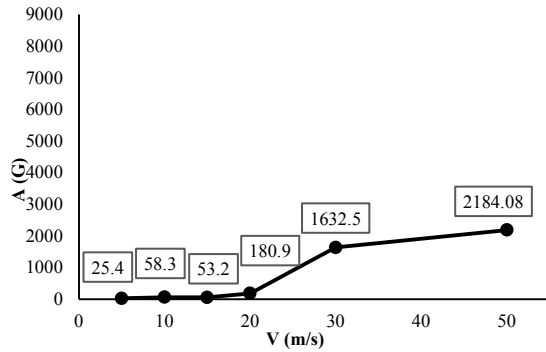


شکل ۱۶: نمودار شتاب-زاویه برای نقطه ۴۰ متری

همان‌گونه که نمودارهای فوق نشان می‌دهند، با افزایش زاویه راستای بردار سرعت هواپیما با افق حتی به میزان بسیار کم (مثلاً زاویه ۱۵ درجه)، میزان شتاب منفی وارد بر مسافری به شدت زیاد شده و حدود ۵ برابر می‌گردد. در زوایای بیشتر، شتاب منفی و شدت جراحات با هم رشد کرده و در نتیجه خطر مرگ قطعی خواهد بود. هم‌چنین شکل‌های ۱۷ و ۱۸ به ترتیب نتایج عددی کانتورهای آسیب و تنش میز در زاویه بردار سرعت ۱۰ درجه را نشان می‌دهند. نتایج آشکار می‌کند که در این زاویه نسبت به زوایای دیگر، تنش و آسیب کمتری به هواپیما وارد می‌شود. بیشینه مقدار تنش میز ۴۲۳/۵ مگاپاسکال و مربوط به ناحیه انتهای دم و بال هواپیما است.

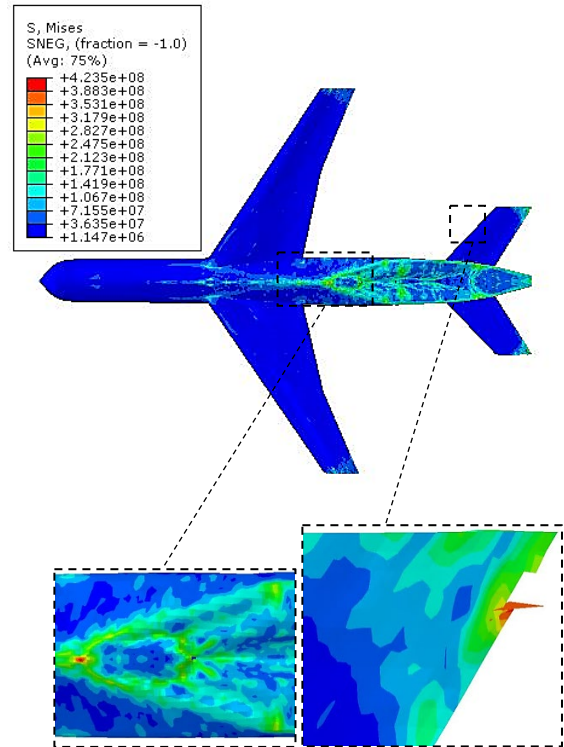
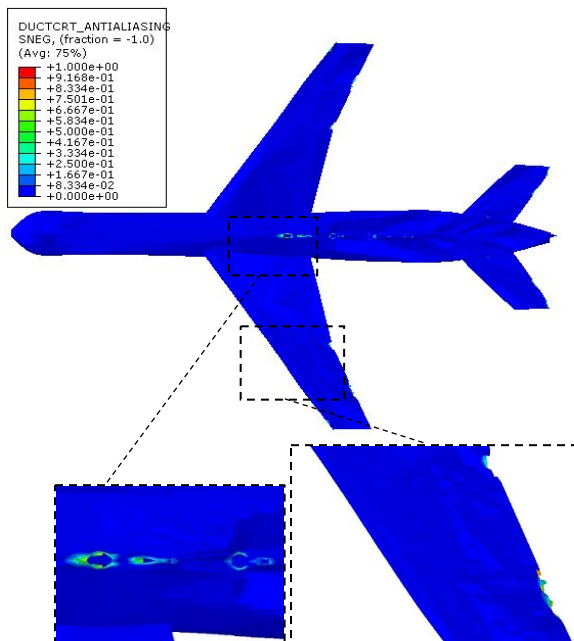
## ۵-۳- تأثیر اندازه سرعت (V)

در بخش‌های قبل زاویه راستا و بردار سرعت هواپیما نسبت به افق مورد بررسی قرار گرفته و حداکثر مقدار مجاز این زوایا مشخص گردید. در این بخش تأثیر اندازه سرعت بر

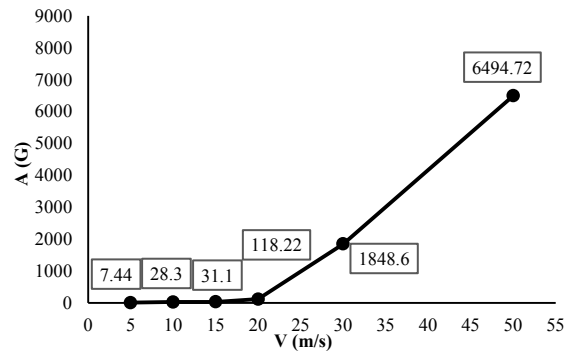


شکل ۲۱: نمودار شتاب-سرعت برای نقطه ۴۰ متری

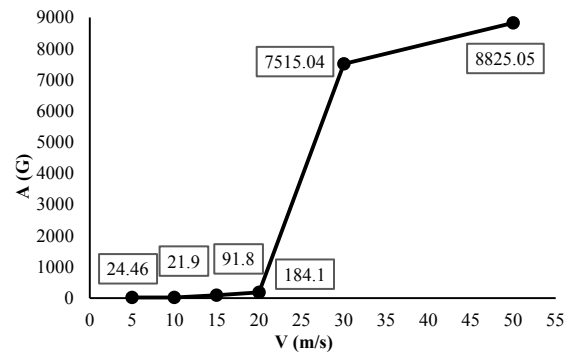
شکل‌های ۲۲ و ۲۳ به ترتیب نتایج عددی کانتورهای آسیب و تنش میزز در سرعت برخورد ۱۵ متر بر ثانیه (حداکثر سرعت مجاز برای حفظ ایمنی مسافرین) را نشان می‌دهند. همان‌گونه که از شکل ۲۲ مشخص است، پس از برخورد هواپیما به سطح آب در این سرعت، چند ناحیه از قسمت میانی آن گسیخته می‌شوند. در این نواحی، متغیر آسیب نرم هوپیوترا به مقدار یک رسیده و شکست اتفاق می‌افتد. در این حالت، نواحی دیگری روی بال و دم هواپیما نیز دچار شکست شده‌اند. مطابق شکل ۲۳ بیشینه مقدار تنش میزز به وجود آمده در هواپیما، ۴۱۸/۰۴ مگاپاسکال بوده که مربوط به نواحی میانی، انتهای دم و بال هواپیما است.



شکل ۱۸: نتایج کانتور تنش هواپیما تحت زاویه ۱۰ درجه راستای بردار سرعت با افق



شکل ۱۹: نمودار شتاب-سرعت برای نقطه ۱۰ متری



شکل ۲۰: نمودار شتاب-سرعت برای نقطه ۲۵ متری

است تا فرود اضطراری منجر به مرگ نگردد. تأثیر زاویه راستای بردار سرعت هواپیما با افق نیز مورد بررسی قرار گرفت و آشکار گردید که در زوایای کمتر از ۱۰ درجه احتمال این که شتاب منفی منجر به مرگ سرنشینان شود کم بوده و هرچه این زاویه کوچکتر از ۱۰ درجه باشد آسیب کمتری به سرنشینان وارد خواهد شد. در ادامه، تأثیر اندازه سرعت هواپیما نیز مورد ارزیابی قرار گرفت و نتایج نشان داد تا سرعت ۱۵ متر بر ثانیه شتاب منفی افزایش می‌یابد ولی احتمال مرگ سرنشینان کم است. با افزایش سرعت تا ۲۰ متر بر ثانیه، میزان شتاب منفی نیز افزایش زیادی خواهد یافت و احتمال جراحات شدید مانند قطع نخاع و مرگ وجود دارد. در سرعت‌های بالاتر از ۲۰ متر بر ثانیه شتاب به شدت افزایش یافته و در نتیجه مرگ مسافری قطعاً خواهد بود.

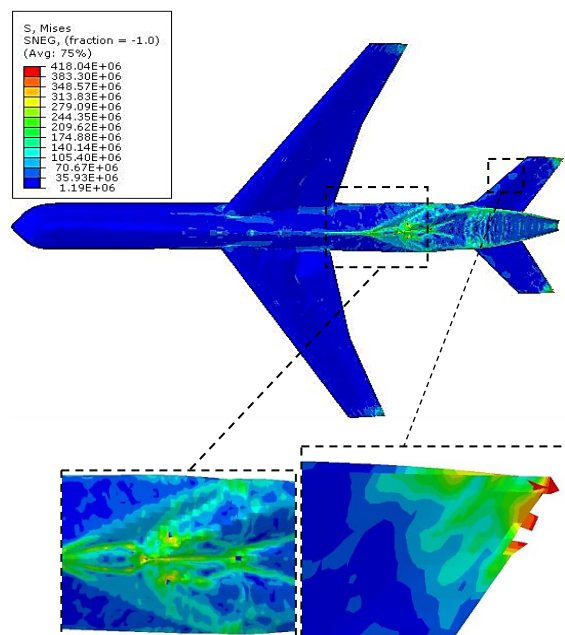
#### ۷- فهرست علائم

b	نیروی حجمی
c	سرعت نسبی
n	بردار نرمال
u	سرعت ماده
v	سرعت مختصات مرجع
x	مختصه ALE
X	مختصه لاگرانژی
x	مختصه اویلری
$\rho$	چگالی
$\sigma$	تنش

#### ۸- مراجع

- [1] Campbell J. Prediction of aircraft structural response during ditching: An overview of the SMAES project. Proceeding of Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference, Barcelona, Spain. 2014
- [2] Martin HS, Kohlgruber D, Montanes LB, Iafrazi A. Numerical simulation and experimental validation of guided ditching tests. Proceeding of WCCM XI-ECCM V-ECCFD VI Conference. 2014
- [3] Karman TV. The impact on seaplane floats during landing, Washington, DC: National Advisory Committee

شکل ۲۲: نتایج کانتور آسیب وارد بر هواپیما در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه



شکل ۲۳: نتایج کانتور تنش وارد بر هواپیما در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه

#### ۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، ابتدا، یک مدل سه‌بعدی از هواپیمای مسافری بویینگ مدل ۷۵۷-۲۰۰ با مقیاس واقعی در نرم‌افزار آباکوس ساخته شد. سپس، برهم‌کنش جامد-سیال فرود اضطراری هواپیمای مذکور در حالت الاستیک شبیه‌سازی شده، نتایج حاصله با نتایج مطالعات قبلی مقایسه و اعتبارسنجی گردید. با توجه به تغییرشکل‌های پلاستیک، آسیب و شکست به وجود آمده در هواپیما، نتایج شبیه‌سازی الاستیک دارای خطای زیادی است. بنابراین، به منظور مطالعه دقیق‌تر، معیار پلاستیک وابسته به نرخ کرنش فون میزز همراه با کارسختی همسان‌گرد و آسیب نرم هوپیتورا به مدل اضافه گردید تا ناحیه آسیب‌دیده و تخریب‌شده سازه هواپیما و شتاب وارد بر سرنشینان به‌دقت پیش‌بینی گردد. تأثیر زاویه راستای هواپیما با افق مطالعه گردید و مشخص شد که محدوده مناسب برای این زاویه ۱۰ تا ۱۵ درجه

- 1964; 3, New York, Academic Press.
- [19] Wang Y, Hu W, Chen C. Numerical simulation of aircraft ditching based on ALE method. *Applied Mechanics and Materials*. 2014; 668(1). DOI 10.4028/668-669.490.
- [20] Cheng H, Chao F, Jin C. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method. *Journal of Hydrodynamics*. 2011; 23(5). DOI 10.1016/S1001-6058(10)60159-X
- [21] Hooputra H, Gese H, Werner H, Dell H. A comprehensive failure model for crashworthiness simulation of aluminum extrusions. *International Journal of Crashworthiness*. 2004; 9(5). DOI 10.1533/ijcr.2004.0289
- [22] Pathological aspects and associated biodynamics in aircraft accident investigation. [Performance]. EN-HFM RTO Educational Notes. 2005
- on Aeronautics. 1929
- [4] Watanabe S. Resistance of impact on water surface, part I-cone. Institute of Physical and Chemical Research. 1930; 12.
- [5] Brooks JR, Anderson LA. Dynamics of a space module impacting water. *Spacecraft and Rockets*. 1994; 31 (3). DOI 10.2514/3.26468
- [6] Souli M, Ouahsine A, Lewin L. ALE formulation for fluid-structure interaction problems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2000; 190(5). DOI 10.1016/S0045-7825(99)00432-6
- [7] Tutt BA., Taylor AP. The use of LS-DYNA to simulate the water landing characteristics of space vehicles. 8th International LS-DYNA Users Conference. 2004
- [8] Schoenmakers A. Study of simplified simulation models for slamming wave impact of floating/sailing composite structures. Gent University. 2010
- [9] Rabier S, Medale M. Computation of free surface flows with a projection fem in a moving mesh framework. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2003; 192(41). DOI 10.1016/S0045-7825(03)00456-0
- [10] Aquelet N, Souli M, Olovsson L. Euler Lagrange coupling with damping effects: Application to slamming problems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2006; 195(3). DOI 10.1016/j.cma.2005.01.010
- [11] Hirt CV, Nichols BD. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *Journal of Computational Physics*. 1981; 39(1). DOI 0021.9991/81/010201-25302.00/O
- [12] Rider WJ, Kothe DB. Reconstructing volume tracking. *Journal of Computational Physics*. 1998; 141(2). DOI 10.1006/jcph.1998.5906
- [13] Bisagni C, Pigazzini MS. Modelling strategies for numerical simulation of aircraft ditching. *International Journal of Crashworthiness*. 2018; 23(4). DOI 10.1080/13588265.2017.1328957
- [14] Jiang T, Zuo ZB, Sun F, Luo P. Research on aircraft ditching state selection based on floating characteristics of water surface. *Journal of Physics: Conference Series*. 2021; DOI 10.1088/1742-6596/2012/1/012040
- [15] Wu Z, Guo L. A new approach to aircraft ditching analysis by coupling free surface lattice Boltzmann and immersed boundary method incorporating surface tension effects. *Ocean Engineering*. 2023; 286 DOI 10.1016/j.oceaneng.2023.115559
- [16] Zha R, Wang K, Sun J, Tu H, Hu Q. Numerical simulations of seaplane ditching on calm water and uniform water current coupled with wind. *Journal of Marine Science and Engineering*. 2024; 12 DOI 10.3390/jmse12020296
- [17] Abaqus HTML Documentation.
- [18] Noh WF. A time-dependent two-space dimensional coupled Eulerian-Lagrangian code. *Computational Physics*.