

## ایجاد الگوریتم FACL و شبیه ساز عددی دمایی جهت تحلیل تنش سازه های هوا فضایی

محمد مهدی دوستدار<sup>۱</sup>

دانشیار

مرتضی مردانی<sup>۲</sup>

دانشجوی دکترا

نگاشت کانتورهای خروجی نرم افزارهای سیالاتی در فایل متنی، بعنوان ورودی نرم افزار تحلیل سازه های حساس هوافضایی، مانند بالک های کنترلی و ریدومهای سرامیکی، ضروری است. لذا در این تحقیق، الگوریتم FACL جهت تهیه ی فایل ورودی نرم افزار آباکوس بوسیله نگاشت کانتورهای خروجی نرم افزار فلونت، تهیه میگردد. به دلیل لحاظ نشدن، اثرات شیمیایی لایه شوک، نتایج دمایی، نرم افزار فلونت، انحراف زیادی با نتایج تجربی دارد. لذا، ابتدا کد شبیه ساز دمایی، تدوین و نتایج آن با نتایج فشار ایرودینامیکی فلونت، ترکیب و فایل ورودی جهت تحلیل خودکار، سازه بوسیله نرم افزار آباکوس، تهیه می گردد. نتایج تحلیل بالک کنترلی نوعی، نشان می دهد که نتایج الگوریتم FACL نسبت به روشهای سنتی، به مراتب دقیقتر است.

واژه های راهنما: کانتور فشار و دما، تحلیل خودکار، سازه های حساس هوافضایی، نگاشت، اثرات شیمیایی، لایه شوک

### ۱- مقدمه

جهت تحلیل تنش سازه های هوافضایی، درک دیاگرام آزاد نیرویی وارد بر آن، ضروری است. بارهای وارد بر این سازه ها شامل؛ توزیع فشار ایرودینامیکی اطراف سازه، توزیع دمای سطح ناشی از گرمایش ایرودینامیکی در اطراف سازه، وزن سازه و ... می باشد. جهت استخراج توزیع فشار ایرودینامیکی می توان از نرم افزارهای سیالاتی مانند فلونت استفاده کرد. نتایج توزیع دمای سطح، نرم افزار فلونت در طی مسیر پرواز، به دلایل زیر، انحراف زیادی با نتایج تجربی<sup>۳</sup> دارد (شکل (۱)):

۱- پایا بودن حل معادلات جریان

<sup>۱</sup> نویسنده مسئول، دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع) [mmostdar@ihu.ac.ir](mailto:mmostdar@ihu.ac.ir)

<sup>۲</sup> دانشجوی دکترا، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع) [mme\\_engine56@yahoo.com](mailto:mme_engine56@yahoo.com)

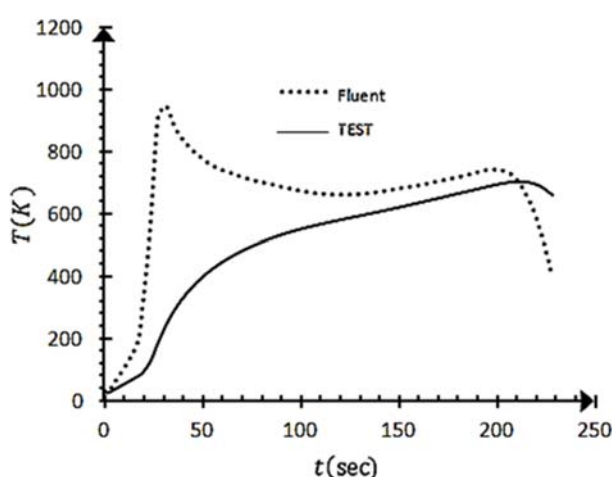
<sup>۳</sup> اندازه گیریهای تله متری

تاریخ دریافت: ۹۴/۰۷/۳۰، تاریخ پذیرش: ۹۵/۰۸/۲۳

۲- عدم در نظر گرفتن واکنشهای شیمیایی هوا و فناشوندگی سطح (در این نرم افزار سیال عامل هوا می باشد، در حالیکه به دلیل وجود واکنشهای شیمیایی، یک مخلوط ۱۴ گونه ای<sup>۱</sup> در لایه ی شوک<sup>۲</sup> وجود دارد).

۳- عدم در نظر گرفتن تمرکز دمایی روی دیواره ناشی از گام های زمانی قبلی و ...  
به دلیل عدم دقت در نتایج دمایی نرم افزار فلونت و حساسیت این پارامتر در تحلیل های سازه ای، جانمایی قطعات حساس و ...، روند تحقیقات در این زمینه با آزمایش و خطا صورت گرفت بطوریکه، در سال (۱۹۵۷)، انواعی از دماغه های پخ دار با هندسه های متفاوت در عدد ماخ ۲ توسط ناسا جهت اندازه گیری توزیع فشار، انتقال حرارت ناشی از گرمایش ایرودینامیکی و ضریب انتقال حرارت هدایتی در لایه ی شوک مورد آزمایش قرار گرفت. در همین سال رفتار گذرای گرمایش ایرودینامیکی و لایه ی مرزی روی دماغه ی انواعی از محموله ها براساس پرواز آزاد آن تا عدد ماخ ۶/۷ توسط ناسا اندازه گیری و نتایج آن با نتایج کدهای مهندسی مقایسه گردید. در همین سال، آزمایش فوق برای یک دماغه ی با زاویه ی مخروطی ۵۰ درجه و محدوده ی عدد ماخ ۱/۷ تا ۴/۷ نیز تکرار گردید [۱-۴]. در سال (۱۹۷۰) دمای داخلی و بیرونی دماغه ی پخ دار یک محموله ی نوعی، در پرواز واقعی آن (تا ماخ ۲۰) بر حسب زمان اندازه گیری و منحنی تغییرات دمای داخلی و بیرونی دماغه برحسب زمان استخراج گردید [۵].

در سال (۱۹۹۰)، ناسا در تحقیقی با عنوان "محاسبات گرمایش ایرودینامیکی و دمای سطح وابسته به زمان برای شبیه سازی پروازی ماوراء صوت" یک کد کامپیوتری را ارائه نمود [۶]. در سال (۱۳۸۵)، تحقیقی با عنوان "حل میدان جریان با احتساب واکنشهای شیمیایی غیرتعادلی اطراف یک جسم با دماغه پخ" توسط رحمانپور و همکاران، جهت محاسبه چگالی عددی الکترونهای آزاد لایه ی شوک و دمای سطح دماغه های ماوراء صوت غیر فناشونده صورت گرفت. در این تحقیق از روش ضمنی تسخیر شوک با فرض گاز حقیقی و جریان محترق تعادلی هوا استفاده گردید [۷]. در سال (۲۰۱۱)، مدلسازی عددی بر پایه ی روش اختلاف محدود برای فناشونده های ذغالی با در نظر گرفتن واکنشهای شیمیایی، انتقال جرم و اثرات انتقال حرارت سطح بر روی دماغه های دوبعدی توسط رحیمی و محمدیان صورت گرفت [۸].



شکل ۱- نمایی از میزان انحراف در نتایج دمایی نرم افزار فلونت نسبت به آزمایشات پروازی محموله نوعی

<sup>1</sup> Species

<sup>2</sup> Shock layer

در سال (۱۳۹۲)، کریمیان و همکاران، جهت تقریب گرمایش ایرودینامیکی و دمایی سطح در اطراف موشکهای ماوراءصوت در تحقیقی با عنوان "حل جریان ماورا صوت بر روی بدنه موشک با در نظر گرفتن اثرات هوای دما بالا جهت تعیین گرمایش ایرودینامیکی"، از روش حل لایه مرزی لزج استفاده کردند. در این تحقیق اثرات تجزیه و یونیزاسیون هوا ناشی از دماهای بالا در نظر گرفته شد [۹]. در سال (۲۰۱۴)، مدلسازی عددی میدان جریان دماغه های ماوراء صوت جهت محاسبه توزیع دمایی و دمایی روی سطح با در نظر گرفتن اثرات فناشوندگی، تجزیه / یونیزاسیون هوا با فرض ترمودینامیک تعادلی و عدم تعادل شیمیایی به روش حجم محدود کاملاً ضمنی، توسط بنجامین<sup>۱</sup> و همکاران صورت گرفت [۱۰].

با نگاهی به نتایج تحقیقات تحلیل دمایی سطح و گرمایش ایرودینامیکی و وجود انحراف در نتایج دمایی، کد حل عددی گام به گام مکانی CTCA<sup>۲</sup> به روش ترکیبی لایه شوک لزج<sup>۳</sup> روی بدنه و لایه مرزی لزج خود متشابه<sup>۴</sup> در نقاط سکون، جهت محاسبه گرمایش ایرودینامیکی و کانتور دمایی در طی مسیر پرواز با در نظر گرفتن تمام عوامل مذکور تدوین گردید.

بنابراین، هدف از تحقیق فعلی، تدوین کد شبیه ساز دمایی به روش گام به گام مکانی و ایجاد الگوریتم رابط<sup>۵</sup> جهت نگاشت همزمان نتایج نرم افزارهای شبیه ساز دمایی و فلونت در طی مسیر پرواز و تهیه ی فایل ورودی مورد نیاز نرم افزار آباکوس در راستای تحلیل سازه ای محموله های هوافضایی بصورت خودکار است.

## ۲- روش حل

### ۲-۱- کد شبیه ساز دمایی

در حالت کلی روشهای حل عددی، حجم محدود<sup>۶</sup> و اختلاف محدود<sup>۷</sup> هستند. روش اختلاف محدود، مختص شکل کلی معادلات ناویراستوکس یا معادلات اوپلر است. حل کامل این معادلات در گذر زمان بسیار وقت گیر است (حل گره های نرم افزار فلونت مبتنی بر این روش هستند). با توجه به اینکه گرمایش ایرودینامیکی و تبعات ناشی از آن در سرعت های بالا مطرح است و در این سرعتها احتمال تجزیه و یونیزاسیون هوا و همچنین فنا شدن سطح دماغه بسیار زیاد است، از طرف دیگر معادله انتقال حرارت روی پوسته دماغه و داخل دماغه را فقط میتوان با روش اختلاف محدود حل کرد، لذا میتوان از شکل لایه شوک لزج به منظور حل جریان اطراف بدنه ی دماغه و شکل لایه مرزی لزج- خودمتشابه به منظور حل جریان در نقاط سکون دماغه به جای شکل کلی معادله ناویراستوکس استفاده کرد. لازم به ذکر است که از ترکیبی از الگوریتم های اصلاح شده ی دیویس<sup>۸</sup> (الگوریتم ضمنی<sup>۹</sup>)، انتگرال گیری، فناشوندگی مدل پارک، برازش منحنی گرماهای ویژه ی گونه های مختلف مخلوط و الگوریتم اختلاف محدود انتقال حرارت به منظور حل معادلات فوق استفاده خواهد شد.

<sup>۱</sup> Benjamin

<sup>۲</sup> Computing of Temperature Counter and Aero heating

<sup>۳</sup> Viscous Shock Layer

<sup>۴</sup> Viscous Boundary Layer- Similar Solution

<sup>۵</sup> FACL algorithm: Fluent, Abaqus, and CTCA linkage

<sup>۶</sup> Finite Volume

<sup>۷</sup> Finite Difference

<sup>۸</sup> Davis Algorithm, Revised

<sup>۹</sup> Implicit

نوع شبکه با سازمان<sup>۱</sup> است و در این شرایط، از حل گرهای فلوئنت با کد نویسی UDF<sup>۲</sup> نمی توان استفاده کرد. در ضمن، با توجه به اینکه لایه ی مرزی در راستای مختصات رویه ای<sup>۳</sup> است، لذا باید معادلات در این سیستم مختصاتی نوشته و حل گردند و همچنین، باید شبکه ی مبتنی بر مختصات رویه ای از طریق نگاشت<sup>۴</sup> به شبکه ی مکعبی تبدیل گردد و این کار کدنویسی را پیچیده تر خواهد کرد. با توجه به توضیحات فوق، جهت تدوین کد شبیه ساز دمایی از ترکیبی از روشهای عددی لایه شوک لزج و لایه ی مرزی خود متشابه با الگوریتم ضمنی اختلاف محدود استفاده می گردد.

## ۲-۲- تحلیل و طراحی سازه های هوافضایی

### ۲-۲-۱- روشهای سنتی

تحلیل تنش سازه های هوافضایی، با مشخص بودن توزیع های فشار ایرودینامیکی (خروجی نرم افزار فلوئنت) و دمایی سطح ناشی از گرمایش ایرودینامیکی (خروجی کد CTCA) اطراف سازه به روشهای مختلفی صورت میگیرد. این روشها عبارتند از :

۱- تقسیم بندی سطوح خارجی سازه بر حسب مقادیر توزیع دما و اعمال متوسط مقدار دمایی هر قسمت<sup>۵</sup> بر سطح آن و تقریب مرکز ایرودینامیکی سازه، محاسبه ی نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی و اعمال آنها بر مرکز ایرودینامیکی تقریب زده شده. این روش، به دلایل وجود خطاهای ناشی از تقریب مرکز ایرودینامیکی و محاسبات مربوط به نیروها و گشتاورها، خطای ناشی از اعمال متوسط مقدار دمایی مربوط به هر قسمت و همچنین خطای مربوط به فرض همپوشانی تبدیل توزیع فشار و نیروهای ایرودینامیکی و اعمال آنها بر مرکز ایرودینامیکی و واقعی نبودن دما در تمام المانها، از دقت کافی برخوردار نیست.

۲- قسمت بندی سطوح خارجی سازه بر حسب مقادیر توزیع دما و اعمال متوسط مقدار دمایی هر قسمت بر سطح آن، قسمت بندی مجدد هر کدام از بخش های قبلی بر حسب مقادیر توزیع فشار و اعمال متوسط مقدار فشار هر قسمت بر سطح آن. در این روش، با توجه به ایجاد قسمت های ثانویه جهت اعمال فشار متوسط در هر قسمت دمایی، حجم فعالیت های اضافی توسط کاربر افزایش یافته و احتمال خطای کاربر نیز به همین میزان افزایش می یابد و همچنین، در این روش، خطای ناشی از اعمال متوسط مقدار دما و فشار مربوط به هر قسمت و واقعی نبودن دما و فشار در تمام المانها نیز وجود دارد.

۳- از همان شبکه بندی نرم افزار فلوئنت استفاده می گردد، بطوریکه، تعداد المانهای سطوح خارجی سازه با المانهای فلوئنت برابر بوده و هندسه و سطح هر المان در دو نرم افزار سیالاتی و سازه ای دقیقاً مثل هم باشد. یکی از ضعفهای روش فعلی این است که ممکن است جهت دقیق بودن نتایج تحلیل تنش به نوع بهتری از شبکه نسبت به شبکه ی نرم افزار سیالاتی نیاز باشد و یا به شبکه ی ریزتری در نرم افزار سازه ای نسبت به

<sup>1</sup>Structural

<sup>2</sup>User Defined Fluent

<sup>3</sup>Curvature Coordinate

<sup>4</sup>Mapping

<sup>5</sup>Partition

نرم افزار سیالاتی نیاز باشد و همچنین در این روش خطای ناشی از ایجاد شبکه ی نرم افزار سیالاتی در نرم افزار سازه ای وجود دارد و خطای کاربر ناشی از حجیم شدن فعالیتهای دستی افزایش می یابد.

### ۲-۲-۲- روش خودکار

ایجاد الگوریتم رابط بین نرم افزار سیالات و سازه، بطوریکه بتوان توزیع فشار و دمای اطراف سازه را به یک فایل ورودی نرم افزار سازه ای تبدیل نمود و توزیع های فشار و دما بر سطوح خارجی سازه اعمال و در نرم افزار سازه، از نوع شبکه دلخواه استفاده کرد. از مزایای این روش، می توان به کاهش حجم فعالیتهای دستی و حذف خطای ناشی از این فعالیتهای، اعمال دقیق فشار و دمای هر نقطه از سازه بر آن و حذف خطاهای ناشی از تقسیم بندی و متوسط گیری فشار و دما، حذف خطای ناشی از شبکه بندی تحمیلی نرم افزار سیالاتی، افزایش سرعت تحلیل به دلیل کاهش حجم فعالیتهای دستی و خودکاری نمودن<sup>۱</sup> ورودیها و ... اشاره کرد.

### ۳- معادلات حاکم

#### ۳-۱- معادلات اصلی میدان جریان [۱]

شکل کلی معادلات پیوستگی، ناویراستوکس و انرژی حاکم بر میدان جریان، در این نرم افزار بصورت زیر است:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial E}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial Q'}{\partial x} + \frac{\partial F'}{\partial y} + \frac{\partial E'}{\partial z} + G', Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho uh \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ \rho vh \end{bmatrix},$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + P \\ \rho wh \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ \rho vh \end{bmatrix}, Q' = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xx} \\ -\tau_{xy} \\ -\tau_{xz} \\ -u\tau_{xx} - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix},$$

$$F' = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{xy} \\ -\tau_{yy} \\ -\tau_{yz} \\ -v\tau_{yy} - u\tau_{xy} - w\tau_{yz} - q_x + \sum_{i=1}^{n_s=14} J_i C_{p_i} \end{bmatrix}, E' = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \sum_{i=1}^{n_s=14} h_i w_i \end{bmatrix},$$

$$G' = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} + \tau_{xz} \\ \tau_{xy} + \tau_{xz} \\ \tau_{xy} + \tau_{xz} \\ q_x + q_y + q_z \end{bmatrix}, q_n = k_n \frac{\partial T}{\partial n}, \tau_{mn} = -\mu \left( \frac{\partial V_m}{\partial n} + \frac{\partial V_n}{\partial m} \right)$$

(۱)

<sup>۱</sup>Automotive

## ۳-۲- معادلات اصلی کد شبیه ساز دمایی [۱۰-۱۲]

۱- معادله پیوستگی

$$\frac{\partial}{\partial s} \left( (r + y \cos(\theta))^j \rho u \right) + \left( \frac{\partial}{\partial y} (1 + \gamma y) (r + y \cos(\theta))^j \rho u \right) + \dot{M}_{cg} \quad (2)$$

$\dot{M}_{cg}$  دبی گازهای تولیدی به داخل لایه شوک ناشی از پدیده فناشوندگی است.

۲- معادله S ممنوم

$$\frac{1}{1 + \gamma y} \rho u \frac{\partial u}{\partial s} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho u v \frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{1}{1 + \gamma y} \frac{\partial P}{\partial s} = \Xi^2 \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma u}{1 + \gamma y} \right) \right) + \quad (3)$$

$$\Xi^2 \mu \left( \frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{j \cos(\theta)}{r + y \cos(\theta)} \right) \left( \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma u}{1 + \gamma y} \right), \dots \Xi = \frac{1}{Re}$$

۳- معادله ممنوم در جهت نرمال

$$\frac{\partial P}{\partial y} = \rho u^2 \frac{\gamma}{1 + \gamma y} \quad (4)$$

۴- معادله انرژی

$$\frac{1}{1 + \gamma y} \rho u C_p \frac{\partial T}{\partial s} + \rho v C_p \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{1}{1 + \gamma y} u \frac{\partial P}{\partial s} - v \frac{\partial P}{\partial y} = \Xi^2 \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \Xi^2 \left( \frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{j \cos(\theta)}{r + y \cos(\theta)} \right) \quad (5)$$

$$k \frac{\partial T}{\partial y} - \Xi^2 \sum_{i=1}^{n_s} J_i C_{p_i} \frac{\partial T}{\partial y} + \Xi^2 \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma u}{1 + \gamma y} \right)^2 - \sum_{i=1}^{n_s} h_i \dot{w}_i$$

در معادله فوق  $i$  معرف شماره گونه داخل لایه شوک است. مقدار  $J_i$  برای بدنه های سه بعدی متقارن برابر ۱ و برای بدنه های دوبعدی برابر با صفر است.  $h_i, \dot{w}_i, C_{p_i}$  معرف حرارت مخصوص، عبارت چشمه<sup>۱</sup> و آنتالپی هر کدام از گونه های سیال لایه شوک میباشد.

۵- معادله بقاء گونه های در لایه شوک

$$\frac{1}{1 + \gamma y} \rho u \frac{\partial C_i}{\partial s} + \rho v \frac{\partial C_i}{\partial y} = \dot{w}_i - \Xi^2 \frac{\partial}{\partial y} (J_i) - \Xi^2 \left( \frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{j \cos(\theta)}{r + y \cos(\theta)} \right) J_i, \quad (6)$$

$$J_i = \frac{-\mu}{Pr} Le_i \frac{\partial C_i}{\partial y}, \dots C_i = \frac{\rho_i}{\rho}$$

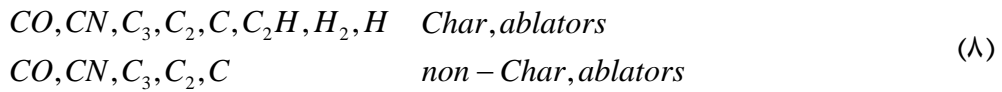
۶- معادله حالت

$$P = \frac{\rho R T}{M C_{p_\infty}^*} \quad (7)$$

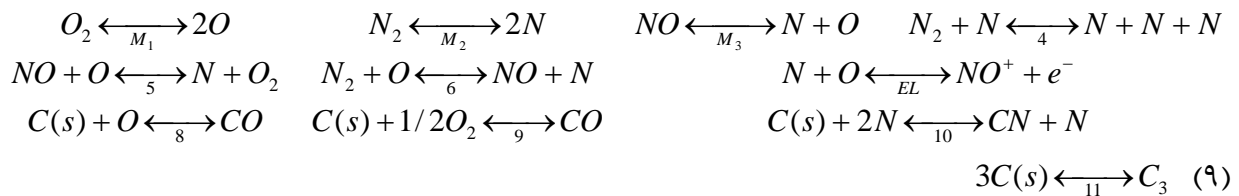
۷- مجموعه معادلات واکنشهای شیمیایی هوا و فناشوندگی سطح

<sup>1</sup>Source term

این معادلات براساس واکنشهای شیمیایی زیر بسته به ذغالی بودن یا غیرذغالی بودن سطح فناشونده تنظیم می شوند. فرض می شود گونه های زیر در لایه ی شوک حضور خواهند داشت:



مجموعه واکنشهای شیمیایی هوا و فنا شوندگی سطح جهت ایجاد ۱۴ گونه ی شیمیایی داخل لایه ی شوک که در تدوین کد شبیه ساز دمایی در نظر گرفته شده اند، عبارتند از:



### ۳-۳- معادلات اصلی تحلیل سازه [۱۳]

معادله اصلی تحلیل سازه، مجموعه ماتریس معادلات سازه ای است که در نرم افزار آباکوس مورد استفاده قرار گرفته است.

$$S_{i,j} = C_{i,j} \cdot E_{i,j} = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (10)$$

در معادله فوق  $C_{i,j}$  ماتریس سختی المان سازه ای است و به خصوصیات مواد آن بستگی دارد.  $S_{i,j}, E_{i,j}$  به ترتیب ماتریس تنش و کرنش هر کدام از المانهای سازه می باشد که بصورت ضمنی با همدیگر حل می گردند [۱۳].

### ۴- الگوریتم FACL

با استفاده از الگوریتم FACL، کانتورهای دمایی سطح و فشار ایرودینامیکی اعمال شده بر سازه (خروجی های نرم افزار فلونت و شبیه ساز دمایی) بصورت فایل متنی INP\* وارد نرم افزار آباکوس شده و در این نرم افزار بصورت غشاء نشان داده می شوند. سازه ی مدلسازی و شبکه بندی شده در داخل غشاء نصب می گردد. مراحل الگوریتم فوق در حالت های مختلف تحلیل سازه ای مانند Steady state static, Heat transfer, Coupled displacement متفاوت است. جزئیات مراحل الگوریتم مذکور برای حالت های بیان شده در پیوست های ۱-۳ آمده است.

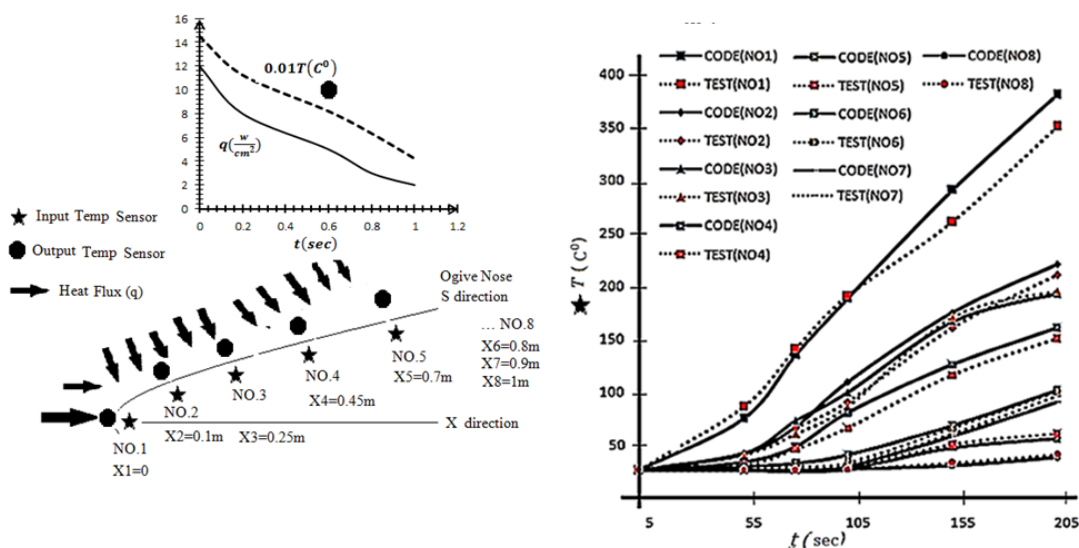
## ۵- نتایج

### ۵-۱- نتایج کد شبیه ساز دمایی

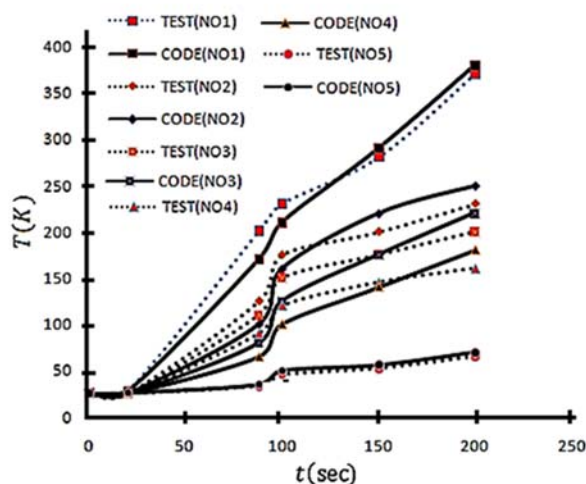
الف) یک دماغه نوعی فولادی با 5 mm عایق کامپوزیتی، در آزمایشگاه حرارت داده شد و سنسورهای دمایی در ۸ موقعیت نصب گردید، سپس براساس شار حرارتی با استفاده از کد شبیه ساز دمایی، تحلیل های دمایی صورت گرفت و نتایج مقایسه در شکل (۲) آمده است.

ب) دریک محموله نوعی(حداکثر ماخ ۶/۵ و حداکثر ارتفاع پروازی ۶۰ کیلومتر) با دماغه سرامیکی، مقادیر دما در موقعیت های مختلف اندازه گیری گردید.

در شکل (۳)، نتایج اندازه گیری با محاسبات کد شبیه ساز دمایی مقایسه شده است.



شکل ۲- مقایسه نتایج کد شبیه ساز دمایی با نتایج آزمایشگاهی



شکل ۳- مقایسه نتایج کد شبیه ساز دمایی با نتایج آزمایش پروازی ریدوم سرامیکی نوعی

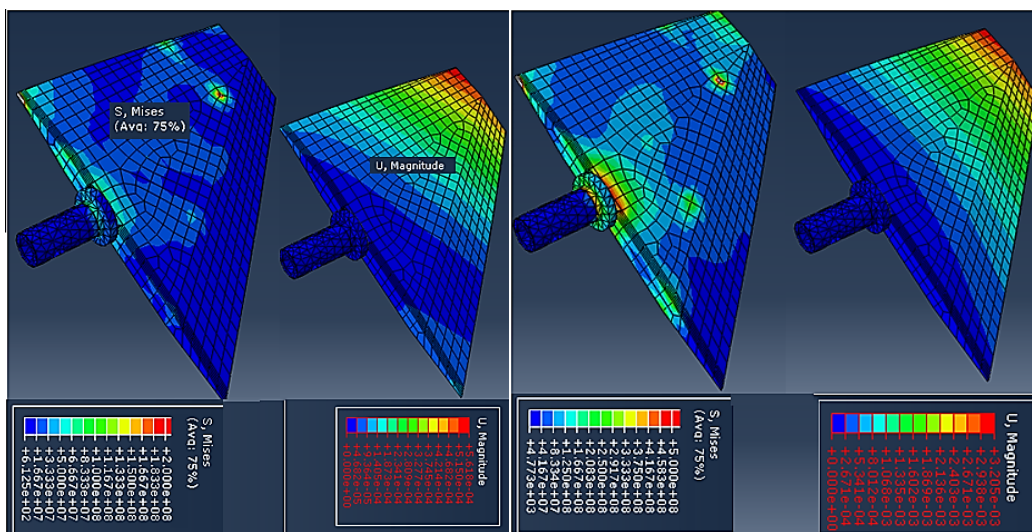


## ۵-۲- نتایج الگوریتم FACL

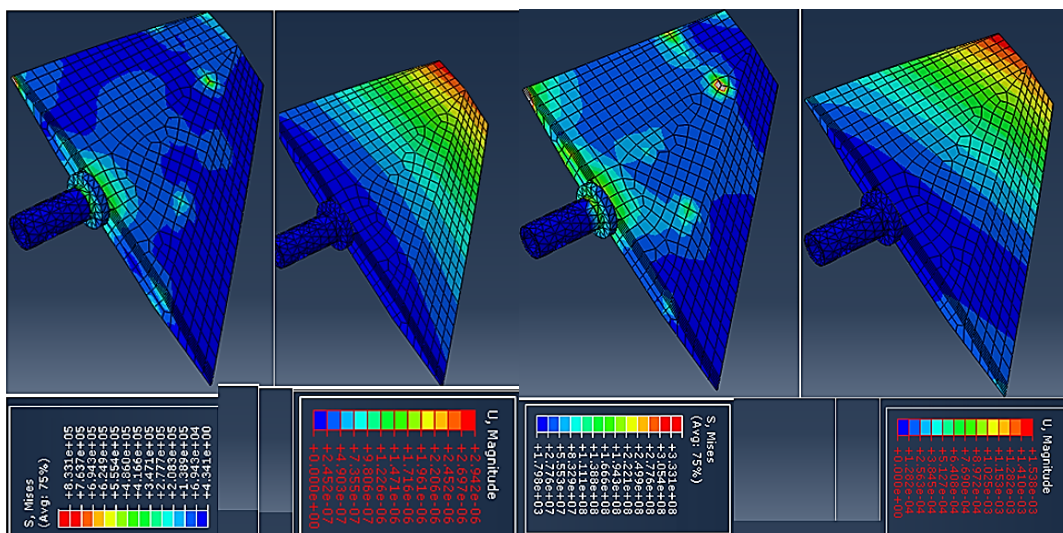
الف- در اشکال (۴-۶)، کانتورهای تنش و جابجایی بالک کنترلی یک محموله ی نوعی در لحظات (۱۲)، (۱۹)، (۱۰۸) و (۲۲۸) ثانیه از زمان پرواز آمده است. در این تحلیل ها از الگوریتم FACL, Coupled displacement استفاده شده و نتایج آن با نتایج تحلیل انجام شده به روش سنتی، مقایسه و صحت گذاری گردید.

ب- بالک کنترلی مذکور، تحت بارگذاری مربوط به تراژکتوری پروازی محموله نوعی در آخرین لحظه پرواز و در دو حالت Static, steady state و Heat transfer تحلیل گردید، نتایج این تحلیل ها، در شکل (۷) آمده است.

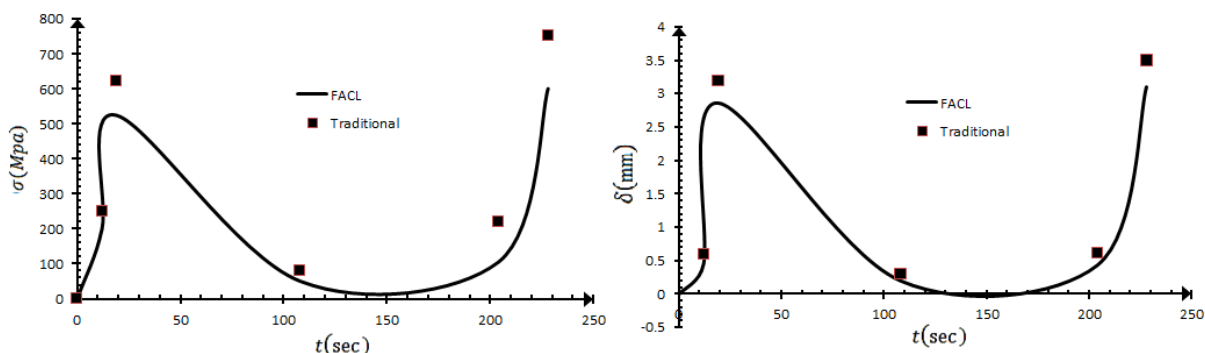
ج- محل اتصال ریدوم سرامیکی یک محموله ی نوعی (با نشیمن گاه فولاد VCN) با استفاده از روشهای سنتی و الگوریتم FACL تحلیل گردید. نتایج مربوط به ضریب اطمینان این تحلیل ها در جدول (۱) آمده است.



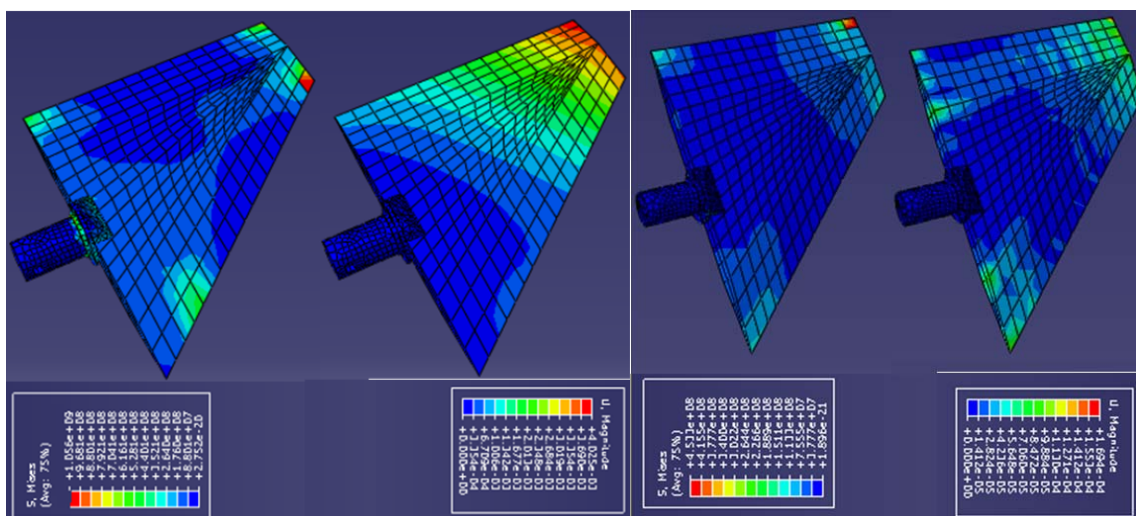
شکل ۴- توزیع تنش و جابجایی بالک نوعی های ۱۲ و ۱۹ پرواز محموله نوعی FACL, Coupled displacement



شکل ۵- توزیع تنش و جابجایی بالک نوعی های ۱۰۸ و ۲۲۸ پرواز محموله نوعی FACL, Coupled displacement



شکل ۶- منحنی تغییرات حداکثر تنش و جابجایی بر حسب زمان محموله نوعی Coupled displacement, FACL



شکل ۷- توزیع تنش و جابجایی بالک نوعی در حالت‌های Static, steady state و Heat transfer

جدول ۱- ضریب اطمینان ریدوم با دو نوع روش تحلیل

نوع روش حل	→	الگوریتم FACL	روش سنتی
ضریب اطمینان	→	۱/۵	۰/۹

در صورت استفاده از روش سنتی، جهت تحقق ضریب اطمینان (۱/۵)، باید جنس نشیمن گاه ریدوم تغییر یابد، ولی با اعتماد به نتایج الگوریتم FACL، قطعه ی مورد نظر آزمایشات پروازی را پشت سر گذراند و این کار در مراحل تولید محموله، صرفه جویی ارزی قابل توجهی را به دنبال خواهد داشت.

### ۶- نتیجه گیری

در این سند، الگوریتمی جهت انتقال توزیع فشار ایرودینامیکی و دمای سطح، ناشی از گرمایش ایرودینامیکی در اطراف سازه های هوافضایی از نرم افزار فلونت و کد شبیه ساز دمایی، به نرم افزار آباکوس تدوین گردید. جهت تبدیل دماهای جبهه ی شوک مربوط به خروجی نرم افزار فلونت به دماهای سطح، کد CTCA مبتنی بر روشهای حل عددی گام به گام مکانی تدوین و نتایج آن با نتایج آزمایشات پروازی و زمینی مقایسه و صحه

گذاری گردید. در نرم افزار آباکوس، خروجی الگوریتم FACL یا اطلاعات دما و فشار اعمال شده بر سازه، بصورت غشاء نشان داده می شود و جهت تحلیل سازه ای و استخراج کانتورهای تنش ون- میزز و جابجایی در حالت گذرا، هندسه ی شبکه بندی شده در داخل غشاء نصب می گردد. نتایج تحلیل نشان داد که انطباق خوبی بین نتایج الگوریتم فعلی و نتایج روشهای سنتی در تحلیل تنش سازه ای وجود دارد. همچنین بطور ضمنی می توان گفت که ۷۰ درصد از تنش اعمال شده بر بالک های کنترلی و دماغه های محموله های بالای صوت، ناشی از توزیع فشار بوده و ۳۰ درصد آن سهم توزیع دمایی ناشی از گرمایش ایرودینامیکی است. در صورت استفاده از پوشش عایق مناسب برای قطعات مذکور و حذف اثرات ناشی از گرمایش ایرودینامیکی روی تنش، ضریب اطمینان سازه ای به مقدار ۵۰ درصد افزایش می یابد.

از سایر کاربردهای مهم مربوط به الگوریتم FACL می توان به طراحی محل اتصال ریدوم سرامیکی محموله های مجهز شده به ردیاب های<sup>۱</sup> راداری اشاره کرد، نتایج تحلیل الگوریتم FACL نشان می دهد که انطباق خوبی بین نتایج آن و نتایج آزمایشات پروازی وجود دارد. بنابراین از مزایای بارز الگوریتم FACL و کد شبیه ساز دمایی، میتوان به بالا بودن دقت نتایج تحلیل سازه ای قطعات هوافضایی و کاهش چشمگیر خطای تحلیل گر جهت طراحی قطعات مذکور اشاره کرد و این مزیت ها در تحلیل سازه ی وابسته به زمان قطعات مربوط به محموله های با زمان پرواز طولانی بسیار چشمگیرتر است.

## مراجع

- [1] Anderson, J.D., "*Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*", New York, ISBN:978-964-2751-04-4, pp. 45-132, (1989).
- [2] Benzamine, J., Garland, A., and Swanson, G., "Aerodynamic Heating and Boundary-layer Transition on a 1/10-Power Nose Shape in Free Flight at Mach Numbers up to 6.7", NASA Research Memorandum: Resettle Langley Aeronautical Laboratory NASA, pp. 15-48, (1957).
- [3] Chauvin, L., and Katherine, C., "Boundary-layer Transition and Heat-transfer Measurements from Flight Tests of Blunt and Sharp Cones at Mach Numbers from 1.7 to 4.7", NASA ARM L 57 D O 4, pp. 12-39, (1957).
- [4] Howard, S., and Walter, E., "Heat-transfer and Pressure Distribution on Six Blunt Noses at a Mach number of 2", NASA Research Memorandum: Resettle Langley Aeronautical Laboratory NASA, pp. 12-43, (1957).
- [5] Chauvin, B. J., and Buglia, J., "Measurement of Outer and Inner Surface Temperature on a Typical Blunt Nose in Free Flight at Mach Numbers up to 20", NASA ARM L70DO1, pp. 34-62, (1970).
- [6] Robert, D.Q., "Real-time Aerodynamic Heating and Surface Temperature Calculations for Hypersonic Flight Simulation", NASA Technical Memorandum 4222, pp. 32-51, (1990).

---

<sup>1</sup>Seeker

[۷] رحمانپور، م.، ابراهیمی، ر.، شمس، م. "حل میدان با احتساب واکنشهای شیمیایی غیرتعادلی به منظور محاسبه چگالی الکترونی اطراف یک جسم با دماغه پخ"، دهمین کنفرانس دینامیک شاره ها، دانشگاه یزد، دانشکده مهندسی مکانیک، ص. ۳۱۲-۳۱۹، (۱۳۸۵).

[8] Rahimi, A., "Numerical Modeling of Charring Material Abalation with Considering Chemical Reaction, Mass Transfer and Surface Heat Transfer Effects", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 15, No. 5, pp. 214-221, (2011).

[۹] کریمیان، ح.، غفاریان، م.، عزیزی، م.، "حل جریان ماورا صوت بر روی بدنه موشک با در نظر گرفتن اثرات هوای دما بالا جهت تعیین گرمایش آیرودینامیکی"، طرح پژوهشی، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوا و فضا، (۱۳۹۲).

[10] Benjamin, S., Roy, H., Paul, H.S., Baumanb, T., and Oliver, T. A., "Modeling Hypersonic Entry with the Fully-implicit Navier–Stokes (FIN-S) Stabilized Finite Element Flow Solver Computers & Fluids", Heat Transfer, Vol. 13, No. 4, pp. 281–292, (2014).

[۱۱] هافمن، ک.ا.، چیانگ، ا.ت.، "دینامیک سیالات محاسباتی" ترجمه، احمدرضا عظیمیان.، مرکز نشر دانشگاه صنعتی اصفهان، ص. ۲۳۴-۲۸۴، (۱۳۸۳).

[12] Miner, E.W., "Computer User's Guide for a Chemically Reacting Viscous Shock Layer Code", NASA CR-2551, (1975).

[۱۳] سروش نیا، س.، بهشتیان، ن.، "کاملترین مرجع کاربردی نرم افزار آباکوس"، انتشارات نگارنده دانش، ص. ۸۴-۳۱۲، (۱۳۹۲).

## فهرست نمادهای انگلیسی

C: تمرکز جرمی گونه ها در واکنشهای شیمیایی

$C_{i,j}$ : ماتریس سختی المانهای سازه ای

$E_{i,j}$ : ماتریس کرنش المانهای سازه ای

h: آنتالپی

j: پارامتری جهت تعیین نوع هندسه دماغه از منظر دوبعدی بودن یا سه بعدی متقارن

J: ضریب نفوذ

k: شمارنده تکرارها جهت حل معادلات جریان

K: ضریب انتقال حرارت هدایتی

N: تعداد المانها در جهت عمود بر رویه ی دماغه

nF: تعداد واکنشهای شیمیایی تجزیه/یونیزاسیون هوا

ns: تعداد گونه ها در مخلوط لایه ی شوک

P: فشار استاتیکی

q: فشار دینامیکی

q\*: میزان گرمایش ایروینامیکی

r: شعاع مقاطع دماغه در مختصات قطبی

$\bar{R}$ : ثابت جهانی گازها

$R_n$ : شعاع نوک

s: فاصله رویه ای در مختصات رویه ای

$S_{i,j}$ : ماتریس تنش المانهای سازه ای

t: زمان

T: دما

U: سرعت جریان آزاد

$u, v$ : سرعت جریان در جهت‌های محوری و عمود بر رویه ی دماغه

$\gamma_{sh}$ : ضخامت لایه ی شوک

$\Delta h_i^f$ : آنتالپی تشکیل گونه ها

$\square$ : زاویه حمله

$\sigma_i$ : تنش محوری المانهای سازه ای

$\epsilon_i$ : کرنش محوری المانهای سازه ای

$\square$ : نسبت گرمای ویژه در فشار ثابت و حجم ثابت

$\gamma_{i,j}$ : کرنش زاویه ای المانهای سازه ای

$\epsilon$ : شاخص عدد رینولدز

$\theta$ : زاویه یال دماغه نسبت به محور افقی

$\mu$ : ضریب لزجت

$\zeta, \eta$ : محورهای مختصات نرمالیزه

$\rho$ : چگالی

$\tau_{i,j}$ : تنش برشی المانهای سازه ای

$\chi$ : میزان انحناء

### پیوست ۱- الگوریتم FACL در حالت Steady state, static

در این حالت از اثرات دمای سطح مربوط به گرمایش ایرودینامیکی القاء شده به قطعه بر روی تنش، صرفنظر می گردد (سازه ی محموله های با ماخ کمتر از ۱/۵) و روند آن بصورت زیر است.

۱- محاسبه ی توزیع دما و فشار ایرودینامیکی اطراف سازه در لحظات مختلف پرواز با استفاده از نرم افزار فلونت با جابجاسازی<sup>۱</sup> ۰/۱ میلیمتر سازه (یعنی سازه در تمام جهت به اندازه ی ۰/۱ میلیمتر در محیط Gambit فلونت، به طرف بیرون جابجا میگردد)

۲- ایجاد فایل های INP<sup>۲</sup> توزیع فشار و دمای اطراف سازه در لحظات تعریف شده مطابق روند زیر:

Fluent → File → Export

۳- تکرار مرحله ی ۲ برای هر کدام از فایل های INP در زمانهای تعریف شده و تبدیل های فایل های مذکور به یک فایل INP کلی

۳-۱- فایل اول به داخل یک فایل متنی جدید کپی و سپس ذخیره می گردد.

۳-۲- بعد از \*End Step، فایل دوم از قسمت \* Coupled Temperature Displacement, creep none, steady state

به داخل فایل ۳-۱، کپی می گردد و این مرحله برای سایر فایلها نیز تکرار خواهد شد. فایل INP موجود، حاوی اطلاعات هندسی غشاء و کانتورهای فشار ایرودینامیکی از لحظه ی پرتاب تا لحظه ی برخورد به زمین می باشد.

۴- وارد کردن<sup>۳</sup> فایل INP به محیط آباکوس، مطابق روند زیر:

File → Import → Model → \*.INP

۵- مدل سازی مجموعه سازه در محیط مدل سازی آباکوس یا در سایر نرم افزارهای مدل سازی

در صورتیکه مدل سازی سازه، در محیط نرم افزارهای مدل سازی صورت گرفته باشد، از فایل ایجاد شده، با

پسوند step، ذخیره ی مجدد<sup>۴</sup> گرفته شود و به داخل فایل اصلی، Import گردد.

۶- اصلاح مشخصات مواد سازه که از طریق فایل INP، با عنوان Mid 2، وارد شده است.

۷- ضخامت تعریف شده در Sectionها که از طریق فایل INP، وارد شده است، به صورت Shell thickness=0.0001 m اصلاح می شود.

۸- ایجاد Solid Section تحت عنوان Section 2, solid homogeneous و اختصاص دادن مشخصات موادی Mid 2 به آن.

۹- مونتاژ قطعات مربوطه در محیط اسمبلی با قرار دادن سازه در داخل قطعه ی پوسته ای (غشاء)

۱۰- بررسی گام های پروازی، از منظر اینکه نوع حل تمام گام ها Type steady state, static باشد.

۱۱- تعریف دمای مربوط به شرایط اولیه برای گره های غشاء (همان دمای محیط بر حسب درجه ی کلوین)

۱۲- تعریف History output Request Field output

<sup>۱</sup>Offset

<sup>۲</sup> پسوند فایل های ورودی نرم افزار آباکوس

<sup>۳</sup>Import

<sup>۴</sup>Save as

۱۳- تعریف قیود<sup>۱</sup>: اتصال بین سطوح خارجی سازه و سطوح داخلی غشاء بصورت shell to solid coupling تعریف می گردد.

۱۴- مشاهده ی Loads از نمودار درختی (باید به ازای تعداد المانهایی که در محیط فلوننت برای غشاء ایجاد شده بود، بار فشاری وجود داشته باشد).

۱۵- تعریف Boundary condition ی مکانیکی در استپ Initial

۱۶- جهت مشاهده ی کانتور تنش و جابجایی مجموعه ی سازه، باید غشاء از طریق مسیر زیر مخفی گردد:

Tools → display group → create → part instances → part 1(shell) → either

## پیوست ۲- الگوریتم FACL در حالت Heat transfer

در این حالت از اثرات اختلاف فشار روی قطعه بر تنش اعمال شده، صرفنظر شده و فقط اثرات ناشی از دمایی سطح لحاظ می گردد (سازه غیر برآزا<sup>۲</sup>، محموله های سرعت بالا) و روند آن بصورت زیر است:

۱- تکرار موارد ۱ و ۲ از پیوست ۱

۲- روی فایل INP ی ایجاد شده تغییرات زیر، اعمال و سپس ذخیره می گردد.

۱-۲ حذف عبارت \*Temperature, op=new

۲-۲ تبدیل واژه ی Static step به \*Temperature, creep=none, steady state

۲-۳ افزودن عبارت 11, (DOF<sup>۳</sup> شرایط مرزی در نرم افزار آباکوس عدد ۱۱ میباشد) بعد از عبارت " شماره المان" و قبل از مقادیر دمایی سطح (جهت قرار دادن دماهای ورودی در لایه ی مرزی<sup>۴</sup> نرم افزار آباکوس).

۲-۴ دماهای محاسبه شده ی المانها در لحظات مختلف پروازی توسط نرم افزار فلوننت، دمایی روی جبهه ی شوک است و از آن جهت تحلیل سازه ای نمی توان استفاده کرد. با تعریف هندسه سازه و تراژکتوری<sup>۵</sup> پروازی محموله و ds دلخواه (معرف شبکه) برای کد CTCA، منحنی تغییرات دماهای شوک و دمایی سطح دیواره، بر حسب زمان محاسبه می گردد.

۳- تکرار مراحل ۴ تا ۹ از پیوست ۱

۴- بررسی گام های زمانی، از منظر اینکه نوع حل تمام گام ها Heat transfer باشد و نوع حل از steady به transient تغییر داده می شود و مرحله ۱۱...۱۳ از پیوست ۱ تکرار می گردد

۵- مشاهده ی Loads از نمودار درختی، مشاهده ی Boundary condition از نمودار درختی (به ازای حاصلضرب تعداد المانهایی که در محیط فلوننت برای غشاء ایجاد شده بود و تعداد گام ها، Boundary condition دمایی وجود دارد) و سپس مراحل ۱۵ و ۱۶ از پیوست ۱ تکرار می گردد.

<sup>۱</sup>Constraints

<sup>۲</sup>No lifting

<sup>۳</sup>Degree of Freedom

<sup>۴</sup>Boundary Condition

<sup>۵</sup>Trajectory

### پیوست ۳- الگوریتم FACL در حالت Coupled displacement

این حالت کاملترین و جامعترین فرآیند ارتباط دهی نرم افزارهای فلوئنت، آباکوس و CTCA است و در این حالت اثرات اختلاف فشار بر روی قطعه و همچنین دمای سطح بر روی تنش اعمال شده بر قطعه بصورت همزمان در حالت ناپایا لحاظ می گردد. روند الگوریتم FACL در این حالت بصورت زیر است.

۱- تکرار موارد ۱ و ۲ از پیوست ۱

۲- تکرار مرحله ۴ از پیوست ۲، با این تفاوت که واژه ی Static step به Coupled Temperature Displacement, creep=none, steady state تبدیل می گردد.

۳- تکرار مرحله ی ۲ برای هر کدام از فایل های INP زمانهای تعریف شده و تبدیل های فایل های مذکور به یک فایل INP کلی

۴- تکرار مرحله ۳ از پیوست ۲

۵- بررسی گام های زمانی، از منظر اینکه نوع حل آنها Coupled, displacement باشد و نوع حل از steady به transient تغییر داده می شود و گام های زمانی به ترتیب برابر با گام هایی که اطلاعات آن از فلوئنت گرفته شده، تغییر داده می شود. مراحل ۱۲...۱۴ از پیوست ۱ تکرار می گردد.

۶- تعریف دمای مربوط به شرایط اولیه برای گره های غشاء در اولین گام زمانی و سپس مرحله ۵ از پیوست ۲ تکرار می گردد.



## Abstract

Because of irrational behavior of the load contours applied to aerospace structures, mapping the output contours of fluid software at text file as input file for structural software with respect to requirements of it is most accurate method to analysis and design of aerospace structures. The most applicable of design's software of those, are Fluent and Abacus, therefor in this research, the FACL algorithm, to create of the comprehensive input file of Abacus, is introduced by mapping of the output contours of fluent software. Induced aerodynamic -heating on the surface of the supersonic and hypersonic vehicles is one of the principal parameters of their design in aerodynamic, structural, and other terms, and because of the deviation of it and surface temperature from empirical results due to steady state of solution and unspooling of shock layer chemical reactions at Fluent software, the temperature result files of CTCA software which written by these researchers is combined with the aerodynamic pressure results of Fluent during the flight trajectory, and the input file to structural automotive analysis by Abacus is created. Designing the attachment structure of ceramic ray dome of the vehicles which equipped to a radar seeker, using the FACL algorithm is essential. The flight test results of a typical vehicle equipped to ceramic ray dome and the structural analysis results of a controller wing of a typical vehicle show, to design and structural analysis of aerospace structures during flight trajectory, the FACL algorithm results is very accurate in comparison with other methods.

To create the temperature simulator, the finite difference method is used, and governing partial difference equations are translated to curvature coordinate by mapping terms. With this translation, the space marching solvers are used to solve the partial difference equations. The requirements of selection space marching solver are: 1. Parabolizing flow equation on the nose body. 2. No propagation of data to flow upstream from downstream. The combination of viscous shock layer at body nose and similarity of viscous boundary layer at stagnation point methods are passing the mentioned requirements. On the other hand, shock layer chemical process such as dissociation, ionization of air and surface ablation are reducing the aero heating, and these factors are changing the body geometry, flow grid, and concentration of species at shock layer mixture. Therefore, in this research, the more accurate estimation of temperature contours for 3-D nose of supersonic and hypersonic vehicles is presented by numerical space marching solution such as viscous shock layers and viscous boundary layer methods, so that, the effects of shock layer chemical process, geometry changes and changing at concentration of mixture species are spotted.