

مطالعه عددی جریان مغشوش مافوق صوت بین پره های توربین بخار

اسماعیل لکزیان*

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران
دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

امیررضا معموری

چکیده

در این مقاله، جریان تراکم‌پذیر مافوق صوت غیرلزج و لزج بین پره‌های یک توربین بخار با روش دنتون بررسی شده است. نوآوری این مقاله بهبود روش حجم محدود دنتون با افزودن جملات لزجت مغشوش در مدل‌سازی دو بعدی می‌باشد. تفحص بیشتر در این مقوله باعث بهبود در طراحی خواهد شد. معادلات ناپایای ناویراستوکس به عنوان معادلات حاکم بر رفتار سیال تراکم‌پذیر و لزج می‌باشد، که با روش پیمایشی زمان مبتنی بر فرمول بندی مرکز سلولی مورد اصلاح قرار گرفته است. در برنامه نوشته شده با زبان فرترن از روش حجم محدود برای گسسته سازی و مدل بالدوین-لوماکس برای اثرات اغتشاش در جریان لزج استفاده شده است. استقلال حل از تعداد نقاط شبکه نیز حاصل گردیده است. توزیع فشار با داده‌های تجربی اعتبار سنجی شده است و در منطقه شوک انطباق بسیار مطلوبی به همراه کاهش خطاهای عددی با داده‌های تجربی حاصل شده است.
واژه‌های کلیدی: پره توربین بخار، جریان لزج، جریان غیر لزج، جریان مغشوش، ناحیه شوک.

Numerical study of turbulent and ultrasonic flow in a steam turbine blade cascade

E. Lakzian

Department of Mechanical Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran.

A. R. Mamouri

Department of Mechanical Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran.

Abstract

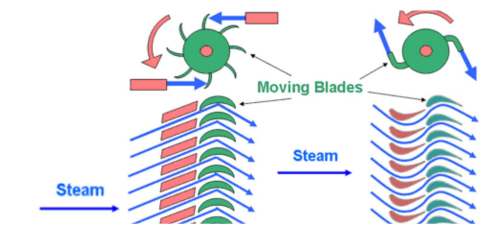
In this paper, the inviscid and viscous ultrasonic flow field of a steam turbine blade with Denton method is investigated. The novelty of this paper is, improving Denton's finite volume method by adding the turbulence viscous term on 2-D modeling. This is an area that better understanding can lead to improved design. The unsteady Navier - Stokes equations govern the overall behavior of compressible viscous flow and treated by the time marching scheme. For simulation in FORTRAN is used the finite volume method for discrete and Baldwin - Lomax model for the effects of turbulence in viscous flow. Independency of the number of grid points are obtained. Pressure distribution has been validated with experimental data and on the shock zone show good correlation and reduction of numerical errors with experimental data.

Keywords: Steam turbine blade, Viscous flow, Inviscid flow, Turbulence flow, Shock zone.

تبدیل نمود. در واقع اینها راه‌هایی هستند که با ایجاد تقریب، معادلات را بصورت کارآمد محاسباتی تبدیل می‌کنند، ولی دقت آنها با توجه به تقریب بکار رفته کم می‌شود. در دهه‌های گذشته چون سرعت پردازش و محاسبات کم بوده از تقریب جریان غیر لزج استفاده می‌شد که با توجه به امکانات نتایج مناسبی ارائه می‌کرد، ولی در حال حاضر می‌توان معادلات را به طور لزج حل نمود و در واقع با تقریب کمتری استفاده نمود که نتایج بهتر و دقیق‌تر خواهد بود. برای مدل سازی این حجم محدود و تفاضل محدود استفاده می‌شود. بر طبق مطالعات صورت جریان‌ها را معمولاً از دو روش عددی گرفته معمولاً روش حجم محدود بخصوص برای هندسه‌های پیچیده بر روی سطوح و نزدیک به آن مناسب‌تر از روش تفاضل محدود می‌باشد.

۱- مقدمه

با توجه به اهمیت توربین‌ها در نیروگاه‌های بخار، شناخت بهتر از رفتار جریان بین پره‌ها می‌تواند در طراحی بهتر این تجهیزات و افزایش راندمان آنها مفید باشد. توربین‌ها دارای نوعی پره می‌باشند که به صورت ضربه‌ای و عکس‌العملی طبقه بندی می‌شوند (شکل ۱) [۱].
دینامیک سیالات محاسباتی تا حد زیادی در دو دهه اخیر یک وسیله اساسی در تحقیقات و توسعه صنعت شده است. به خاطر طبیعت جریان سیال، بیشتر کاربرد های عملی در ارتباط با حرکت مغشوش می‌باشد. مدل کردن جریان مغشوش در دینامیک سیالات محاسباتی، جایی که منابع وسیع در تحقیقات سرمایه گذاری شده است، مهم می‌باشد [۲]. جریان در توربوماشین های واقعی بسیار پیچیده، سه بعدی، لزج، متلاطم می‌باشد. آنچه که از مجموع بررسی‌های به عمل آمده قابل طرح می‌باشد، آنست که بدلیل پیچیدگی‌های زیاد در پدیده های حاکم در این مسئله، هنوز امکان شبیه سازی کاملاً دقیق وجود نداشته اما می‌توان نتایج مطلوبی را با انجام برخی اصلاحات و بهینه سازی‌ها بدست آورد. معادلات ناویر استوکس را در بسیاری از کاربردها می‌توان با فرضیاتی به معادلات اولیر، پتانسیل، لایه مرزی و غیره



شکل ۱- پره های عکس‌العملی (الف) و پره های ضربه ای (ب) [۱]

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: e.lakzian@hsu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۵/۰۶/۱۸

تاریخ پذیرش: ۹۶/۱۱/۲۳

$$S = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \sigma_y \\ \sigma_y \cdot v + \tau_{xy} \cdot u + k \cdot \frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix}$$

در معادلات فوق، بردار W شامل متغیرهای بقایی، بردارهای F و G بیانگر شارهای غیرلزج، بردارهای R و S مبین اثرات لزج و e_0 و h_0 و k بترتیب انرژی کل، آنتالپی کل و رسانایی گرمایی سیال می-باشند.

در روش حجم محدود دنتون [۱۸-۱۶] معادلات بالا به معادلات اوپلر تبدیل می-شوند و در دستگاه مختصات دکارتی به صورت زیر گسسته شده است.

پیوستگی:

$$\Delta t \cdot \sum (\rho \cdot v \cdot dA_x - \rho \cdot u \cdot dA_y) = \Delta V \cdot \Delta \rho \quad (2)$$

مومنوم در جهت X:

$$\Delta t \cdot \sum (-(P + \rho \cdot u^2) dA_y + \rho \cdot u \cdot v \cdot dA_x) = \Delta V \cdot \Delta (\rho \cdot u) \quad (3)$$

مومنوم در جهت Y:

$$\Delta t \cdot \sum ((P + \rho \cdot v^2) dA_x - \rho \cdot u \cdot v \cdot dA_y) = \Delta V \cdot \Delta (\rho \cdot v) \quad (4)$$

انرژی:

$$\Delta t \cdot \sum (\rho \cdot u \cdot h_0 \cdot dA_y - \rho \cdot v \cdot h_0 \cdot dA_x) = \Delta V \cdot \Delta (\rho \cdot e_0) \quad (5)$$

از آنجا که جریان پایدار مد نظر است، فرض شده که جریان آدیاباتیک و آنتالپی سکون کل ثابت است. بنابراین معادله گسسته شده انرژی به صورت زیر ساده شده است.

$$h_0 = h + \frac{u^2 + v^2}{2} = cte \quad (6)$$

در این تحقیق جملات لزجت و در نتیجه جملات تنش اضافه می-گردد، لذا معادلات بالا در دستگاه مختصات دکارتی به صورت ذیل تغییر خواهند یافت. لازم به ذکر است معادلات پیوستگی و انرژی بدون تغییر به صورت (۲) و (۶) باقی می-مانند.

مومنوم در جهت X:

$$\Delta t \cdot \sum ((\sigma_x - (P + \rho \cdot u^2)) dA_y + (\rho \cdot u \cdot v - \tau_{xy}) dA_x) = \Delta V \cdot \Delta (\rho \cdot u) \quad (7)$$

مومنوم در جهت Y:

$$\Delta t \cdot \sum (((P + \rho \cdot v^2) - \sigma_y) dA_x + (\tau_{yx} - \rho \cdot u \cdot v) dA_y) = \Delta V \cdot \Delta (\rho \cdot v) \quad (8)$$

۳- لزجت مغشوش با استفاده از مدل بالدوین-

لوماکس

برای انجام هر گونه محاسبات با توجه به جملات تنش در معادلات حاکم، تخمین مقادیر لزجت مغشوش ضروری می-باشد. برای نیل به این هدف مدل جبری بالدوین-لوماکس [۲۳ و ۲۴] مورد استفاده قرار گرفته است. مدل مذکور ساده بوده و بدین لحاظ محاسبات پیچیده جریان را به مخاطره نیفکننده و نیز ضمن برآورده ساختن خواسته های مورد نظر در زمان محاسبات صرفه جویی به عمل آمده است. این مدل جبری، دو لایه ای است [۲۵]؛ به طوری که، لایه مرزی را به دو ناحیه داخلی و خارجی تقسیم می-کند.

پرانتل فرض کرد برای سیالات با لزجت کم بجز نزدیک سطح جامد، که باید شرط عدم لغزش برقرار شود، در بقیه نقاط میدان جریان می توان از نیروهای لزجتی چشم پوشی نمود از اینرو در جریان سیال نزدیک سطح جسم یک لایه نازک که لایه مرزی نامیده می-شود که اثرات لزجت در آن قابل توجه است. تولید لایه مرزی در توربوماشین ها بازده آنها را کاهش می-دهد [۶-۳]. سیدگال و اسپالدینگ [۷] یک طرح اختلاف محدود برای حل جریان پایدار و دوبعدی در پره های توربین ارائه دادند. دنیس و همکاران [۸] طراحی بهینه پره های سری دو بعدی را بررسی کردند. آنها پره با جریان تراکم پذیر با کمک معادلات ناپویراستوکس و مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ بررسی نمودند. چسناکس و نگ [۹] نشان دادند که شعاع زاویه حمله یک عامل مهم اتلاف در جریان مافوق صوت بین پره هاست و مقدار اتلاف در شوک ها ۷۰ تا ۸۰٪ اتلاف جریان مافوق صوت بین پره هاست. یاماموتو [۱۰] با استفاده از روش تفاضل محدود، جریان بخار لزج را بین پره های یک توربین حل نمود. مه پیکر و همکارانش [۱۱-۱۳] جریان در گذرگاه پره های یک توربین با اعمال لزجت در حالت آرام را شبیه سازی نمودند و تیمورتاش و همکاران [۱۴] آن را در حالت توربولانس مدل سازی نمودند. موشیزی و همکاران [۱۵] جریان لزج و غیرلزج مافوق صوت را بین پره های توربین بررسی نمودند. همچنین دنتون [۱۸-۱۶] جریان غیر لزج بین دو پره توربین را در حالت دو بعدی و سه بعدی با روش حجم محدود شبیه سازی نمود. یوسفی راد و همکاران [۲۰-۱۹] جریان بین پره های توربین را از روش کاسپ شبیه سازی نمودند.

در این مقاله با کمک روش حجم محدود دنتون و اضافه نمودن ترم های لزجتی مغشوش به معادلات ناپویراستوکس در حالت دوبعدی، جریان بین پره های ثابت توربین بخار بررسی گردیده است و در انتها نتایج با داده های تجربی مقایسه شده است. لازم به توضیح است بیشتر برنامه های نوشته شده و مقالات موجود، معادلات ناپویراستوکس را به صورت غیر لزج حل نموده اند ولی در این مقاله برنامه نوشته شده به زبان فرترن به صورت لزج می-باشد که نوآوری مقاله می-باشد. در این برنامه برای اولین بار با بکارگیری از روش جبری بالدوین-لوماکس در پره ثابت توربین بخار، بهبود قابل ملاحظه ای را در نتیجه های مدل سازی جریان از خود نشان می-دهد لازم به یادآوری است که منطقه انتهایی پره به علت وجود شوک از اهمیت ویژه ای برخوردار است.

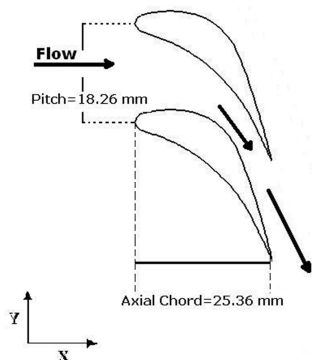
۲- معادلات حاکم بر جریان

معادلات بقاء جرم، مومنوم و انرژی برای جریان لزج و قابل تراکم در مختصات دکارتی دوبعدی به صورت معادله (۱) می-باشد [۲۱-۲۲].

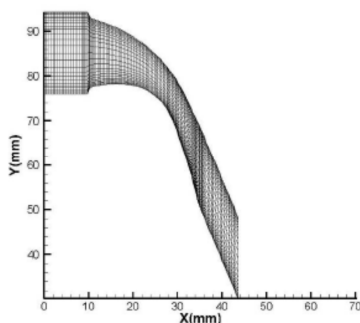
$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial S}{\partial y}$$

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \cdot u \\ \rho \cdot v \\ \rho \cdot e_0 \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho \\ P + \rho \cdot u^2 \\ \rho \cdot u \cdot v \\ \rho \cdot u \cdot h_0 \end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix} \rho \cdot v \\ \rho \cdot v \cdot u \\ P + \rho \cdot v^2 \\ \rho \cdot v \cdot h_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R = \begin{bmatrix} 0 \\ \sigma_x \\ \tau_{yx} \\ \sigma_x \cdot u + \tau_{xy} \cdot v + k \cdot \frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix}$$



شکل ۳- هندسه پره ها با گام 18.26 mm و کورد 25.36 mm



شکل ۴- شبکه ایجاد شده بین ۲ پره با ریز شدگی نزدیک دیواره

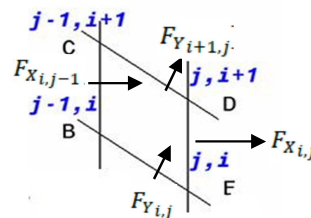
۲-۴- شرایط مرزی

شرایط مرزی ورودی و خروجی در این بررسی از نوع مشخصاتی و برونمایی شونده محسوب شده‌اند. با توجه به آنکه جریان در ورودی مادن صوت می‌باشد، لذا در این مرز سه مشخصه ورودی و یک مشخصه خروجی موجود و با توجه به جریان فرا صوتی در خروج عکس این وضعیت در مرز خروجی قابل تصور می‌باشد. بنابراین بر اساس تئوری مشخصاتی ممکن است سه شرط مرزی در ورودی و یک شرط مرزی در خروجی معلوم و سایر شرایط را به وسیله حل معادلات دیفرانسیل و به صورت عددی تعیین نمود. شرایط مرزی معلوم شده در مرز بالا دست، شامل دمای سکون، فشار سکون، فشار استاتیک و زاویه ورودی می‌باشند و اما در صفحه خروجی، فشار استاتیک به عنوان تنها شرط خروجی در نظر گرفته شده است و فشار کل، دمای کل و زاویه خروجی جریان با حل عددی از نقاط داخلی برونمایی گردیده اند. همچنین به علت اثرات لزجت سرعتها، بر روی سطح ایرفول صفر می‌شوند. و در ناحیه ورودی و خروجی سیال، خواص بر روی خطوط ابتدا و انتها به عنوان مرز تناوبی^۱ برابر فرض می‌شود. شرایط مرزی در شکل ۵ نمایش داده شده است.

۴- الگوریتم حل جریان در روش حجم محدود استفاده شده

با توجه به شکل ۲ تغییر در خواص جریان ϕ برای هر المان به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\Delta\phi_{i,j} = [F_{X_{i,j-1}} + F_{Y_{i,j}} - F_{X_{i,j}} - F_{Y_{i+1,j}}] \frac{\Delta t}{\Delta V} \quad (9)$$



شکل ۲- شار خواص در یک المان نمونه

که در آن $\Delta\phi$ تغییر خواص سیال مثل ρu ، ρv و ρ برای هر المان و F شار خواص جریان در جهت جریان (X) و عمود بر جریان (Y) است که از سطوح عبور می‌کند. خواص جریان در نقاط مورد نظر، بدین طریق محاسبه می‌شود که تغییرات خواص به غیر از فشار به دست آمده برای هر المان در پایین دست عمل کند، بنابراین مقدار خواص ϕ در زمان $t + \Delta t$ برای یک گره از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\phi_{i,j}^{t+\Delta t} = (1 - SF_x)(1 - SF_y)\phi_{i,j}^t + \frac{SF_y}{2}(\phi_{i,j-1}^t + \phi_{i,j+1}^t) + \frac{SF_x}{2}(1 - SF_y)\phi_{i-1,j}^t + \frac{SF_y}{2}(\phi_{i-1,j-1}^t + \phi_{i-1,j+1}^t) + \frac{SF_x}{2}(1 - SF_y)\phi_{i+1,j}^t + \frac{SF_y}{2}(\phi_{i+1,j-1}^t + \phi_{i+1,j+1}^t) + \frac{1}{2}[(\Delta\phi)_{BCDE} + (\Delta\phi)_{ABEF}] \quad (10)$$

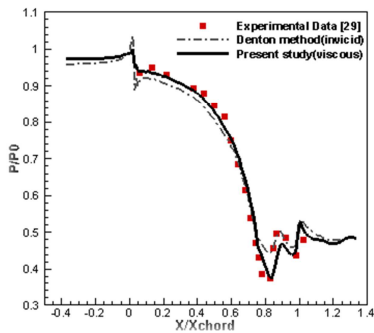
در هر تکرار، پارامترهای جریان به ترتیب زیر بدست می‌آیند:

- ۱- جرم مخصوص (ρ) به وسیله معادله بقاء جرم محاسبه و ضرایب هموارکننده، اصلاح می‌گردد.
- ۲- دما و فشار هر نقطه یا گره با استفاده از معادله انرژی و معادله حالت و مقدار قبلی آنتالپی و مقدار جدید جرم مخصوص، دارای مقادیر جدید می‌شوند.
- ۳- فشار با استفاده از فاکتورهای تصحیح کننده اصلاح می‌گردد.
- ۴- ρu ، ρv با استفاده از مقادیر جدید ρ و P و مقادیر قدیمی u و v از معادله مومنتوم و سپس با استفاده از ضرایب هموارکننده بدست می‌آید [۲۶].

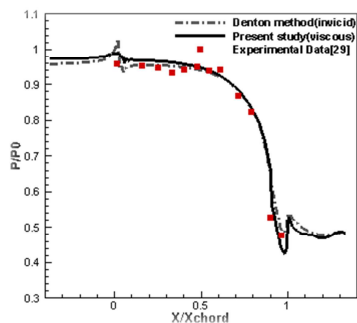
۴-۱- روش عددی

هندسه جریان در شکل ۳ به نمایش در آمده و شبکه بندی مطابق شکل ۴ از نوع H به ابعاد 115×25 و با ضریب انبساط 1.1 جهت مدل سازی لزجت در کنار دیواره انتخاب شده است تا در نواحی حساس جریان به ظرافت آن افزوده شود. استقلال حل از تعداد نقاط شبکه نیز حاصل گردیده است

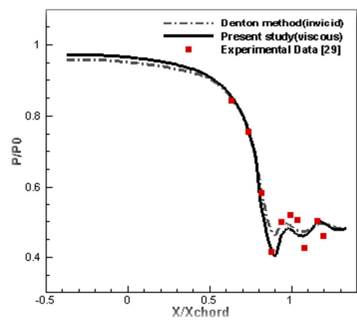
¹ Periodic Boundary



(الف)



(ب)



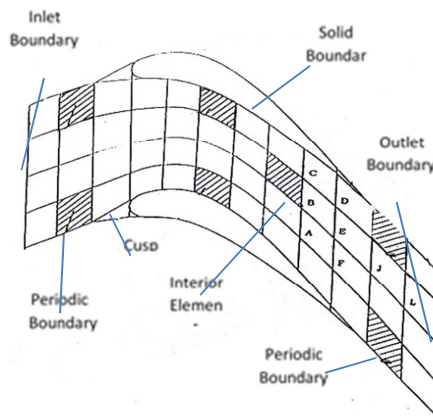
(ج)

شکل ۶ - مقایسه توزیع فشار (الف) در سطح مکش، (ب) در سطح فشار و (ج) در سطح میانی

در جریان مورد نظر که آدیاباتیکی می‌باشد، مقدار فشار سکون تا قبل از شوک بایستی ثابت بماند. در شکل ۷ تغییرات فشار سکون نسبت به فشار سکون ابتدای پره ترسیم شده که هر چه این تغییرات کم تر باشد حل مسئله به واقعیت نزدیک تر است. از آنجا که در مطالعه حاضر تغییرات فشار سکون کم تر بوده و نوسانات خطای محاسباتی در کل مسیر به طور نسبی گرفته شده، لذا نتایج حاصل از این روش مناسب تر می‌باشد.

شرایط مرزی که در ارائه نتایج عددی از آنها استفاده شده عبارتند از:

$\theta = 0$ زاویه ورودی
 $P_{0in} = 170\text{KPa}$ فشار سکون ورودی
 $T_{0in} = 654.2\text{K}$ دمای سکون ورودی
 $P_{out} = 81.862\text{KPa}$ فشار استاتیک خروجی
 و برای حدس اولیه:
 $P_{in} = 169.146\text{KPa}$ فشار استاتیک ورودی

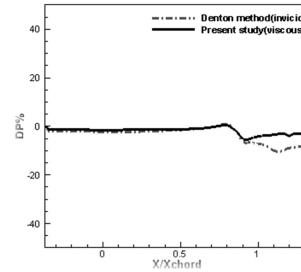


شکل ۵ - شرایط مرزی در بین پره ها

۵- بحث و بررسی نتایج

در این قسمت نتایج دو روش جریان غیرلزج و جریان لزج با روش حجم کنترل دنتون و داده های تجربی [۲۷] مقایسه شده است. داده های تجربی موجود در کار حاضر، توزیع فشار استاتیکی در طول سطوح مکش، فشار و میانی پره می‌باشد. در شکل های ۶ توزیع فشار استاتیکی در دو روش غیرلزج و مطالعه حاضر در مقایسه با داده های تجربی به ترتیب در سطوح مکش، فشار و میانی پره نشان داده شده است. با توجه به شکل ۶ (الف) دو افزایش فشار روی سطح مکش ملاحظه می‌شود. نخستین افزایش فشار در $\frac{X}{X_{chord}} = 0.85$ ناشی از شوک لبه فرار روی سطح فشار تیغه است که در عرض گذرگاه منتشر شده و پس از برخورد به سطح مکش بازتاب می‌نماید. افزایش فشار دوم در $\frac{X}{X_{chord}} = 0.96$ ناشی از تشکیل شوک در لبه فرار روی سطح مکش است. در سطح فشار (شکل ۶ (ب))، شوک در $\frac{X}{X_{chord}} = 0.97$ رخ می دهد که یک شوک آپرودینامیکی بواسطه تغییر جهت جریان است و در انتهای پره، یعنی لبه فرار شکل گرفته است. این موج ضربه تا سطح مکش پره، امتداد یافته است. این پدیده با اولین جهش در منحنی توزیع فشار استاتیکی سطح مکش ثبت شده است. در سطح میانی کانال شکل ۶ (ج)، در قسمت انتهایی دو افزایش ناگهانی فشار در $\frac{X}{X_{chord}} = 0.9$ و $\frac{X}{X_{chord}} = 1.1$ دیده می شود. که به ترتیب از اثرات شوک های ذکر شده در انتهای سطوح فشار و مکش پره است. با توجه به شکل های فوق نتایج مطالعه حاضر تطابق بسیار بهتری با داده های تجربی نشان می دهد. شدت شوک های محاسبه شده به علت لزج کردن جریان، بیشتر از حالت غیر لزج دنتون است.

- [9] C.J. Chesnakas, W.F. Ng, Supersonic through-flow fan blade cascade studies, *Journal of Fluids Engineering*, Vol.125, No.5, pp.796-805, 2003.
- [10] S. Yamamoto, Computation of Practical Flow Problems with Release of Latent Heat, *Energy*, Vol. 30, No. 2, pp.197-208, 2005.
- [11] M.R. Mahpeykar, A.R. Teymourtash, An Investigation of 2D-Twophase Flow of Steam in a Cascade of Turbine Blading by the Time Marching Method, *Amirkabir University Journal*, Vol. 14, No. 56, pp. 254-269, 2003. (In Persian)
- [12] M.R. Mahpeykar, A.R. Teymourtash, E. Lakzian, The Effects of Viscosity on Pressure Distribution and Droplet Size in Transonic Steam Flow Through a Turbine Cascade, *Iranian Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 11, No. 1, pp. 6-29, 2010. (In Persian)
- [13] H. Mashmouhy, M.R. Mahpeykar, F. Bakhtar, Studies of nucleating and wet steam flows in 2-D cascades, *Institution of Mechanical Engineers*, Vol. 218, No. 8, pp.843-858, 2004.
- [14] A.R. Teymourtash, M.R. Mahpeykar, E. Lakzian, An Investigation of Condensing Flow in a Steam Turbine Cascade, Using the Baldwin-Lomax Turbulence Model, *Journal of Mechanical Engineering Sharif*, Vol. 27, No.2, pp. 25-36, 2011. (In Persian)
- [15] S.A. Moshizi, A. Madadi, M.J.Kermani, Comparison of inviscid and viscous transonic flow field in VKI gas turbine blade cascade, *Alexandria Engineering Journal*, Vol.53, No. 2, pp.275-280, 2015.
- [16] J. D.Denton, An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculations, *Journal of Engineering for Power*, Vol. 105, No. 3, pp. 514-521, 1983.
- [17] J.D. Denton, A Time Marching Method for Two and Three Dimensional Blade to Blade Flow, *Aeronautical Research Council Reports and Memoranda*. No.3775, 1975.
- [18] J.D. Denton, W.N. Dawes, Computational fluid dynamics for turbo machinery, *Institution of Mechanical Engineers*, Vol 213 Part C, pp. 107-124, 1999.
- [19] E. YousefiRad, M.R. Mahpeykar, A. Teymourtash, Optimization of CUSP Technique Using Inverse Modeling for Improvement of Jameson's 2-D Finite Volume Method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol.14, No.8, pp.174-182, 2014 (In Persian)
- [20] E. YousefiRad, M.R. Mahpeykar, Modeling of 2D Two-Phase Flow in Cascade Blades of Steam Turbine Using Jameson's Finite Volume Method with CUSP Technique, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 4, pp. 141-150, 2015 (In Persian)
- [21] M.J. Kermani, A.G. Gerber, A general formula for the evaluation of thermodynamic and aerodynamic losses in nucleating steam flow, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol.46, No.17, pp. 3265-3278, 2003.
- [22] K.A. Hoffmann, S.T. Chiang, *Computational fluid dynamics*, Engineering Education System, pp. 1-150, 2000.
- [23] B. S. Baldwin, H. Lomax, Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, pp.78-257, 1978.
- [24] B.S. Baldwin, H. Lomax, Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, in *The 16th Aerospace Sciences Meeting*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1978.
- [25] W. Rodi, Simulation of turbulence in practical flow calculations, *European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, Barcelona, pp. 1-22, 2000.
- [26] F. Bakhtar, M.R. Mahpeykar, K.K. Abbas, An Investigation of Nucleating Flows of Steam in a Cascade of Turbine Blading-theoretical Treatment, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 117, No. 1, pp. 138-145, 1995.
- [27] A. Jamson, W. Schmidt, E. Turkel, Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge- Kutta Time-Stepping Schemes, in *AIAA 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, Palo Alto, California, pp.1-14 1981.
- [28] F. Bakhtar, M.R. Zamiri, E. Rodrigueslelis, A comparative study of treatment of 2-D two-phase flows of steam by a Runge-Kutta and by Denton's method, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 221, No. 6, pp. 689-706, 2007.



شکل ۷- درصد تغییر های نسبت فشار سکون به فشار سکون ورودی در خط مرکزی جریان

۶- نتیجه گیری

در این تحقیق حل میدان جریان مافوق صوت در جریان غیر لزج و جریان لزج (مطالعه حاضر) با روش حجم کنترل دنتون بین دو پره توربین بررسی شده است. همانگونه که توضیح داده شد، در این تحقیق به منظور افزایش دقت، جریان به صورت لزج برای بهبود نتایج در منطقه هدف بکار گرفته شده است

مدل بالدوین- لوماکس برای اثرات اغتشاش در جریان لزج استفاده شده است. برنامه مورد استفاده با داده های تجربی اعتبارسنجی شده است و همچنین شوک های ایجاد شده بسیار بهتر از حالت غیر لزج و نزدیک تر به واقعیت می باشد که نشان از بهبود نتایج می باشد که دلیل این موضوع افزودن پارامتر لزجت و نزدیک شدن به واقعیت می باشد. روش دنتون در عین سادگی و حجم کم محاسبات نتایج خوبی می دهد که با اضافه نمودن ترم های لزجت دقت آن بهتر می شود و مناسب حل جریان های پیچیده تر خواهد بود. همچنین با توسعه این برنامه عددی که با زبان فرترن می باشد امکان استفاده در جریان های دو فازی می باشد که لازم است نسبت به بهبود این روش ها تحقیقات لازم صورت پذیرد.

۷- مراجع

- [1] R.A. Chaplin, Steam turbine impulse and reaction blading, *Thermal power plants*, Vol. 3, pp. 57-84 2012.
- [2] D. K.A.Hafez, O.A.Elsamni, K.Y.Zakaria, Flow and turbulent structures around simplified car models, *Computers & Fluids*, Vol. 96, pp. 122-135, 2014.
- [3] D.E.Aljure, O.Lehmkuhl, I.Rodriguez, A.Oliva, Numerical investigation of the fully developed turbulent flow over a moving wavy wall using k-ε turbulence model, *Alexandria Engineering Journal*, Vol.50, No.2, pp.145-162, 2011
- [4] A.Malvandi, F.Hedayati, D.D.Ganji, Thermodynamic optimization of fluid flow over an isothermal moving plate, *Alexandria Engineering Journal*, Vol.25, No. 3, pp.277-283, 2013.
- [5] A.Malvandi, D.Ganji Domairry, F. Hedayati, M. Kaffash Hossein, M. Jamshidi, Series solution of entropy generation toward and isothermal flat plate, *Thermal Science*, Vol.16, No. 5, pp.1289-1295, 2012.
- [6] Y.M.Ahmed, Numerical simulation for the free surface flow around a complex ship hull from at different Froude numbers, *Alexandria Engineering Journal*, Vol.50, No. 3, pp.229-235, 2011.
- [7] A.K.Singhal, D.B.Spalding, A 2D Partially-Parabolic Procedure for AxialFlow, *Mechanical Engineering Department*, Imperial College, 1976.
- [8] B.H.Dennis, I.N.Egorov, Z.X.Han, G.S. Dulikravich, C.Poloni, Multi-objective optimization of turbomachinery cascades for minimum loss, maximum loading, and maximum gap-to-chord ratio, *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, Vol.18, No. 3, pp.201-210, 2001.