

نشریه دانشکده مهندسی

سال باردهم، شماره دوم، ۱۳۷۸

حل عددی دو بعدی جریان لزج آرام صوتی بین پره‌های ثابت توربین با روش تداخلی لزج - غیرلزج *

محمد رضا مهپکر^(۱)

ابراهیم کمالی^(۲)

چکیده این مقاله تئوری جریان‌های بخار فوق داغ را در داخل پره‌های ثابت توربین تحریح می‌کند. در کار حاضر جریان دو بعدی صوتی و آرام با تکیکی منطقه‌ای با روش تعاملی تداخلی لزج - غیرلزج تحلیل شده است. قسمت اصلی جریان غیرلزج فرص شده و میدان جریان در این ناحیه با روش تایم مارچینگ ابداعی دنتون محاسبه شده است. با فرض اینکه لزج فقط در لایه مرزی بر میدان جریان تأثیر می‌گذارد، با روش انتگرالی به حل معادلات لایه مرزی در این ناحیه پرداخته شده است. نتایج محاسباتی بدست آمده تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد.
واژه‌های کلیدی پره توربین، تایم مارچینگ، صوتی، لایه مرزی

A Numerical Approach for a Laminar 2D- Transonic Flow in Turbine Cascades by Inviscid-Viscous Interaction Method

M.R. Mahpeykar

E. Kamali

Abstract This paper describes the theoretical part of an investigation into superheating flows of steam in a cascade turbine nozzle blading. In this work the laminar two-dimensional transonic flow is analyzed by means of a zonal technique with inviscid-viscous interaction. The main flow fluid is regarded as inviscid and treated using the time-marching technique developed by Denton. The viscous effects are assumed to be concentrated in boundary layers which are treated by the integral method. The agreement obtained with the observed surface pressure distribution is very good.

Key Words Turbine Blade, Time Marching, Transonic, Boundary Layer

* نسخه اولیه مقاله در تاریخ ۲۳/۳/۷۷ و نسخه نهایی در تاریخ ۱۲/۴/۷۸ به دفتر نشریه رسیده است.

۱- استادیار گروه مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد

۲- کارشناس ارشد مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد

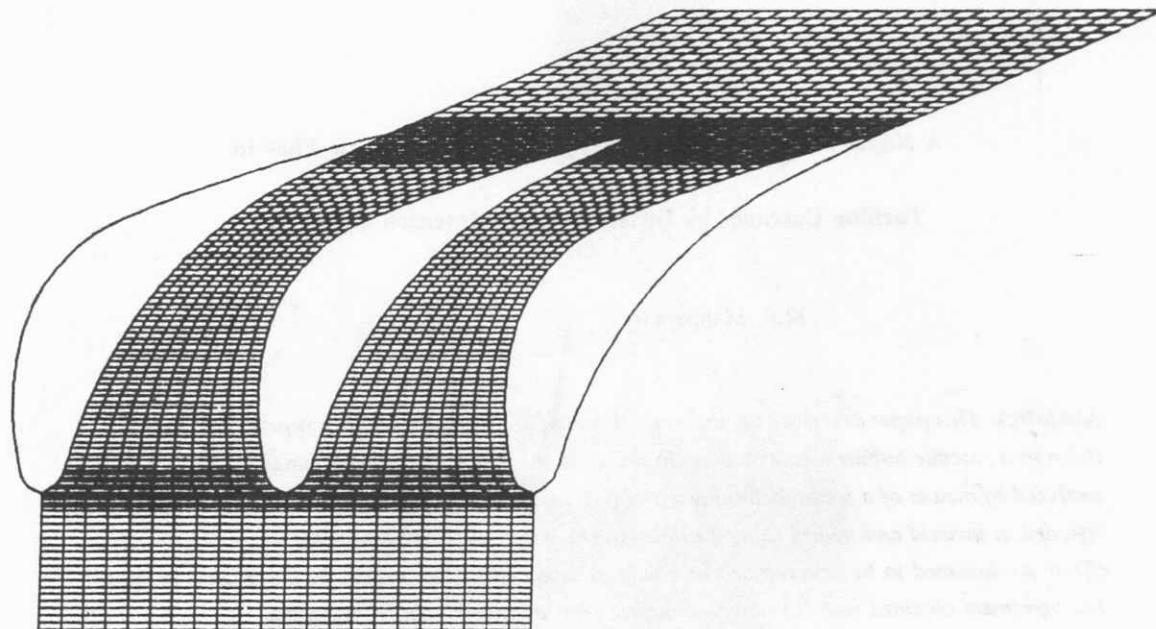
مقدمه

منظور از شبکه بندی نوع H آفای دنتون (Denton) برای انفصل میدان، از کد تایم مارچینگ توسعه یافته آفای دنتون برای حل معادلات اولر [7]، و از حل معادلات انتگرالی مرомнوم توسط سویت (Thwaites) برای جریان در لایه مرزی استفاده شده است [14].

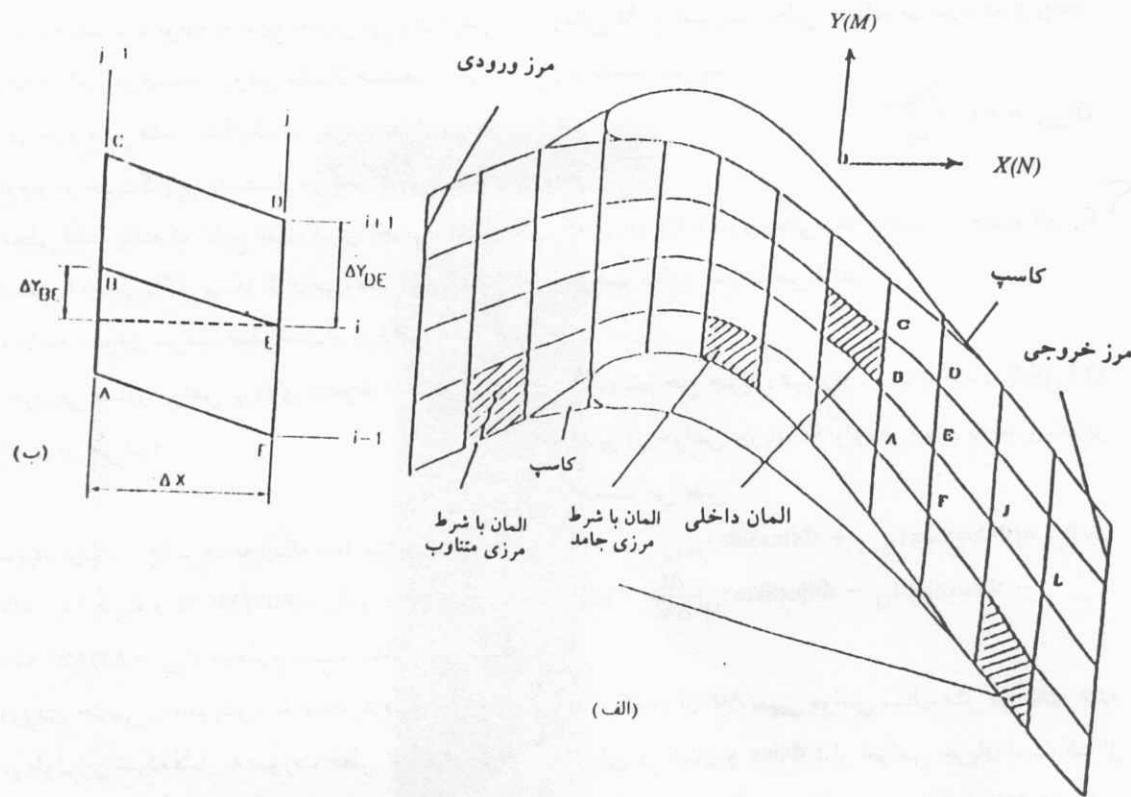
سرانجام برای تأثیرگذاری لایه مرزی روی کل جریان از متدهای داخلی صریح لزج / غیرلزج استفاده شده است [13,10,3]. جوابهای بدست آمده با جوابهای حاصل از حل کاملاً غیرلزج جریان مقایسه شده است. به این ترتیب، برای افتهای حاصله می‌توان توجیهی بدست آورد. افزون براین، خطاهای ناشی از غیرلزج فرض کردن جریان کاهش می‌باید.

شکل (۱) شبکه حقیقی استفاده شده را نشان می‌دهد. در شکل (۲) نمای عمومی شبکه و یک المان آن نشان داده شده است.

در سالهای اخیر در جهت توسعه روشهای عددی سریع تر و کارآمدتر برای محاسبه جریان در توربوماشینها پیشرفت‌های زیادی حاصل شده است. بیشتر این روشها بر پایه طرح Wu استوارند. که با روش شبه سه بعدی به تقسیم بندی میدان محاسبات برای حل معادلات دو بعدی روی صفحه پره به پره (Hub to Tip) و ریشه تا نوک (Blade to Blade) می‌پردازد [7]. برای حل معادلات جریان روی صفحه پره ناپره نیز الگوریتمهای مختلف حل معادلات اولر یا ناویر استوکس فراهم شده است [11]. به عنوان مثال می‌توان از متد مک‌کورماک (McCormack) که یک روش تایم مارچینگ صریح است نام برد. از این روش از زمان معرفی در سال ۱۹۶۹ تاکنون استفاده‌های زیادی به عمل آمده است. در مقاله حاضر برای حل جریان از دو حل غیرلزج و لزج و تداخل آنها با یکدیگر استفاده شده است. به این



شکل ۱ شبکه 12×115 مورد استفاده



شکل ۲ (الف) نمای عمومی المانها، (ب) یک المان نمونه

حل جریان در بین پره‌های توربین

برای تقسیم بندی میدان از شبکه بندی نوع برشی H

دنون استفاده می‌شود، شکل (۱)، گره‌های محاسباتی در گوش‌های هر المان قرار می‌گیرد.

معادلات حاکم بر جریان غیرلنج. با فرض اینکه جریان ناپایدار دو بعدی و غیرلنج باشد معادلات بقاء، جرم، مومنتوم و انرژی در دستگاه مختصات کارتزین به صورت زیر خواهد بود.

(۱) بقاء جرم

$$\Delta t \sum (\rho u dS_x + \rho v dS_y) = \Delta V \Delta \rho$$

$$\Delta t \sum [(P + \rho u^T) dS_x + \rho u v dS_y] = \Delta V \Delta (\rho u)$$

$$h_0 = h + \frac{u^T + v^T}{2}$$

(۴)

(۲) مومنتوم در جهت X

$$\Delta t \sum [\rho u v dS_x + (P + \rho v^T) dS_y] = \Delta V \Delta (\rho v)$$

(۳) مومنتوم در جهت Y

که در آنها u و v مؤلفه‌های سرعت در جهت x و y و P جرم مخصوص، P فشار، ΔV حجم المان، dS_x و dS_y تصاویر وجوه حجم کنترل در جهت‌های x و y ، Δt پله زمانی است. Σ روی وجوه المان انجام می‌شود. از آنجا که جریان پایدار مدنظر است، فرض شده که جریان آدیباتیک و انتالپی سکون کل ثابت باشد. پس معادله انرژی به صورت زیر ساده می‌شود.

می‌یابد که میزان تغییرات $\frac{\Delta u}{u}$ تا 0.005% در هر پله زمانی کاهش یابد. برای پایداری محاسبات از فاصله زمانی Δt به صورت محلی استفاده می‌شود که از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\Delta t_{\max} = FT \frac{\Delta x_{\min}}{C_0} \quad (5)$$

که در آن FT فاکتور زمانی، Δx فاصله در جهت x و C_0 سرعت سکون صوت می‌باشد.

الگوریتم حل جریان غیرلنج. با توجه به شکل (۲) تغییر در خواص جریان Φ برای هر المان به صورت زیر بدست می‌آید.

$$\Delta \Phi_{i,j} = [\Phi_{\text{fluxSide2}_{i,j-1}} + \Phi_{\text{fluxSide1}_{i+1,j}} - \Phi_{\text{fluxSide1}_{i,j}} - \Phi_{\text{fluxSide2}_{i,j}}] \frac{\Delta t}{\Delta V} \quad (6)$$

که در آن $\Delta \Phi$ تغییر خواص سیال، مثل ρ و μ ، برای هر المان و Φ_{flux} شار خواص جریان است که از سطح عبور می‌کند. و با توجه به شکل (۲) تغییرات خواص جریان در نقاط مورد محاسبه بدین طریق محاسبه می‌شوند که تغییرات خواص بغیر از فشار بدست آمده برای المان در پایین دست عمل کند. این شیوه به شیوه نوع C دنتون معروف است. بنابراین، مقدار خواص (Φ) در زمان Δt برای یک گره از رابطه زیر بدست می‌آید.

$$\Phi^{t+\Delta t}_D = (1 - SF_y)\Phi_D^t + \frac{SF_y}{\gamma}(\Phi_C^t + \Phi_E^t) + \frac{1}{\gamma}[\Delta \Phi_{ABCD} + \Delta \Phi_{ADEX}] \quad (7)$$

در هر تکرار پارامترهای جریان به ترتیب زیر بدست می‌آید:
 الف) جرم مخصوص (ρ) بوسیله معادله بقاء جرم اصلاح می‌گردد.
 ب) درجه حرارت و فشار هر نقطه یا گره با استفاده از

شرایط مرزی. شرایط سیال در ورود به پره‌ها عبارتند از: زاویه ورود سیال، فشار و درجه حرارت کلی. این شرایط باید معلوم باشند. با توجه به نتایج تجربی می‌توان فرض کرد که خواص در صفحه ورودی یکسان هستند.

در خروج نیز فشار استاتیک در پایین دست پره‌ها معلوم و در جهت گام پره‌ها یکسان می‌باشد؛ چون شبکه نا محلی ادامه یافته که نتایج اندازه‌گیری تجربی، فشار یکسانی را در جهت گام پره‌ها نشان می‌دهند. روی سطح پره مؤلفه عمودی سرعت صفر است و در ناحیه ورودی و خروجی سیال خواص بر روی خطوط ابتدا و انتهایا برابر فرض می‌شود.

شرایط اولیه. با توجه به اینکه فقط شرایط در ورود $T_0 = 27^\circ\text{K}$ و $P_0 = 101 \text{ kPa}$ و در خروج $P_{\text{out}} = 81 \text{ kPa}$ معلوم است، ابتدا برای فشار ورودی حدسی زده می‌شود. با توجه به فشار خروجی، در طول این شبکه فشار به صورت خطی توزیع می‌گردد. خواص مورد نیاز دیگر با فرض گاز کامل بودن سیال و انبساط آیزنتروپیک محاسبه می‌شود. بدینهی است که پس از انجام تکرار لازم خواص سیال به صورت دو بعدی و پایدار به دست می‌آید.

شرایط همگرایی. میزان و ملاک همگرایی می‌تواند بر اساس دو روش زیر باشد.

الف) تغییرات در میزان شدت انتقال جریان بین دو پره

ب) تغییرات در جرم مخصوص، سرعت ورودی، مومنتوم و انرژی

در اینجا از تغییرات سرعت مح

ملک همگرایی استفاده شده است

تکرار ادامه

$$\bullet = U_{\infty} U'_{\infty} + \frac{\nu U_{\infty} m}{\theta^2} \quad (11)$$

پس از ساده سازی معادلات به صورت زیر خلاصه می شوند.

$$\frac{U_{\infty}}{\nu} \frac{d\theta}{dx} = L(m) \quad , \quad m = \frac{U_{\infty}' \theta^2}{\nu} \quad (12)$$

معادله انرژی و معادله حالت و مقادیر قدیمی انتالپی و جرم مخصوص دارای مقادیر جدید می شود.

ج) m و θ با استفاده از مقادیر ρ , u و v و مقدار

جدید فشار از معادله مومنتوم بدست می آید.

د) فاکتورهای تصحیح کننده جرم مخصوص جدید محاسبه می شوند.

که سویت با استفاده از حل‌های تحلیلی موجود و آزمایش‌های انجام شده برای $L(m)$ رابطه زیر را بدست آورده است [14].

$$L(m) = 0/45 - 6m \quad (13)$$

با انتگرال گیری از معادله (12) و استفاده از معادله (13) برای هر دو گره متواالی در شبکه، برای θ رابطه زیر بدست می آید.

$$\theta_{i+1} = \left(\frac{U_{\infty i}}{U_{\infty i+1}} \right) \theta_i + 0/225 (\nu_i \frac{U_{\infty i}^2}{U_{\infty i+1}^2})$$

$$+ \frac{\nu_{i+1}}{U_{i+1}} \Delta S \quad (14)$$

بدین ترتیب در هر گره لایه مرزی θ محاسبه می شود. برای محاسبه δ از رابطه‌ای که توسط Ceteci برای H ارائه شده [4]، استفاده می کنیم تا ضخامت جابجایی را در هر گره مرزی محاسبه کنیم.

$$m \geq 0 \quad H(m) = 2/61 - 3/75m + 5/24m^2$$

$$m \leq 0 \quad H(m) = \frac{0/0731}{m + 0/14} + 2/088$$

به این ترتیب δ محاسبه می شود.

$$\delta^* = H(m)\theta \quad (16)$$

روش تداخلی لزج / غیرلزج. در چهارمین مرحله لازم است که ارتباطی بین حل جریان لزج و غیرلزج پیدا شود. در اینجا با توجه به اینکه جدانی لایه مرزی از سطح پره اتفاق نمی افتد، از روش تداخلی مستقیم

حل معادلات لایه مرزی. به دلیل ضخامت کم لایه

مرزی در پره‌های توربین می توان در این لایه، جریان را

تراکم ناپذیر فرض کرد و برای حل معادلات لایه مرزی از

فرم انتگرالی آن برای جریان تراکم ناپذیر استفاده نمود.

مقایسه نتایج محاسبه شده با داده‌های تجربی صحبت این

فرض را نشان می دهد.

$$\frac{d\theta}{dx} = -(H + 2) \frac{U_{\infty}' \theta}{U_{\infty}^2} + \frac{\nu}{U_{\infty}^2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (8)$$

که در آن θ ضخامت مومنتوم و H ضرب شکل و برابر

با $\frac{\delta}{\theta}$ و δ ضخامت جابجایی می باشد. از مقادیر سرعت

بدست آمده در گره‌های مرزی در حل غیرلزج برای U_{∞} استفاده می شود. با در نظر گرفتن اینکه سرعت در دیواره

صفراست، از معادله لایه مرزی که توسط پرانتل ارائه شده رابطه زیر بدست می آید.

$$\theta = U_{\infty} U'_{\infty} + \nu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (9)$$

این معادلات به روش سویت (Thwaites) حل می گرددند

چراکه در این روش نیازی به حدس زدن پروفیل سرعت

در لایه مرزی نیست و فقط با داشتن اطلاعات روی

سطح لایه مرزی قادر به حل کردن این معادلات

می باشیم. در این روش معادلات به صورت زیر در

می آیند.

$$\frac{d\theta}{dx} = -(H + 2) \frac{U_{\infty}' \theta}{U_{\infty}^2} + \frac{\nu l(m)}{U_{\infty} \theta} \quad (10)$$

که در آن $\theta = 5^\circ$ بیانگر مجموع مقادیر آن در سطح فشار و مکش پره در صفحه انتهای دم پره و U_e سرعت جریان اصلی در انتهای پره است. به این ترتیب بدست آوردن افت ناشی از لایه مرزی خیلی ساده می‌باشد.

نتیجه گیری

در شکل (۵) خطوط همتراز نسبت فشار به فشار سکون (P/P_∞) در بین پرهها و انتهای پرهها رسم شده است. این خطوط نشان دهنده چگونگی تغییرات فشار و شوکهای ایجاد شده در انتهای پرهها می‌باشد.

شکل (۶) نتایج تجربی و محاسبه شده P/P_∞ مقایسه می‌کند. در انتهای پره حدود $0/8 = X/\text{Chord}$ شوک دیده می‌شود. دو افزایش ناگهانی فشار نشان دهنده دو شوک در انتهای پره است که یکی از سطح فشار شروع شده و به سطح مکش می‌خورد و دیگری از انتهای پره در سطح مکش شروع می‌شود.

از آنجاکه روش تایم مارچینگ برای سرعتهای صوتی و ما فوق صوت مناسب است، در ابتدای میدان جریان که سرعت سیال کم است خطاهایی دیده می‌شود. این خطاهای به صورت موضعی (Locally) می‌باشند و از این رو تأثیر چندانی در محدوده شوک و لایه مرزی که بعد از لبه جلویی پره شروع می‌شود، ندارند.

در شکل (۷) مانع محاسبه شده در حل لزج و غیرلزج با یکدیگر مقایسه شده‌اند تفاوت این دو روش حل در انتهای پره بیشتر از سایر نقاط است. این تفاوت باتوجه به جدا نشدن لایه مرزی از سطح پره به علت خطای ناشی از اضافه کردن لایه مرزی به پرهها و مناسب نبودن شبکه در این قسمت است. در جدول (۱) پارامترهای مربوط به لایه مرزی در سطح مکش

(پیش‌روند) استفاده شده است (شکل‌های ۳ و ۴). در این روش ابتدا میدان با فرض غیرلزج حل می‌شود و سپس از توزیع سرعت بدست آمده در روی سطح پره در حل لایه مرزی استفاده گردد. در نهایت، ضخامت جابجایی محاسبه شده را از عرض کanal اولیه کم می‌کنیم. پس از شبکه‌بندی مجدد میدان محاسبه جدید به دست می‌آید. مجدداً به حل غیرلزج میدان محاسبات جدید می‌پردازیم و این تکرار را آنقدر ادامه می‌دهیم تا به حل پایدار برسیم. [13,3]

در شکل‌های (۳ و ۴) الگوریتم تداخلی حل لزج و حل غیرلزج نشان داده شده است.

بعد از رسیدن به حل پایدار، با استفاده از رابطه‌ای که Cebeci برای (m) بدست آورده است [4] (رابطه زیر)، ضریب اصطکاک را می‌توان محاسبه نمود.

$$(17) \quad I(m) = (m + 0.09)^{0.62}$$

در زمان رسیدن به حل پایدار 5° محاسبه شده در هر دو مرحله متوالی نباید اختلافی با یکدیگر داشته باشند.

تلفات لایه مرزی. افتهای پروفیل پره توربین به عنوان مجموعه‌ای از تلفات مربوط به رشد لایه مرزی روی سطح پره و تلفات در جدایی جریان روی پره شناخته شده است.

برای پیش‌بینی افتهای پروفیل روش‌های متعددی، چه به صورت تئوری و چه به صورت تجربی، توسط عده زیادی از پژوهشگران مانند Craig [9], Horlock [5], Denton [6] مطالعه و بررسی شده‌اند.

در پژوهش حاضر از رابطه زیر که افت مربوط به لایه مرزی بر حسب انرژی جنبشی را نشان می‌دهد، استفاده شده است.

$$(18) \quad \text{Bloss\%} = 1 - \frac{\theta}{(\text{Pitch} - \delta)^2 \times 100}$$

شدیدی در خواص لایه مرزی ایجاد می‌شود ولی از آنجا که خیلی نزدیک به انتهای پره است به جدایی جریان نمی‌انجامد.

شکل (۹) دبی محاسبه شده در طول میدان جریان را نشان می‌دهد. حل تداخلی میزان دبی ثابتی را به دست می‌دهد که نشان از خطای کمتر دارد. این مقادیر برای وضوح بیشتر در جدول (۲) آمده است.

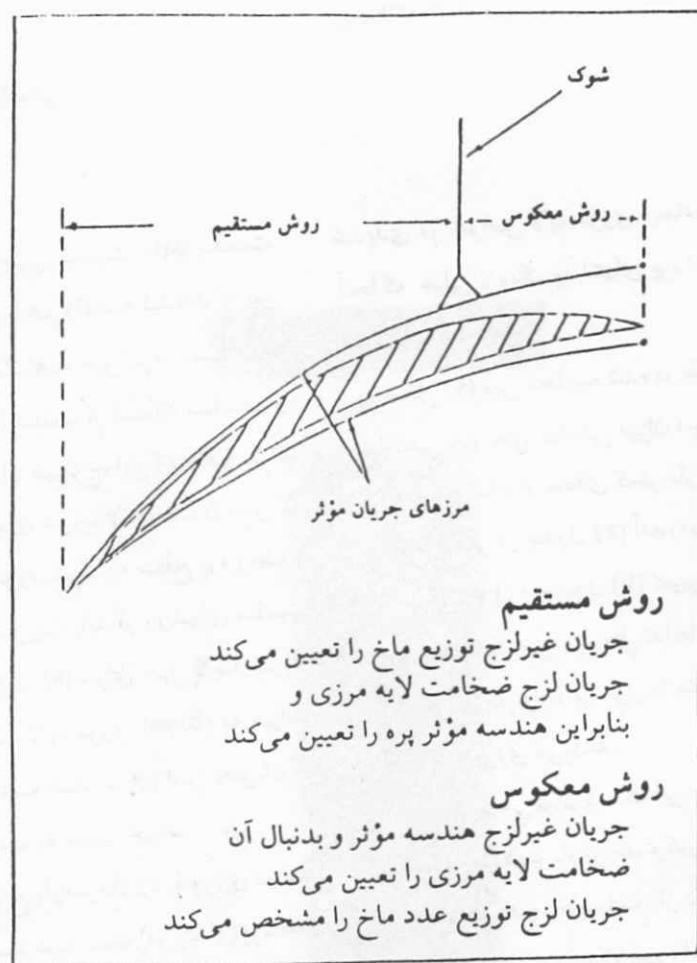
شکل (۱۰) و جدول (۳) تغییرات فشار سکون را در بین پره‌های نشان می‌دهد. حل تداخلی به دلیل اضافه کردن لایه مرزی تغییرات بیشتری را نشان می‌دهد که بر اثر افت لایه مرزی می‌باشد.

در انتها می‌توان دید که این روش در مقایسه با حل کامل معادلات ناویر-استوکس با توجه به سهولت و سرعت زیاد محاسبات، از دقت بالایی برخوردار است. همچنین، شبکه مورد استفاده در نواحی لبه‌های جلویی و انتهایی پره دقت مناسبی ندارد. در این ناحیه‌ها با استفاده از شبکه‌های ریزتر محلی (Emmbded Mesh) به جواب دقیق‌تری می‌توان رسید. این روش برای اکثر مواقعی که دانستن خواص جریان در دامنه محاسبات مورد نیاز نباشد و فقط اثرباری آن بر نواحی اطراف مهم باشد (مثل افت فشار)، قابل استفاده است.

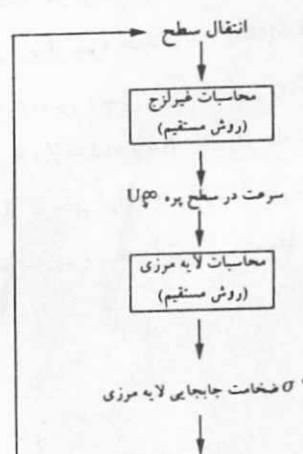
پره مشخص شده‌اند. همچنین، نسبت p/p_0 بدست آمده از حل لزج و غیرلزج با هم مقایسه شده‌اند که بین آنها اختلاف ناچیزی مشاهده می‌شود. مسلماً با محاسبه دقیق‌تر شوکها با استفاده از شبکه مناسب و روش حل مناسب‌تر میدان غیرلزج، این اختلاف بیشتر خواهد بود و حتی احتمال توربولانس شدن جریان لایه مرزی به علت برخورد شوک به سطح پره وجود خواهد داشت. در آن صورت باید از روش‌های مناسب مثل Lag Entrainment [8] برای حل لایه مرزی استفاده شود. قطعاً افت لایه مرزی (Bloss) به مرتبه بیشتر از مقدار محاسبه شده برای این جریان که $Bloss = 0.0048$ است به دست خواهد آمد.

در شکل (۸) توزیع پارامترهای لایه مرزی در سطح مکش و فشار پره رسم شده است. در ابتدای پره خطای عددی به علت تغییرات شدید خواص و مناسب نبودن شبکه زیاد می‌باشد و نمی‌توان لایه مرزی را از نقطه سکون که جلوی پره است، در نظر گرفت. در آزمایشها مشاهده شده که لایه مرزی در ابتدای پره از پره جدا شده و سریعاً به آن می‌چسبد به همین دلیل در محاسبات حاضر شروع لایه مرزی از $X/Chord = 0.06$ فرض شده است که در کل خطای قابل توجهی را ایجاد نمی‌کند. در محل برخورد شوک به پره تغییرات

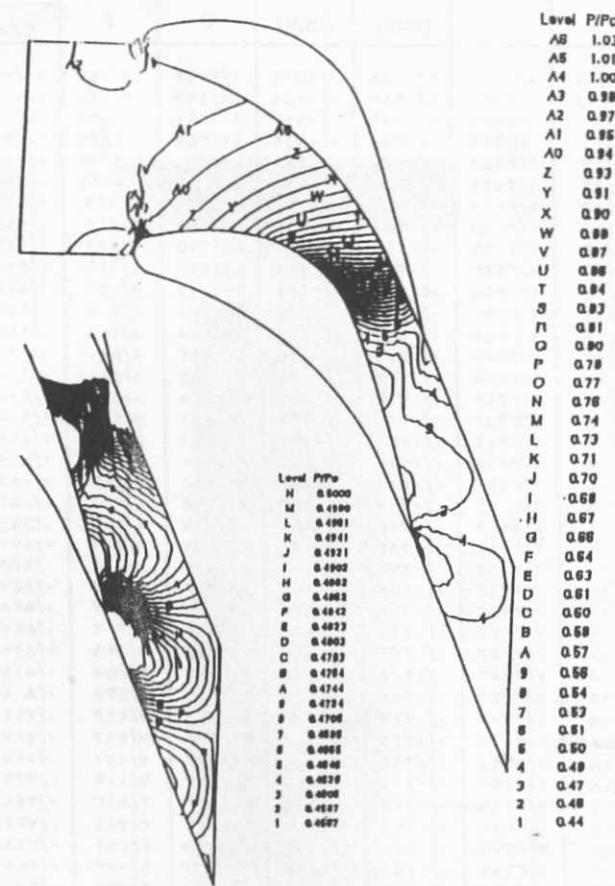
حل عددی دو بعدی جریان لزج آرام صوتی بین پرههای ثابت ...



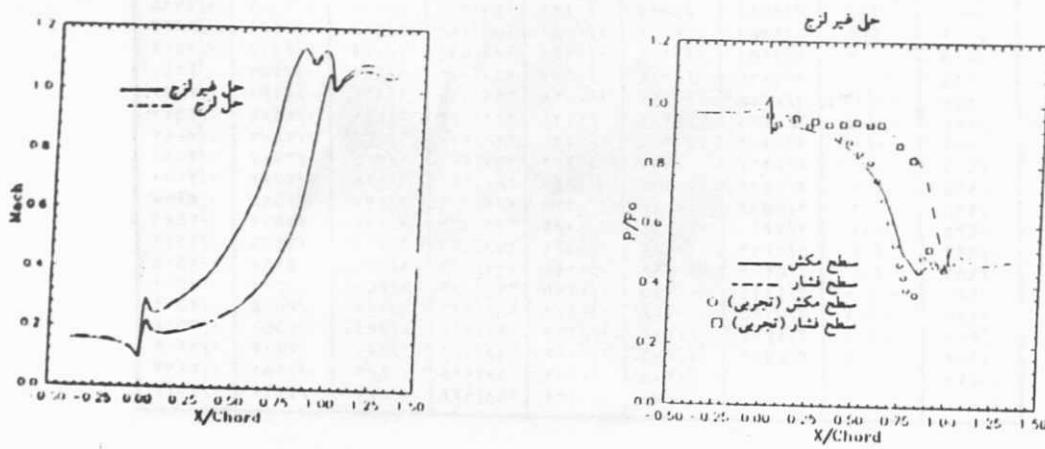
شکل ۳ نواحی استفاده از روش تداخلی مستقیم و معکوس



شکل ۴ الگوریتم تداخل با روش مستقیم



شکل ۵ خطوط هم فشار در میدان جریان

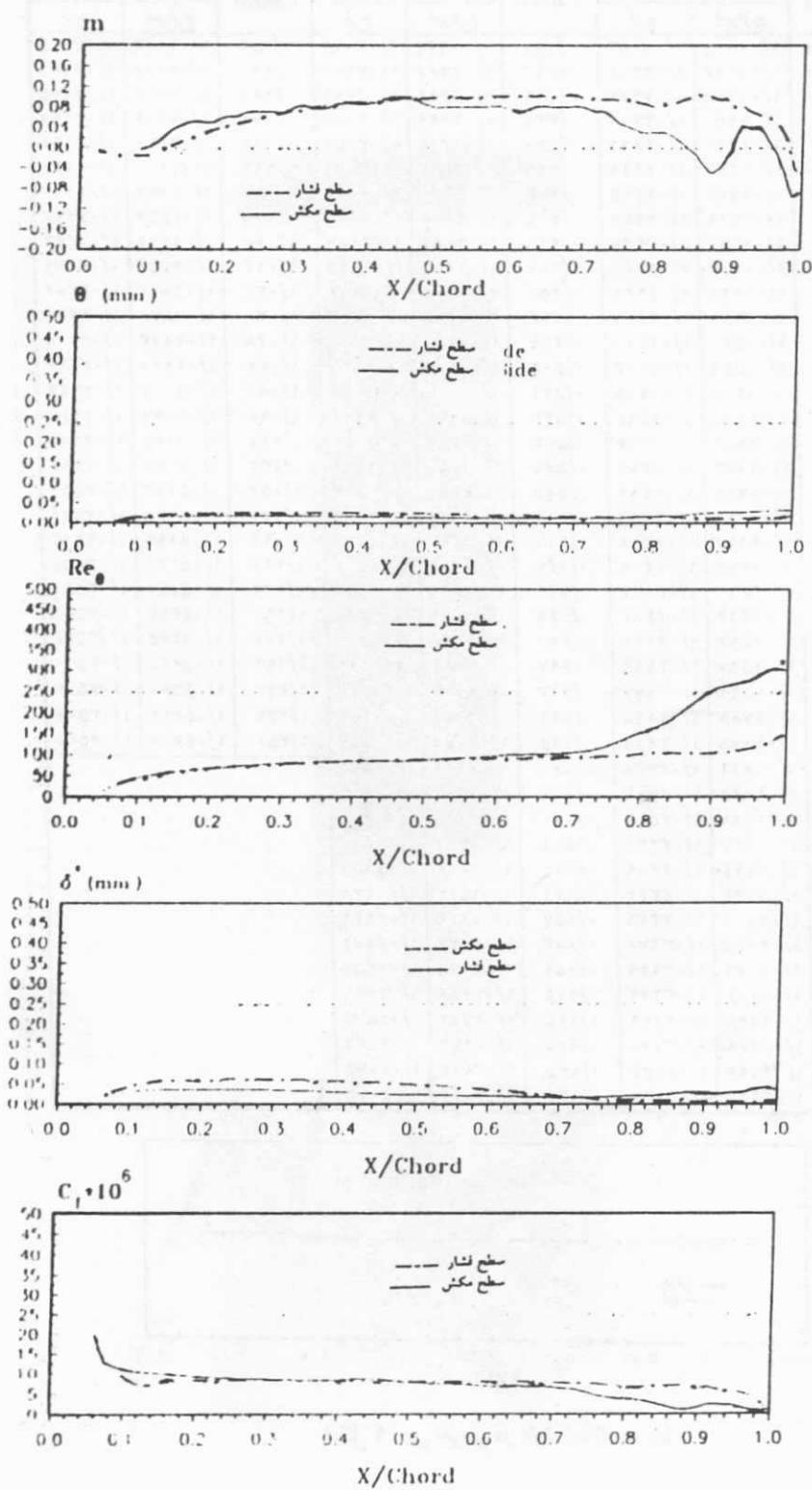


شکل ۷ مقایسه توزیع ماخ بدست آمده از حل غیرلرج
ولرج در سطح مکش و فشار

شکل ۶ مقایسه توزیع فشار روی سطح پره محاسبه
شده و نتایج تجربی

حل عددی دو بعدی جریان لزج آرام صوتی بین پره های ثابت ...

جدول ۱ پارامترهای لایه مرزی و مقایسه فشار در حل لزج و غیر لزج در سطح مکش پره



شکل ۸ توزیع پارامترهای لابه مرزی در سطح مکش و فشار بهره

حل عددی دو بعدی جریان لزج آرام صوتی بین پره های ثابت ...

جدول ۲ مقایسه دبی جریان بدست آمده از حل لزج و غیر لزج

X Chord	دبی جریان (Kg/mm s)		X Chord	دبی جریان (Kg/mm s)		X Chord	دبی جریان (Kg/mm s)	
	غیر لزج	لزج		غیر لزج	لزج		غیر لزج	لزج
-/-۳۹۰	/-۰.۹۱۸	/-۰.۹۱۸	-/-۲۹۷	/-۲۲۴۴	/-۲۱۱۹	-/-۹۰۲	/-۰.۹۱۱۹	/-۰.۹۱۱۵
-/-۳۷۰	/-۰.۹۰۶	/-۰.۹۰۶	-/-۲۱۲	/-۲۲۶۴	/-۰.۹۱۱	-/-۹۹۰	/-۰.۹۱۷۸	/-۰.۹۱۲۲
-/-۳۵۰	/-۰.۹۱۴۸	/-۰.۹۱۴۸	-/-۲۲۹	/-۰.۹۲۸۲	/-۰.۹۰۸۰	-/-۹۹۸	/-۰.۹۲۲۴	/-۰.۹۱۴۵
-/-۳۳۰	/-۰.۹۱۶	/-۰.۹۱۶	-/-۲۴۵	/-۰.۹۲۹۹	/-۰.۹۰۸۹	-/-۹۷۹	/-۰.۹۲۸۶	/-۰.۹۱۴۴
-/-۳۱۰	/-۰.۹۱۰	/-۰.۹۱۰	-/-۲۶۱	/-۰.۹۲۱۲	/-۰.۹۰۵۲	-/-۹۸۲	/-۰.۹۲۲۹	/-۰.۹۱۰۴
-/-۲۹۰	/-۰.۹۰۲	/-۰.۹۰۲	-/-۲۷۷	/-۰.۹۲۲۲	/-۰.۹۰۳۲	-/-۹۹۲	/-۰.۹۲۰۰	/-۰.۹۱۰۳
-/-۲۷۰	/-۰.۸۹۷	/-۰.۸۹۷	-/-۲۹۳	/-۰.۹۲۳۸	/-۰.۹۰۱۷	-/-\(\dots\)	/-۰.۹۲۷۴	/-۰.۹۰۹۳
-/-۲۵۰	/-۰.۸۹۰	/-۰.۸۹۰	-/-۲۰۹	/-۰.۹۲۴۸	/-۰.۹۰۰۱	-/-\(\dots\)	/-۰.۹۰۵۲	/-۰.۹۰۴۸
-/-۲۳۰	/-۰.۸۸۷	/-۰.۸۸۷	-/-۲۲۰	/-۰.۹۲۵۰	/-۰.۹۰۸۷	-/-۱۸	/-۰.۹۰۹۲	/-۰.۹۰۴۴
-/-۲۱۰	/-۰.۸۸۰	/-۰.۸۸۰	-/-۲۴۱	/-۰.۹۲۵۰	/-۰.۹۰۸۷	-/-۲۲	/-۰.۹۰۰۲	/-۰.۹۰۷۹
-/-۲۰۰	/-۰.۸۷۷	/-۰.۸۷۷	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۲۲	/-۰.۹۰۸	-/-۳۲	/-۰.۹۰۹۳	/-۰.۹۰۸۶
-/-۱۹۰	/-۰.۸۷۴	/-۰.۸۷۴	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۴۰	/-۰.۹۰۰۵	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۸۰	/-۰.۸۷۰	/-۰.۸۷۰	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۴۸	/-۰.۹۰۰۷	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۷۰	/-۰.۸۶۷	/-۰.۸۶۷	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۵۶	/-۰.۹۰۰۷	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۶۰	/-۰.۸۶۴	/-۰.۸۶۴	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۶۴	/-۰.۹۰۰۷	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۵۰	/-۰.۸۶۱	/-۰.۸۶۱	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۷۲	/-۰.۹۰۰۷	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۴۰	/-۰.۸۵۸	/-۰.۸۵۸	-/-۲۰۷	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۹۰۸	-/-۸۰	/-۰.۹۰۰۷	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۳۰	/-۰.۸۵۵	/-۰.۸۵۵	-/-۰.۵	/-۰.۹۲۶۲	/-۰.۸۸۳۷	-/-۹۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۲۰	/-۰.۸۵۲	/-۰.۸۵۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۶۸	/-۰.۸۸۰۷	-/-۱۰۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۱۰	/-۰.۸۴۸	/-۰.۸۴۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۷۴	/-۰.۸۷۷۶	-/-۱۰۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۰۰	/-۰.۸۴۵	/-۰.۸۴۵	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۸۰	/-۰.۸۷۴۷	-/-۱۱۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۹۰	/-۰.۸۴۲	/-۰.۸۴۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۸۶	/-۰.۸۷۱۸	-/-۱۲۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۸۰	/-۰.۸۴۰	/-۰.۸۴۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۹۲	/-۰.۸۶۸۹	-/-۱۳۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۷۰	/-۰.۸۳۷	/-۰.۸۳۷	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۹۸	/-۰.۸۶۶۰	-/-۱۴۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۶۰	/-۰.۸۳۴	/-۰.۸۳۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۹۴	/-۰.۸۶۳۱	-/-۱۴۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۵۰	/-۰.۸۳۱	/-۰.۸۳۱	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۹۰	/-۰.۸۶۰۲	-/-۱۵۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۰	/-۰.۸۲۸	/-۰.۸۲۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۸۶	/-۰.۸۵۷۳	-/-۱۶۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۰	/-۰.۸۲۵	/-۰.۸۲۵	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۸۲	/-۰.۸۵۴۴	-/-۱۷۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۰	/-۰.۸۲۲	/-۰.۸۲۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۷۸	/-۰.۸۵۱۵	-/-۱۸۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۰	/-۰.۸۲۰	/-۰.۸۲۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۷۴	/-۰.۸۴۸۶	-/-۱۸۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۰	/-۰.۸۱۷	/-۰.۸۱۷	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۷۰	/-۰.۸۴۵۷	-/-۱۹۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۰۰	/-۰.۸۱۴	/-۰.۸۱۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۶۶	/-۰.۸۴۲۸	-/-۲۰۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۰۰	/-۰.۸۱۱	/-۰.۸۱۱	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۶۲	/-۰.۸۴۰۹	-/-۲۱۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۰۰	/-۰.۸۰۸	/-۰.۸۰۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۵۸	/-۰.۸۳۸۰	-/-۲۲۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۰۰	/-۰.۸۰۵	/-۰.۸۰۵	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۵۴	/-۰.۸۳۵۱	-/-۲۲۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۵۰۰	/-۰.۸۰۲	/-۰.۸۰۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۵۰	/-۰.۸۳۲۳	-/-۲۳۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۶۰۰	/-۰.۸۰۰	/-۰.۸۰۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۴۶	/-۰.۸۲۹۵	-/-۲۴۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۷۰۰	/-۰.۷۹۸	/-۰.۷۹۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۴۲	/-۰.۸۲۶۷	-/-۲۵۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۸۰۰	/-۰.۷۹۶	/-۰.۷۹۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۳۸	/-۰.۸۲۴۰	-/-۲۶۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۹۰۰	/-۰.۷۹۴	/-۰.۷۹۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۳۴	/-۰.۸۲۱۳	-/-۲۶۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۰۰۰	/-۰.۷۹۲	/-۰.۷۹۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۲۹	/-۰.۸۱۸۶	-/-۲۷۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۱۰۰	/-۰.۷۹۰	/-۰.۷۹۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۲۵	/-۰.۸۱۶۰	-/-۲۸۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۲۰۰	/-۰.۷۸۸	/-۰.۷۸۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۲۱	/-۰.۸۱۳۴	-/-۲۹۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۳۰۰	/-۰.۷۸۶	/-۰.۷۸۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۱۷	/-۰.۸۱۰۷	-/-۳۰۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۴۰۰	/-۰.۷۸۴	/-۰.۷۸۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۱۳	/-۰.۸۰۸۰	-/-۳۰۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۵۰۰	/-۰.۷۸۲	/-۰.۷۸۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۰۹	/-۰.۸۰۵۳	-/-۳۱۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۶۰۰	/-۰.۷۸۰	/-۰.۷۸۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۰۵	/-۰.۸۰۲۶	-/-۳۲۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۷۰۰	/-۰.۷۷۸	/-۰.۷۷۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۲۰۱	/-۰.۸۰۰۰	-/-۳۳۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۸۰۰	/-۰.۷۷۶	/-۰.۷۷۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۹۷	/-۰.۷۹۷۳	-/-۳۴۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۱۹۰۰	/-۰.۷۷۴	/-۰.۷۷۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۹۳	/-۰.۷۹۴۶	-/-۳۴۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۰۰۰	/-۰.۷۷۲	/-۰.۷۷۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۸۹	/-۰.۷۹۱۹	-/-۳۵۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۱۰۰	/-۰.۷۷۰	/-۰.۷۷۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۸۵	/-۰.۷۹۰۲	-/-۳۶۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۲۰۰	/-۰.۷۶۸	/-۰.۷۶۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۸۱	/-۰.۷۸۷۵	-/-۳۷۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۳۰۰	/-۰.۷۶۶	/-۰.۷۶۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۷۷	/-۰.۷۸۴۸	-/-۳۸۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۴۰۰	/-۰.۷۶۴	/-۰.۷۶۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۷۳	/-۰.۷۸۲۱	-/-۳۸۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۵۰۰	/-۰.۷۶۲	/-۰.۷۶۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۶۹	/-۰.۷۷۹۴	-/-۳۹۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۶۰۰	/-۰.۷۶۰	/-۰.۷۶۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۶۵	/-۰.۷۷۶۷	-/-۴۰۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۷۰۰	/-۰.۷۵۸	/-۰.۷۵۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۶۱	/-۰.۷۷۴۰	-/-۴۱۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۸۰۰	/-۰.۷۵۶	/-۰.۷۵۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۵۷	/-۰.۷۷۱۳	-/-۴۲۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۲۹۰۰	/-۰.۷۵۴	/-۰.۷۵۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۵۳	/-۰.۷۶۸۶	-/-۴۲۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۰۰۰	/-۰.۷۵۲	/-۰.۷۵۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۴۹	/-۰.۷۶۵۹	-/-۴۳۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۱۰۰	/-۰.۷۵۰	/-۰.۷۵۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۴۵	/-۰.۷۶۳۲	-/-۴۴۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۲۰۰	/-۰.۷۴۸	/-۰.۷۴۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۴۱	/-۰.۷۶۰۵	-/-۴۵۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۳۰۰	/-۰.۷۴۶	/-۰.۷۴۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۳۷	/-۰.۷۵۷۸	-/-۴۶۰	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۴۰۰	/-۰.۷۴۴	/-۰.۷۴۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۳۳	/-۰.۷۵۵۱	-/-۴۶۸	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۵۰۰	/-۰.۷۴۲	/-۰.۷۴۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۲۹	/-۰.۷۵۲۴	-/-۴۷۶	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۶۰۰	/-۰.۷۴۰	/-۰.۷۴۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۲۵	/-۰.۷۵۰۷	-/-۴۸۴	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۷۰۰	/-۰.۷۳۸	/-۰.۷۳۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۲۱	/-۰.۷۴۸۰	-/-۴۹۲	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۸۰۰	/-۰.۷۳۶	/-۰.۷۳۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۱۷	/-۰.۷۴۵۳	-/-۴۹۹	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۳۹۰۰	/-۰.۷۳۴	/-۰.۷۳۴	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۱۳	/-۰.۷۴۲۶	-/-۵۰۷	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۰۰۰	/-۰.۷۳۲	/-۰.۷۳۲	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۰۹	/-۰.۷۴۰۰	-/-۵۱۵	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۱۰۰	/-۰.۷۳۰	/-۰.۷۳۰	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۰۵	/-۰.۷۳۷۳	-/-۵۲۳	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۲۰۰	/-۰.۷۲۸	/-۰.۷۲۸	-/-۰۲۱	/-۰.۹۱۰۱	/-۰.۷۳۴۶	-/-۵۳۱	/-۰.۹۰۰۸	/-۰.۹۰۰۰
-/-۴۳۰۰	/-۰.۷۲۶	/-۰.۷۲۶	-/-۰۲۱	/-۰.۹۰۹۷	/-۰.۷۳۱۹			

جدول ۳ تغییرات فشار سکون در انتهای پره

X Chord	درصد تغییرات فشار سکون در بین پرهها			سطح فشار		
	سطح مکش غیرلزج	لزج	وسط میدان جریان غیرلزج	لزج	سطح فشار غیرلزج	لزج
-۰/۸۸۹	-۲/۷۸۲۲	-۴/۸۰۷۰	-۵/۲۳۱۷	-۵/۸۳۷۷	۲/۰۳۱۰	۱/۷۱۷۶
-۰/۹۰۰	-۳/۲۴۴۴	-۴/۲۰۳۱	-۶/۴۰۲۵	-۷/۰۷۷۶	۱/۶۳۰۷	۱/۲۸۶۰
-۰/۹۱۰	-۳/۲۴۸۷	-۴/۰۰۰۰	-۶/۹۹۷۶	-۷/۶۹۸۱	۰/۷۱۶۶	۰/۳۰۰۸
-۰/۹۲۰	-۳/۸۰۰۲	-۵/۰۴۸۰	-۷/۱۰۲۱	-۷/۸۶۲۳	۱/۰۶۷۹	۰/۸۸۸۱
-۰/۹۳۰	-۳/۰۰۲۲	-۴/۸۱۸۱	-۷/۰۲۲۳	-۷/۸۲۳۵	۰/۹۲۲۰	۰/۰۲۴۰
-۰/۹۴۴	-۳/۲۷۶۰	-۴/۸۰۷۰	-۶/۷۰۴۴	-۷/۰۹۰۲	۰/۷۹۴۱	۰/۳۸۱۴
-۰/۹۵۲	-۳/۸۶۲۹	-۵/۲۸۷۷	-۶/۰۴۳۰	-۷/۰۴۲۱	۰/۶۸۸۲	۰/۲۸۳۹
-۰/۹۶۰	-۳/۸۰۷۰	-۵/۲۸۰۴	-۶/۳۷۸۱	-۷/۲۶۶۰	۰/۶۳۰۶	۰/۱۹۲۱
-۰/۹۶۸	-۳/۷۸۲۰	-۵/۲۱۰۷	-۶/۳۰۱۴	-۷/۲۲۰۴	۰/۳۰۷۹	-۰/۰۸۶۲
-۰/۹۷۶	-۳/۸۰۲۰	-۵/۰۴۹۱	-۶/۲۷۳۷	-۷/۲۳۰۹	-۰/۲۲۰۲	-۰/۶۶۰۰
-۰/۹۸۴	-۳/۹۹۱۲	-۵/۰۱۱۹	-۶/۱۶۹۷	-۷/۱۸۲۱	-۱/۳۱۰۱	-۱/۷۰۳۷
-۰/۹۹۲	-۳/۲۲۶۷	-۵/۹۰۸۲	-۶/۰۰۲۴	-۷/۰۷۶۱	-۳/۱۶۰۲	۰/۰۹۸۰
۱/۰۰۰	-۶/۰۴۲۶	-۷/۵۳۰۲	-۵/۹۷۲۱	-۷/۱۰۰۴	-۰/۸۱۲۰	-۰/۰۶۹۸
۱/۰۰۸	-۲/۹۵۲۲	-۴/۰۶۹۸	-۵/۹۸۶۳	-۷/۱۰۲۳	-۲/۹۰۲۲	-۲/۰۶۹۸
۱/۰۱۶	-۱/۰۵۸۷	-۲/۳۰۹۷	-۵/۹۳۹۸	-۷/۱۰۹۰	-۱/۰۵۸۷	-۲/۰۳۹۷
۱/۰۲۴	-۱/۰۷۹۷	-۲/۰۴۰۸	-۶/۰۶۲۴	-۷/۳۰۳۱	-۱/۰۷۹۷	-۲/۰۴۰۸
۱/۰۳۲	-۱/۰۷۰۴	-۲/۰۷۷۹	-۶/۰۶۹۹	-۷/۳۰۲۲	-۱/۰۷۰۴	-۲/۰۲۷۹
۱/۰۴۰	-۱/۲۲۸۱	-۲/۰۸۲۲	-۵/۹۸۱۴	-۷/۳۱۲۰	-۱/۳۳۸۱	-۲/۰۸۲۲
۱/۰۴۸	-۱/۰۷۲۱	-۲/۱۳۰۰	-۵/۹۷۸۲	-۷/۳۰۲۲	-۱/۰۷۲۱	-۲/۱۳۰۰
۱/۰۵۶	-۱/۹۳۷۰	-۲/۳۰۰۰	-۶/۲۶۹۰	-۷/۹۹۳۰	-۱/۶۳۷۰	-۲/۳۰۰۰
۱/۰۶۴	-۲/۲۴۰۷	-۴/۰۸۷۶	-۶/۸۶۱۴	-۸/۲۴۸۶	-۲/۲۴۰۷	-۲/۰۸۷۶
۱/۰۷۲	-۲/۰۷۸۸	-۴/۰۴۲۹	-۶/۲۷۶۶	-۸/۱۲۷۰	-۲/۰۷۸۸	-۲/۰۴۲۹
۱/۰۸۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۰۸۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۰۹۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۰۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۱۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۲۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۲۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۳۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۴۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۵۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۶۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۶۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۷۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۸۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۱۹۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۰۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۰۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۱۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۲۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۳۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۴۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۴۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۵۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۶۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۷۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۸۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۸۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۲۹۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۰۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۱۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۲۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۲۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۳۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۴۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۵۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۶۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۶۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۷۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۸۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۳۹۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۰۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۰۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۱۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۲۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۳۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۴۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۴۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۵۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۶۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۷۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۸۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۸۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۴۹۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۰۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۱۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۲۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۲۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۳۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۴۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۵۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۶۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۶۸	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۷۶	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۸۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۹۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۵۹۹	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۶۰۷	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۶۱۴	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۶۲۲	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷۷۰	-۶/۲۷۷۰	-۸/۹۹۰۲	-۲/۰۷۷۰	-۲/۰۷۷۰
۱/۶۳۰	-۲/۰۷۷۰	-۴/۰۷				

فهرست علائم:

Δt	پله زمانی	ds_x, ds_y	نهاور وجوه حجم کنترل در جهت x و y
ΔS	فاصله دو گره در امتداد سطح	FT	فاکتور تصحیح پله زمانی
U_∞	سرعت آزاد سیال	H	ضریب شکل پروفیل
$U', \frac{dU_\infty}{ds}$	تفییرات سرعت در امتداد جریان		
θ	ضخامت مومنتوم		فهرست علائم یونانی:
δ^*	ضخامت جابجایی	Φ	نماد عمومی خواص سیال
Φ_{flux}	شار خواص سیال		

مراجع

1. Bakhtar, F. Webb, R. A., Shojaee-Fard, M. H, and Siraj, M. A., "An investigation of nucleating flows of steam in a cascade of blading", *ASME Journal of Fluid Engineering*, Vol.115, pp.128-134,(1993).
2. Barnett, M., Verdon, J. M. and Ayer, T. C., "Analysis of high reynolds number inviscid/viscid interaction in cascades", *AIAA Journal*, Vol. 31, No.11, November (1993).
3. Calvert, W. J., "An Inviscid - Viscous Interaction Treatment to Predict the Blade to Blade Performance of Axial Compressors with Leading Edge Normal Shock Waves", National Gas Turbine Establishment, 82-GT-135
4. Cebeci, T. and Bradshaw, P. "Momentum Transfer In Boundary Layers", Hemisphere Publishing Corporation (1977).
5. Craig, H. R. M. and Cox, H. J. A. "Performance Estimation of Axial flow Turbines", Heat and Fluid Flow, Vol. 1, No. 2, (1971).
6. Denton, J. D. (1973) "A survey and comparison of methods for predicting the profile loss Of turbine blades", Inst. Mech. Engrs. Conference Publication 3.
7. Denton, J. D. "An Improved Time Marching Methods for Turbomachinery Flow Calculation", ASME Paper No. 820GT-39, (1982).
8. Green, J. E., Weeks, D. J. and Broomean, J. W. F. "Prediction of Turbulent Boundary Layer and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method", A.R.C., R & M., Report No.3791, (1973).
9. Horlock, J. H. "Losses and Efficiencies in Axial Flow Turbines", *Int. J. Mech. Sci.*, Pergamon Press Ltd., Vol.2, pp.48-75, (1960).

10. Johnston, W., Sockol, P. " Viscous - inviscid interactive procedure for rotational flow in cascades of airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 9 September (1984).
11. Lakshminarayana, B. "An assessment of computational fluid dynamic techniques in the analysis and design of turbomachinery", *Journal of Fluid Engineering, Transaction of ASME*, Vol.113, September (1991).
12. Steinhoff, John & Jameson, Antony "Multiple solution of the transonic potential flow equation", *AIAA Journal*, Vol.20, No.11, November (1982).
13. Stow, P. , Rolls Royce Plc. "Computational Fluid Dynamics for Turbomachinery Blade Design", Flow Modeling Industrial Processes Sec. 15., pp.195, (1989).
14. Thwaites, B. (1949) "Approximate calculation of the laminar boundary layer", *Aero. Quarterly*, Vol.1, pp.245-280