



## افزایش اندازه حرکت در خروجی پره‌های ثابت توربین از طریق بهینه‌سازی پروفیل پره با استفاده از الگوریتم ژنتیک

علیرضا تیمورتاش<sup>۱</sup> محمدرضا مه‌پیکر<sup>۲</sup> کامران حداد<sup>۳</sup>

۱- استادیار گروه مهندسی مکانیک - دانشگاه فردوسی مشهد

۲- دانشیار گروه مهندسی مکانیک - دانشگاه فردوسی مشهد

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد تبدیل انرژی

کمیته تحقیقات شرکت مدیریت تولید نیروگاه‌های گازی خراسان  
(شرکت برق خراسان)  
ایران

واژه‌های کلیدی: الگوریتم ژنتیک، اندازه حرکت، بهینه، پروفیل پره، توربین، تلفات

### چکیده

در این مقاله بر اساس قیود حداقل تلفات آئرو دینامیکی و حداکثر اندازه حرکت خروجی از ردیف پره‌های ثابت توربین، منحنی بهبود یافته‌ای برای شکل پره‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک پیشنهاد شده است. برای تجزیه تحلیل جریان بین پره‌های توربین، معادلات دو بعدی اوپلر از طریق کد عددی زمان پیمایشی جیمسون، بر اساس فرمول بندی مرکزسولوی مورد استفاده قرار گرفته است. روش عددی مذکور صریح بوده و از جمله ویژگی‌های آن کاربرد آسان برای هندسه‌های پیچیده و قابلیت تسخیر شوک بدون داشتن نوسان می‌باشد. برای بهینه سازی پروفیل پره‌ها، درصد تغییرات فشار

سکون به عنوان معیاری از تلفات و نیز اندازه حرکت خروجی جریان از ردیف پره‌ها در تابع هدف منظور شده‌اند.

### ۱. مقدمه

امروزه دینامیک سیالات محاسباتی به عنوان بازوی سوم در تجزیه و تحلیل مسائل دینامیک سیالات محسوب می‌شود که به اندازه دو بازوی تئوری و آزمایش از اهمیت به سزایی برخوردار است.

در بسیاری از مسائل مهندسی می‌توان شرایط جریان را با معادلات اوپلر پیش‌بینی نمود. این کار با داشتن دید فیزیکی درست نسبت به مساله امکان‌پذیر است.

### بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق

بردار  $W$  شامل ترم‌های بقایی وابسته به زمان و بردارهای  $F$  و  $G$  مبین شارهای مربوطه در جهات  $y, x$  به صورت زیر می‌باشند؛

$$W = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{Bmatrix}, \quad F = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho u H \end{Bmatrix}, \quad G = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho w \\ \rho v^2 + P \\ \rho v H \end{Bmatrix} \quad (2)$$

در عبارت فوق  $\rho, P, H, E, u, v$  به ترتیب انرژی داخلی کل، انتالی کل، فشار، دانسیته و مولفه‌های سرعت در جهات  $y, x$  می‌باشند.

برای یک گاز کامل با نسبت گرماهای ویژه  $\gamma$  می‌توان نوشت:

$$E = \frac{P}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \quad (3)$$

و همچنین:

$$H = E + \frac{P}{\rho} \quad (4)$$

برای تکمیل دستگاه معادلات حاکم از رابطه گاز کامل استفاده شده است؛

$$P = \rho RT \quad (5)$$

با انتگرال‌گیری از معادله (۱) به استناد قضیه گرین بر روی یک سلول محاسباتی با مساحت ثابت  $h$  و مرز  $\Gamma_p$  در مختصات کارتزین نتیجه زیر عاید می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_h W dh + \oint_{\Gamma_p} (F dy - G dx) = 0 \quad (6)$$

### ۳. انتگرال‌گیری از معادلات حاکم به روش رانگ-کوتا

با توجه به حجم کنترل نشان داده شده در شکل (۱) از تقریب عددی رابطه (۶) برای هر سلول محاسباتی می‌توان نشان داد که:

معادلات اویلر معادلات حاکم بر جریان غیر لزج می‌باشند؛ جریان غیرلزج طبق تعریف جریانی است که در آن لزجت، حرکت مولکول‌ها و هدایت حرارتی (پدیده‌های انتقال) که منجر به کاهش انرژی مفید می‌شوند، قابل اغماض است. حل معادلات اویلر نسبت به معادلات ناویر-استوکس ساده‌تر بوده و زمان محاسبات کمتری را نیاز دارد.

از سوی دیگر معادلات اویلر به شکل بقایی توان آشکار سازی ناپوستگی‌هایی که در جریان اتفاق می‌افتند، نظیر پدیده شوک را دارا می‌باشند؛ همچنین از توزیع فشار بدست آمده از این معادلات می‌توان برای حل معادلات داخل لایه مرزی به عنوان شرط حدی استفاده نمود.

با ظهور روش‌های جدید بهینه‌سازی، استفاده از کدهای تحلیل عددی جریان در توربوماشین‌ها به‌مراه الگوریتم‌های بهینه‌سازی در طی چند سال گذشته گسترش روزافزونی داشته است. از جمله می‌توان تحقیقات کلنر و همکارانش [۱] را نام برد که اقدام به بهینه‌سازی پره فن با استفاده از الگوریتم ژنتیک نموده‌اند؛ همچنین لی و همکارانش [۲] به بهینه‌سازی شکل پره‌های روتور در جریان لزج با گردابه ناپایدار با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداخته و کامرر و همکارانش [۳] نیز به گسترش روش‌های بهینه‌سازی سه‌بعدی در توربوماشین‌ها رسیدگی و از روش Sequential SQP (Quadratic Programming) برای بهینه‌سازی چند منظوره استفاده کرده‌اند.

هدف از این تحقیق بهینه‌سازی منحنی پره توربین با استفاده از الگوریتم ژنتیک با هدف حداقل تلفات و حداکثر اندازه حرکت خروجی جریان از ردیف پره‌های ثابت توربین می‌باشد.

### ۲. معادلات حاکم

معادله اویلر حاکم بر جریان دو بعدی غیر لزج را می‌توان به فرم بقایی زیر ارائه نمود:

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق

$D(W_{i,j})$  ترم اتلاف مصنوعی است که برای جلوگیری از ایجاد نوسان بین نقاط زوج و فرد و همچنین حذف و یا کاهش نوسانات ایجاد شده در اطراف شوک‌ها و نیز تقویت پایداری طرح به کار آمده است.

اتلاف مصنوعی به کار رفته در این محاسبات ترکیبی از مشتق‌های مرتبه دوم و چهارم متغیرهای بقایی است که توسط جیمسون و همکارانش بصورت زیر توصیه شده است [۵]:

$$D(W_{i,j})=D_x(W_{i,j})+D_y(W_{i,j}) \quad (12)$$

با توجه به شکل (۲) هر کدام از ترم‌های عبارت فوق به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$D_x(W_{i,j})=d_{i,j+\frac{1}{2}} - d_{i,j-\frac{1}{2}} \quad (13)$$

$$D_y(W_{i,j})=d_{i+\frac{1}{2},j} - d_{i-\frac{1}{2},j}$$

یک سوئیچ برای غیر فعال کردن مشتق‌های مرتبه چهارم و افزودن مشتق‌های مرتبه دوم در مجاورت شوک‌ها بصورت زیر و براساس قدر مطلق مشتق دوم فشار تعریف شده است:

$$(v_{i,j})_x = \frac{|P_{i,j+1} - 2P_{i,j} + P_{i,j-1}|}{|P_{i,j+1} + 2P_{i,j} + P_{i,j-1}|} \quad (14)$$

$v_{i,j}$  بیشترین مقدارش را بلافاصله در طرفین شوک داراست در هر دو گام متوالی بیشترین مقدار  $v_{i,j}$  برای تعیین ضریب ترم اتلاfi مربوطه به کار می‌رود:

$$\varepsilon_{i,j+\frac{1}{2}}^{(2)} = k^{(2)} \text{Max}(v_{i,j+1}, v_{i,j}) \quad (15)$$

برای غیر فعال کردن مشتق‌های مرتبه چهارم ضریب دیگری بصورت زیر تعریف شده است:

$$\varepsilon_{i,j+\frac{1}{2}}^{(4)} = \text{Max}(0, k^{(4)} - \varepsilon_{i,j+\frac{1}{2}}^{(2)}) \quad (16)$$

در محاسبات انجام شده برای  $K^{(4)}$  و  $K^{(2)}$  بترتیب مقادیر  $\frac{1}{4}$  و  $\frac{1}{32}$  به کار رفته‌اند.

بدین ترتیب به عنوان مثال ترم  $d_{i,j+\frac{1}{2}}$  بصورت زیر منظور می‌شود:

$$h \frac{\partial W}{\partial t} + Q(W) = 0 \quad (7)$$

در عبارت فوق،  $h$  مساحت سلول محاسباتی است و نیز  $Q(W)$  بیانگر شار متغیر بقایی از جداره‌های سلول مورد نظر می‌باشد که به تفکیک شامل مقادیر مربوط به هر وجه سلول می‌شود به طوری که:

$$Q(W) = H_{AB} + H_{BC} + H_{CD} + H_{DA} \quad (8)$$

مقادیر شار با توجه به انتگرال خطی در معادله (۶) در حالت کلی برای هر سلول محاسباتی به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$H_{AB} = \frac{1}{2} [F_{i,j} + F_{i,j+1}] \Delta y_{AB} - \frac{1}{2} [G_{i,j} + G_{i,j+1}] \Delta x_{AB} \quad (9)$$

با توجه به رابطه (۷) تغییرات محاسبه شده برای هر متغیر بقایی ( $W$ )، مربوط به کل سلول محاسباتی است؛ اما از آنجایی که متغیرهای جریان می‌بایست در نقاط کنترلی بیان شوند، لذا در فرمول بندی مرکز سلولی معادله انفصال معادل برای نقاط محاسباتی بصورت زیر در می‌آید:

$$\frac{d(W_{i,j})}{dt} = -\frac{1}{h_{i,j}} [Q(W_{i,j}) - D(W_{i,j})] - \frac{AC}{h_{i,j}} \quad (10)$$

ترم  $AC$  به منظور تسریع در همگرایی حل منظور شده که بصورت زیر متناسب با تفاضل بین انتالیپی ( $H$ )، در نقاط محاسباتی و انتالیپی کل، ( $H_0$ )، می‌باشد [۴]:

$$Ac = \alpha(H - H_0) \left\{ \begin{array}{l} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho \end{array} \right\} \quad (11)$$

در عبارت فوق،  $\alpha$ ، پارامتر میرایی است که 0.001 منظور شده و توضیح آنکه برای تسریع همگرایی تکنیک گام زمانی محلی نیز به کار رفته است.

**بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق**

شرایط مرزی ورودی و خروجی در این مطالعه از نوع مشخصاتی و برون‌یابی شونده می‌باشند؛ برای جریان زیر صوتی در قسمت ورودی سه مشخصه ورودی و یک مشخصه خروجی وجود دارد و بر عکس در خروجی با توجه به نوع جریان، سه مشخصه راست رو و یک مشخصه چپ رو موجود است؛ لذا، با توجه به تئوری مشخصاتی می‌بایست سه شرط مرزی در ناحیه ورودی و یک شرط مرزی در ناحیه خروجی معلوم باشند؛ سایر پارامترها به صورت عددی و با حل معادلات دیفرانسیل معلوم می‌شوند. شرط‌های مرزی ورودی بترتیب شامل دمای سکون، فشار سکون و زاویه ورودی جریان می‌باشند. در این مرز فشار استاتیکی با برون‌یابی از نقاط داخلی بدست می‌آید؛ در مرز خروجی تنها شرط فیزیکی معلوم فشار استاتیکی می‌باشد، سایر کمیات با برون‌یابی از نقاط داخل حوزه محاسبه می‌شوند. در مرزهای صلب هیچ جرمی از دیواره عبور نمی‌کند، این شرط با صفر نمودن مولفه عمود بر سطح سرعت ارضاء شده است. در مرزهای پرودیک می‌توان پارامترهای جریان در نقاط متناظر را به طور خطی از خواص دو طرف مرز محاسبه و مساوی قرار داد.

برای یافتن فشار روی مرزهای صلب که برای ارضاء معادله مومنتوم لازم می‌آید در فرمول‌بندی مرکز سلول لازم است تا گرادین فشار عمودی در مرزها برای سلول‌های مجاور دیوار به روشی که در مراجع [۷ و ۴] توسط جیمسون و ریزی پیشنهاد شده تعیین شوند؛ با توجه به شکل (۴) با اعمال یک انتقال محلی به مختصات  $\xi$  و  $\eta$  می‌توان نشان داد که:

$$\frac{\partial P}{\partial \xi} \left[ \left( \frac{\partial y}{\partial \eta} \right)^2 + \left( \frac{\partial x}{\partial \eta} \right)^2 \right] = \quad (20)$$

$$\left[ \frac{\partial y}{\partial \eta} \frac{\partial y}{\partial \xi} + \frac{\partial x}{\partial \eta} \frac{\partial x}{\partial \xi} \right] \frac{\partial P}{\partial \eta} + \rho \left[ u \frac{\partial y}{\partial \xi} - v \frac{\partial x}{\partial \eta} \right] \left[ u \frac{\partial^2 y}{\partial \eta^2} - v \frac{\partial^2 x}{\partial \eta^2} \right]$$

و بالاخره فشار روی سطح از رابطه زیر محاسبه شده است:

$$P_{wj} = P_{1,j} - \frac{\partial p}{\partial \eta} \eta_m \quad (21)$$

که در آن  $\eta_m$  مختصه اولین نقطه نزدیک سطح تا دیواره می‌باشد.

$$d_{i,j+\frac{1}{2}} = \frac{h}{\Delta t} \left[ \varepsilon_{i,j+\frac{1}{2}}^{(2)} (W_{i,j+1} - W_{i,j}) - \varepsilon_{i,j+\frac{1}{2}}^{(4)} (W_{i,j+2} - 3W_{i,j+1} + 3W_{i,j} - W_{i,j-1}) \right] \quad (17)$$

برای محاسبه مقادیر اتلاف روی مرزهای صلب، طرحهای مختلفی در مراجع گزارش شده‌اند [۶ و ۷]؛ اما به تجربه حداقل خطای عددی هنگامی که برون‌یابی زیر مورد استفاده قرار گرفت حاصل گردید:

$$W_{i,j-1} = W_{i,j} + (W_{i,j} - W_{i,j+1}) \cos \theta + (W_{i,j} - W_{i+1,j}) \sin \theta \quad (18)$$

در این عبارت  $\theta$  مبین شیب مرز صلب می‌باشد [۸]. در حل عددی مورد نظر معادله (۱۰) به روش رانگ - کوتای مرتبه چهار نسبت به زمان انتگرال‌گیری می‌شود. برای افزایش کارایی و سرعت محاسبات ترمهای اتلافی فقط یک بار و آن هم در مرحله اول انتگرال‌گیری محاسبه می‌شوند و در سایر مراحل از همان مقدار اولیه استفاده شده است؛

$$\begin{aligned} W^{(0)} &= W^{(t)} \\ W^{(1)} &= W^{(0)} - \frac{\Delta t}{4h} [Q(W)^{(0)} - D(W)^{(0)}] - \frac{\Delta t}{4h} Ac^{(0)} \\ W^{(2)} &= W^{(0)} - \frac{\Delta t}{3h} [Q(W)^{(1)} - D(W)^{(0)}] - \frac{\Delta t}{3h} Ac^{(1)} \\ W^{(3)} &= W^{(0)} - \frac{\Delta t}{2h} [Q(W)^{(2)} - D(W)^{(0)}] - \frac{\Delta t}{2h} Ac^{(2)} \\ W^{(4)} &= W^{(0)} - \frac{\Delta t}{1h} [Q(W)^{(3)} - D(W)^{(0)}] - \frac{\Delta t}{h} Ac^{(3)} \\ W^{(t+\Delta t)} &= W^{(4)} \end{aligned} \quad (19)$$

دقت این طرح نسبت به زمان از رسته چهار و در مکان به طور کلی از رسته دو می‌باشد.

**۴. شرایط مرزی**

با توجه به شکل (۳) چهار نوع مرز و شبکه محاسباتی برای حوزه حل قابل تشخیص است. مرزهای مذکور عبارتند از مرز ورودی AH، مرز خروجی DE، مرز صلب یا دیواره GF و BC و بالاخره مرزهای پرودیک AB، CD، HG و FE. همانگونه که ملاحظه می‌شود شبکه از نوع H بوده و در نقاط حساس جریان به ظرافت آن افزوده شده است.

## ۵. الگوریتم‌های ژنتیک

این الگوریتم از "قانون طبیعت" قانون بقای قدرتمندان که اولین بار توسط زیست شناس معروف چارلز داروین مطرح گشت، الهام گرفته شده است. در دهه ۶۰ میلادی جی-هولند علاقمند به کاربرد این قانون در مسائل آموزش ماشین، تکنیکی را ارائه داد تا بتوان برنامه‌ای کامپیوتری از این قانون طبیعی تهیه کرد. این تکنیک بعد از آنکه در کتاب او در سال ۱۹۷۵ مطرح گشت همگانی شد. او این تکنیک را به نام الگوریتم ژنتیک (Genetic Algorithm) نامگذاری کرد.

از آنجائیکه این الگوریتم نه از یک نقطه بلکه از یک جمعیت شروع به جستجو می‌کند بنابراین بخت بهتری برای رسیدن به جواب بهینه کلی دارد. اعضای این جمعیت معمولاً بین ۲۰ تا ۱۰۰ عضو می‌باشند. الگوریتم ژنتیک یک نرم افزار جهت رسیدن به تکامل است که اعضا در این تکامل در طول چند میکرو ثانیه متولد می‌شوند، جفت گیری می‌کنند و می‌میرند. یک الگوریتم ساده از سه عملگر تشکیل شده است:

۱- انتخاب (Selection)

۲- تقاطع (Cross over)

۳- جهش (Mutation)

عملگر انتخاب، در واقع انتخاب اعضای از جمعیت موجود جهت تولید جمعیت جدید می‌باشد. معیار اصلی در این انتخاب مقدار برازندگی (Fitness Value) هر عضو می‌باشد؛ هر عضوی که برازندگی بالاتری داشته باشد، احتمال بیشتری برای انتخاب دارد. در این روش احتمال انتخاب بصورت زیر برای هر عضو محاسبه می‌شود.

$$P_i = \frac{f_i}{\sum_{j=1}^{popsize} f_j} \quad (22)$$

در عبارت فوق  $f_i$  مقدار برازندگی برای عضو  $i$  می‌باشد.

تولید نسل جدید تحت اعمال دو عملگر Crossover با احتمال  $p_c$  و Mutation با احتمال  $p_m$  انجام می‌گیرد.

پارامترهایی که در این الگوریتم از اهمیت بیشتری برخوردارند عبارتند از:

۱) اندازه جمعیت (Population Size)

۲) احتمال تقاطع (Crossover Probability)

۳) احتمال جهش (Mutation Probability)

۴) نحوه انتخاب (Selection Strategy)

بطور کلی اگر اندازه جمعیتها کوچک انتخاب شوند، در این صورت الگوریتم تعداد نمونه های کافی برای انجام محاسبات را در اختیار ندارد و احتمال آنکه در یک بهینه نسبی گرفتار شود بسیار زیاد می‌شود. از طرف دیگر با افزایش تعداد افراد یک جمعیت حجم محاسبات در طول یک نسل بالا رفته و سرعت همگرایی کند می‌شود.

از آنجائیکه انتخاب بر مبنای قوانین احتمال صورت می‌گیرد هیچ تضمینی برای بهتر بودن جواب در نسل جدید وجود ندارد، زیرا ممکن است حالتی پیش آید که بهترین عضو نسل گذشته حذف گردد. این امر ممکن است باعث دور شدن از جواب شود و مساله واگرا گردد. برای جلوگیری از این امر آقای کولی در سال ۱۹۹۹ پیشنهاد داد که عضوی از هر نسل که دارای ماکزیمم مقدار برازندگی است، بدون اعمال عملگرها و بدون تغییر به نسل دیگر منتقل شود؛ این مکانیزم، مکانیزم انتخاب نخبگان (Elastic Strategy) نامیده شده که باعث افزایش قابل توجهی در سرعت همگرایی مساله می‌شود [۹].

## ۶. تابع هدف

برای یک سیستم طرح‌های مختلفی قابل قبول هستند که بعضی از آنها از بقیه بهترند؛ معیار مقایسه این طرح‌ها باید یک تابع اسکالر باشد که مقدار عددی آن را بتوان با مشخص کردن متغیرهای طراحی محاسبه نمود. چنین معیاری برای یک مساله طراحی تابع هدف نامیده میشود. مطالعات محققین مختلف در زمینه بهینه‌سازی پره توربین بر اساس توابع هدف مختلفی از قبیل زاویه ورودی و خروجی پره، نسبت بالابری به باز دارندگی (لیفت به درگ)، منحنی پره و اندازه حرکت خروجی پره انجام گرفته است. [۱۰ و ۱۱ و ۱۲]

یکی از پارامترهایی که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته درصد افت فشار سکون در طول میدان حل به عنوان معیاری

### ۸. ملاک پایان یافتن الگوریتم

معمولاً تعداد تولید نسلها (Generation) و یا همگرایی تابع هدف (Fitness Function) به عنوان ملاک پایان الگوریتم مورد استفاده قرار می‌گیرند [۹].

### ۹. بررسی نتایج

در شکل‌های (۵) و (۶) کانتورهای عدد ماخ و فشار استاتیکی نشان داده شده‌اند. افزایش فشار استاتیکی و کاهش عدد ماخ در انتهای پره ناشی از وقوع شوکهای آیرودینامیکی در آن ناحیه می‌باشد. با توجه به کانتورهای ماخ، خط صوتی و نیز محل شوکهای آیرودینامیکی در مسیر جریان قابل تشخیص است.

همانگونه که مشاهده می‌شود در ابتدای پره به سبب جریان سکون، فشار افزایش یافته است. نرخ کاهش فشار و نتیجتاً افزایش سرعت بر روی سطح مکش بیشتر از سطح فشار می‌باشد که ناشی از شیب زیادتر سطح مذکور در مقایسه با شیب سطح فشار است.

شکل (۷) به مقایسه نتایج تجربی و عددی توزیع فشار در روی سطوح مکش و فشار پره‌ها اشاره می‌کند [۱۳]؛ افزایش فشار قابل مشاهده روی سطح فشار ناشی از شوک آیرودینامیکی انتهایی پره می‌باشد، در سطح مکش دو افزایش فشار دیده می‌شود که اولی ناشی از شوک آیرودینامیکی برخوردی از انتهای سطح فشار به سطح مکش و دومی ناشی از موج ضربه تولید شده ادر انتهای سطح مکش است.

در شکل (۸) روند همگرایی GA به سمت بهترین نشان داده شده است. در همین شکل مقدار متوسط برازندگی افراد نشان داده شده است.

در شکل (۹) منحنی پیشنهادی GA برای پروفیل پره با پره اولیه مقایسه شده است. با توجه به اینکه هدف از بهینه‌سازی، کاهش تلفات ترودینامیکی و افزایش اندازه حرکت خروجی بوده، تغییرات فشار سکون، که بیانگر تغییرات انتروپی است، برای سطح میان گذر در شکل (۱۰) نشان داده شده است و نیز با توجه به آنکه محل موج ضربه در پره‌های توربین یک عامل طراحی است، در شکل (۱۰) توزیع عدد ماخ روی سطح میان

از تلفات ترودینامیکی است. می‌توان رابطه بین تغییرات انتروپی و افت فشار سکون را به صورت زیر نوشت:

$$\Delta S_0 \propto \frac{P_{0(i,j)} - P_{0in}}{P_{0in}} \quad (23)$$

با توجه به این بحث درصد تغییرات فشار سکون نشان‌دهنده تغییرات انتروپی و معیاری از تلفات ترودینامیکی است.

با استفاده از مفهوم راندمان در پره‌های توربین، در این تحقیق اندازه حرکت خروجی بیشینه از ردیف پره‌های ثابت به ازای کمترین تلفات ممکن بعنوان هدف در نظر گرفته شده است. به همین منظور رابطه زیر برای تابع هدف پیشنهاد شده است:

$$f = f(\rho V^2, dp_0) \quad (24)$$

و یا

$$f = \frac{\rho_r V_r^2}{\rho_s V_s^2} - \left( \sum_{i=1}^3 \int_{j=J_{inlet}}^{j=J_{outlet}} [dp_0]_{j,i} \right) / 3 \quad (25)$$

در رابطه فوق  $V_r$  و  $V_s$  به ترتیب سرعت ایزنتروپیک و سرعت واقعی در خروجی پره،  $dp_0$  نشان دهنده اختلاف فشار سکون و  $i=1,2,3$  نشان دهنده سطح مکش، سطح میانی و سطح فشار هستند و  $J_{inlet}$  گره ورودی و  $J_{outlet}$  گره خروجی پره می‌باشند.

۷. قیود طراحی

به طور کلی تمام محدودیتهایی را که روی طرح می‌گذارند، قید طراحی می‌نامند. در این تحقیق قیدهای طراحی عبارتند از ضخامت پره که بیشترین مقدار آن دو برابر ضخامت پره اولیه و کمترین مقدار آن پره‌ای با ضخامت صفر است. همچنین روند تولید منحنی طوری است که نقاط ابتدا و انتهای منحنی‌ها و طول پره ثابت نگه داشته می‌شوند. همچنین سعی شده به هندسه‌های پیشنهادی که سبب میدان جریان غیرواقعی بین پره‌ها شده و برنامه قادر به حل میدان جریان آن نیست برازندگی صفر داده شود. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش تعداد نسل‌ها تولید هندسه با برازندگی صفر کاهش یافته است.

- [8] Clarke, D.K., Salas M.D., Hassan, H.A., "Euler Calculation for Multielement Airfoils Using Cartesian Grids", Aiaa. Journal, Vol. 24, 3, 1986, pp. 352-358.
- [9] D. A. Coley, "An introduction to genetic algorithms for Scientists and engineers ", World Scientific Publishing, 1999
- [10] Hochen Gier, Norbert Hubner, "Design and Analysis of a High Stage LP Turbine Reemploying improved Transition Modeling". ASME TURBO EXPO, 2005.
- [11] Rolf Dornberger, Peter Stoll, Dirk Buche, " Multi Disciplinary Turbomachinery Blade Design Optimization", AIAA-2000-0838
- [12] B. H. Dennis, I. N. Egorov, "Multi Objective Optimization of Turbomachinery Cascade for Minimum Loss, Maximum Chord Ratio", AIAA-1000-4876
- [13] Mahpaykar, M.R., Teymourtash, A.R., "A Robust Cell Vertex Jameson Solver, With Refinement of Trailing Edge Boundary for Euler Transonic Flows in Turbine Cascades", 10<sup>th</sup>. Annual International Technology Mechanical Engineering Conference, K. N. Toosi University of Technology, Iran, pp.459-464, May 2002

گذر به نمایش در آمده و همچنین توزیع اندازه حرکت جریان در خروجی پره‌ها در شکل (۱۲) رسم شده است که نشان دهنده افزایش اندازه حرکت خروجی به لحاظ تغییر در شکل پره می‌باشد.

همانگونه که ملاحظه می‌شود بهینه‌سازی منحنی پره تحت قیود ذکر شده موجب تقویت اندازه حرکت جریان خروجی از ردیف پره‌های ثابت توربین شده است.

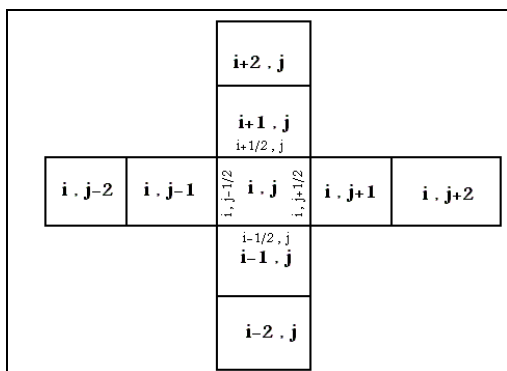
#### ۱۰. جمع‌بندی

در این تحقیق به بهینه‌سازی شکل پره‌های ثابت یک توربین با استفاده از روش ژنتیک الگوریتم پرداخته شده است. نتایج نشان می‌دهد که این روش به دلیل استفاده از مقادیر جستجو و بهینه‌سازی قوی در مسایل توربو ماشین قابل طرح می‌باشد؛ بدیهی است که در مسایل پیچیده و مختلف توربو ماشین‌ها معرفی توابع هدف مناسب می‌تواند محقق را به جواب‌های مناسبی سوق دهد.

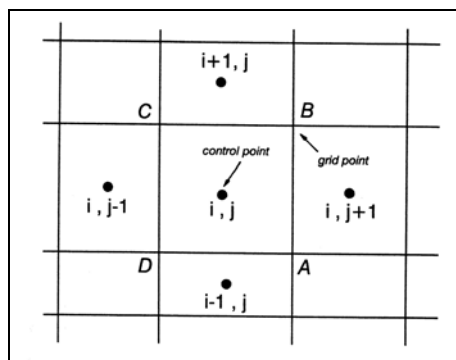
#### مراجع

- [1] V.Kelner, G. Gordin, O. Leonard, S. Moreau, "Multi-objective Optimization of a Fan Blade by Coupling a Genetic Algorithm and a Parametric flow Solver", Co. EUROGEN 2005
- [2] E.S.Lee, G.Dulikravich, H. Dennis, "Rotor Cascade Shape Optimization with Unsteady Passing Wakes Implicit Dual-Time Stepping and a Genetic Algorithm", J. Rotating Machinery, V.9, P 353-361 2003
- [3] S. Kammerer, Urgan J.Kayer F., Heinz s., "Development of a Three-Dimensional Method for Turbomachinery Applications", J. Rotating Machinery, P 373-385 2004
- [4] Jameson, A., "Steady State Solution of the Euler Equation for the Transonic Flow", Richard, E. Meyer, Transonic, Shock and Multidimensional Flows: Advances in Scientific Computing, Academic Press, 1982, pp.3770.
- [5] Jameson, A., Schmitt, W., Turkel, E., "Numerical Solution of Euler Equation by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes", AIAA. Paper No. AIAA-81-1259, 1981
- [6] Rizzi, A. "Numerical Implementation of Solid-Body Boundary Conditions for the Euler Equations", ZAMM, Vol. 58, 1978, pp.301-304
- [7] Pulliam, T.H., "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations.", AIAA - 875 - 0438, 1985.

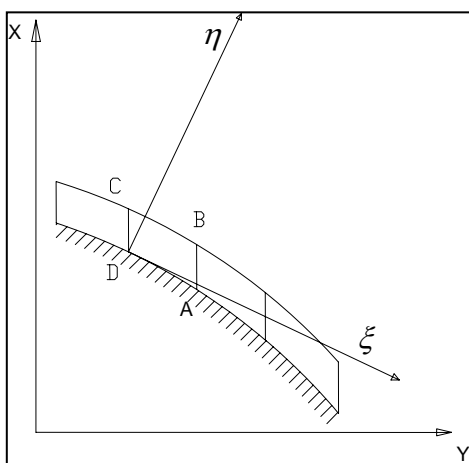
بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق



شکل (۲) نقاط کنترلی مورد استفاده در محاسبه ترم‌های اتلافی

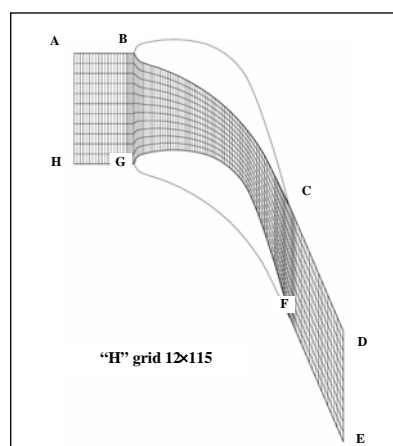


شکل (۱) حجم کنترل به روش مرکز سلولی

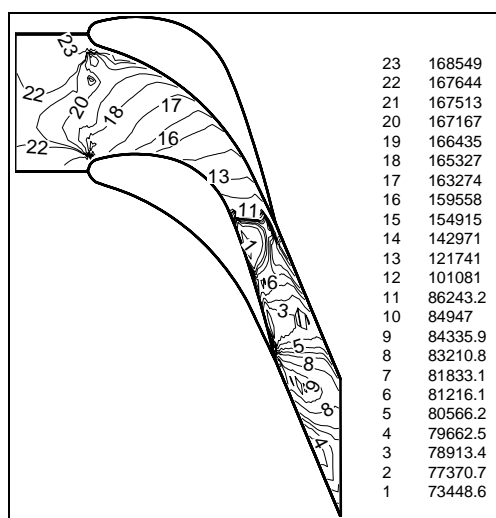


شکل (۴) محورهای مختصات محلی و تبدیل یافته برای مرز

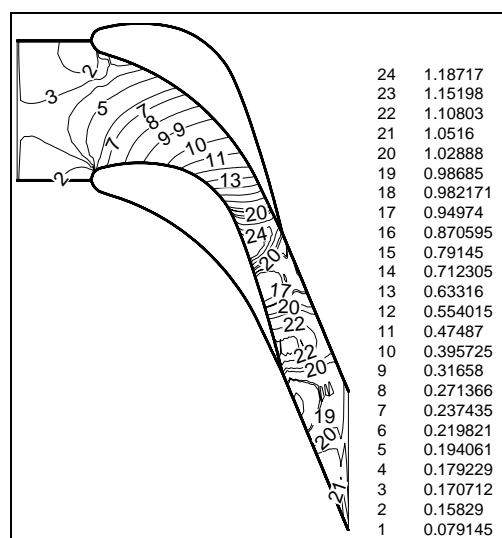
صلب



شکل (۳) شبکه مورد استفاده و مرزهای میدان جریان



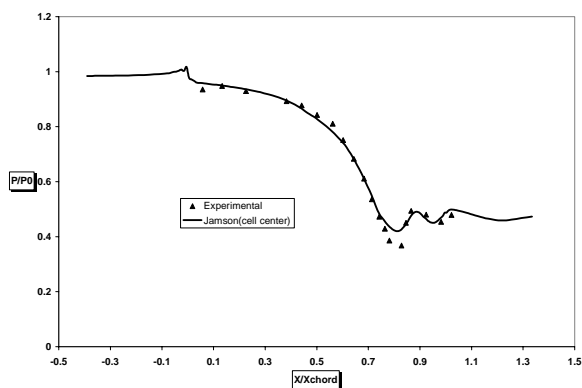
شکل (۶) کانتورهای فشار استاتیکی در ردیف پره‌های اولیه



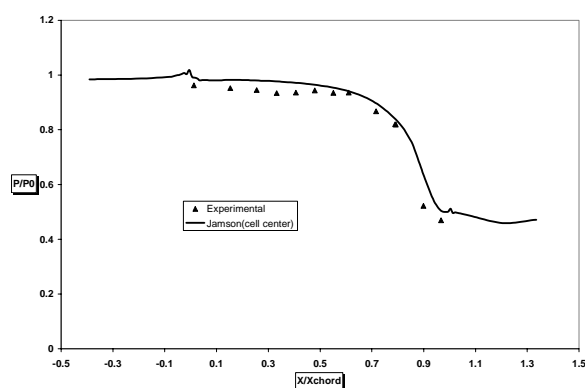
شکل (۵) کانتورهای عدد ماک در ردیف پره‌های اولیه



بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق

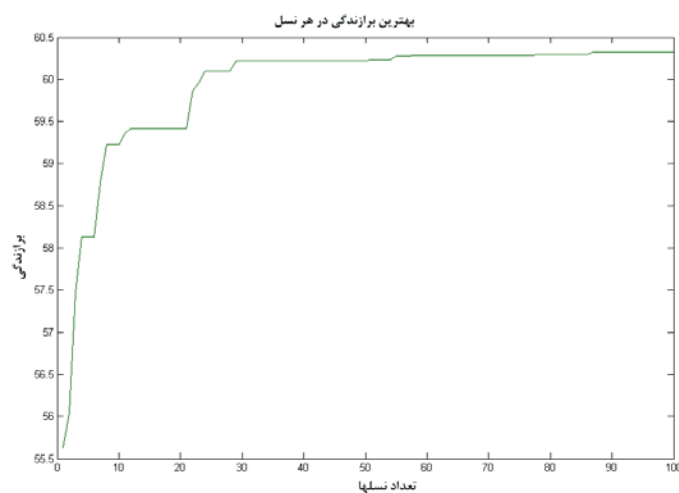


(ب)

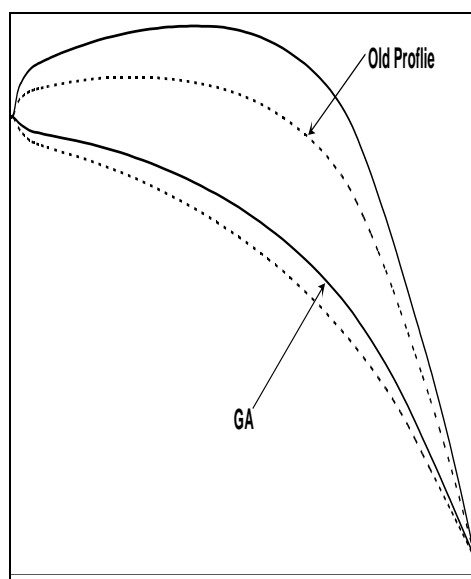


(الف)

شکل (۷) مقایسه توزیع فشار استاتیکی بین نتایج تجربی و نتایج حل عددی برای سطح فشار (الف) و سطح مکش (ب)

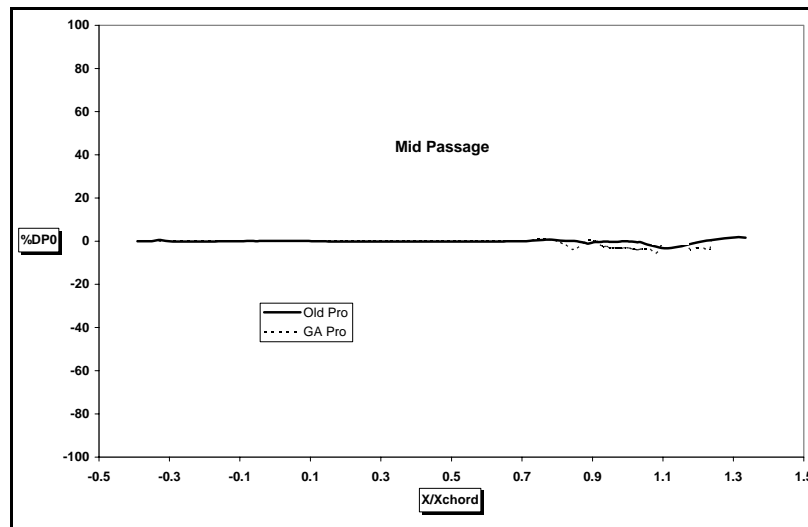


شکل (۸) مقدار بهترین برازندگی افراد در هر نسل

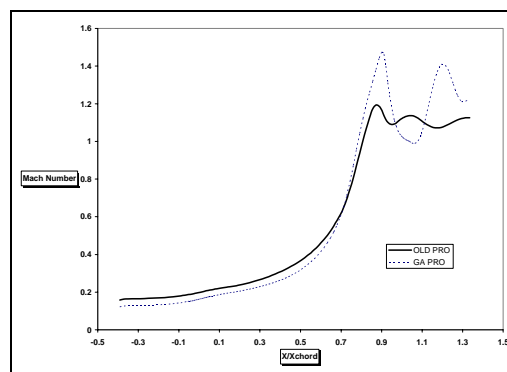


شکل (۹) مقایسه بین منحنی پره بهینه GA و پره اولیه

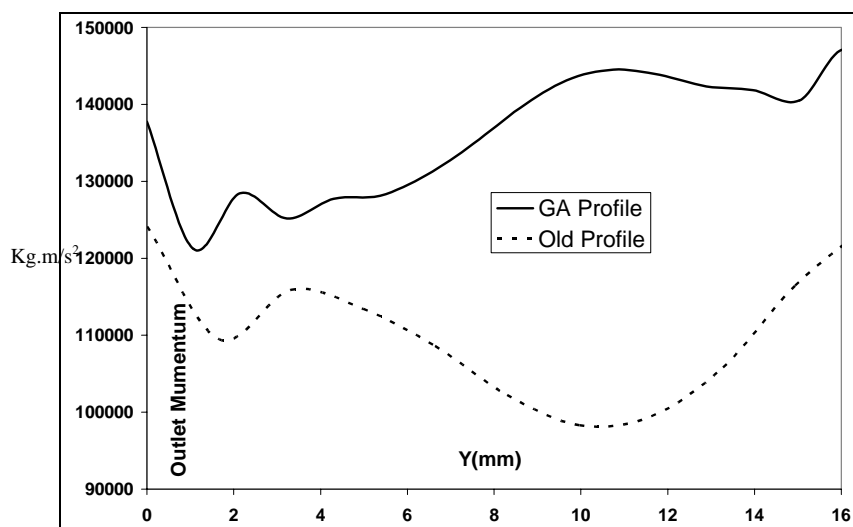
بیست و یکمین کنفرانس بین‌المللی برق



شکل (۱۰) مقایسه افت فشار سکون بین پره بهینه GA و پره اولیه در سطح میانی



شکل (۱۱) مقایسه عدد ماخ بین پره بهینه و پره اولیه در سطح میانی



شکل (۱۲) مقایسه شار اندازه حرکت خروجی بین پره‌های بهینه GA و اولیه