مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1396، دوره 17، شماره 8، ص‌ص 29-37

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تأثیر زبری سطح پره روی عملکرد یک مرحله فشار پایین از توربین بخار

حامد باقری‌اسفه

استادیار، مهندسی مکانیک، مرکز آموزش عالی شهرضا، شهرضا

*شهرضا، صندوق پستی 8614956841، h.bagheri@shahreza.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 07 اردیبهشت 1396
پذیرش: 29 خرداد 1396
ارائه در سایت: 14 مرداد 1396

کلید واژگان:
توربین بخار
زبری سطح
بازده توربین
ضریب افت فشار

چکیده

میزان زبری سطح پره‌های توربین‌های بخار به مرور زمان افزایش یافته و این نکته بر عملکرد آن‌ها تأثیر منفی می‌گذارد. در این مقاله اثرات زبری سطح روی عملکرد یک مرحله از توربین بخار با جریان دوفازی به ازای فشارهای خروجی مختلف بررسی شده است. بدین منظور یک کد عددی برای شبیه‌سازی جریان دوفازی غیرتعادلی در هندسه دو بعدی توربین بخار توسعه داده شده است. از روش ترکیبی ای‌یواس‌ام- ون لیر برای محاسبه شارهای غیرلزج، از مدل آشفتگی اس‌اس‌تی برای محاسبه لزجت آشفته و از مدل زبری ویلکاکس برای اعمال زبری روی سطح پره توربین و از نتایج آزمایشگاهی برای اعتبارسنجی این کد عددی استفاده شده است. براساس نتایج به‌دست‌آمده در این مقاله تأثیر زبری سطح در کاهش بازده مراحل مادون صوت توربین بخار نسبت به مراحل مافوق صوت بیشتر است. به عنوان مثال در جریان مادون صوت به ازای فشار خروجی 24.25 کیلو پاسکال با افزایش میزان زبری سطح از 5 میکرون به 800 میکرون مقدار بازده مرحله به اندازه 15% کاهش می‌یابد. در حالی که در جریان مافوق صوت به ازای فشار خروجی 14.55 کیلو پاسکال با این اندازه افزایش زبری سطح مقدار بازده مرحله به اندازه 10% کاهش می‌یابد.

Effect of Blade Surface Roughness on Performance of a Low-Pressure Steam Turbine Stage

Hamed Bagheri Esfe

University of Shahreza, Shahreza, Isfahan.
*P.O.B. 8614956841, Shahreza, Iran, h.bagheri@shahreza.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 27 April 2017
Accepted 19 June 2017
Available Online 05 August 2017

Keywords:
Steam Turbine
Surface Roughness
Turbine Efficiency
Pressure Loss Coefficient

ABSTRACT

Surface roughness of steam turbine blades is increased during operation. This point has a harmful effect on the performance of steam turbines. In this paper effects of surface roughness on performance of a steam turbine stage in two-phase flow conditions are investigated for different outlet pressures. To do so a numerical code has been developed to simulate two-phase non-equilibrium flow in 2D steam turbine geometry. An AUSM-van Leer hybrid scheme is used to calculate inviscid fluxes, the SST turbulence model for turbulence viscosity and Wilcox roughness model for implementation of roughness on the surface of turbine blade. To validate the present in-house code the experimental results of Bakhtar have been used. According to the results of the paper, effect of surface roughness variation on the performance loss in subsonic stages is more than that in supersonic outflows. For example, in subsonic outflow case (P_b= 24.25 kPa) when the roughness height increases from 5µm to 800 µm, the value of efficiency decreases by 15%. However, for supersonic outflow case (P_b= 14.55 kPa) the value of efficiency decreases by 10% for this roughness increase.

1- مقدمه

سطح پره‌ها در توربین بخار افت‌های زیادی را در زمان عملکرد خود تجربه می‌کنند. فرسایش حرارتی، تشکیل رسوب و برخورد ذرات و ناخالصی‌ها، زبری سطح تیغه‌ها را افزایش داده و این رشد زبری بر عملکرد پره‌های توربین تأثیر می‌گذارد. از میان آلودگی‌های زیاد موجود در جریان آب- بخار، سیلیکا[1] نقش مهمی را به دلیل قابلیت حلالیت بالای آن در بخار بازی می‌کند. بخار ضمن عبور از فضای بین پره‌ای با سطح تیغه‌ها تماس پیدا کرده سرد می‌شود. در نتیجه سیلیکای محلول در بخار روی سطح پره‌ها ته نشین شده و یک پوشش سخت روی آن‌ها ایجاد می‌کند. حذف این پوشش حتی با اسید مشکل است. سیلیکای تشکیل شده روی سطح پره‌ها سبب افزایش میزان زبری سطوح می‌شود.

اثرات مربوط به زبری سطح تیغه‌ها روی عملکرد توربوماشین‌ها یک موضوع مهم در بررسی افت‌های مختلف است. مطالعات مختلفی در این زمینه به صورت آزمایشگاهی انجام شده است. بامرت و سانستد [1] تأثیرات زبری سطح در فضای بین پره‌ای توربین را بررسی کرده و نشان دادند که به دلیل زبری سطح پره شروع لایه مرزی آشفته به لبه حمله نزدیک‌تر می‌شود. زانگ و همکارانش [2] تأثیر زبری سطح را روی افت‌های آیرودینامیکی پره توربین بررسی کردند. آن‌ها زبری سطح غیریکنواخت و سه بعدی را روی پره‌های تست شده خود به کار بردند. در سال 2013 ایم و همکارانش [3] تأثیر زبری

[1] Silica (Sio_2)

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

H. Bagheri Esfe, Effect of Blade Surface Roughness on Performance of a Low-Pressure Steam Turbine Stage, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 29-37, 2017 (in Persian)

سطح لبه حمله و عدد رینولدز را روی افت پروفیل پره کمپرسور بررسی کردند. این افت کارایی به دلیل تأثیر زبری سطح بر جدایش جریان در طرف مکش پره است.

تحقیقات عددی زیادی در رابطه با تأثیرات زبری سطح روی عملکرد توربوماشین‌ها انجام گرفته است. بسیاری از این تلاش‌ها در راستای در نظر گرفتن زبری در شرط مرزی دیواره برای مدل آشفتگی است. برای نمونه در سال 1978 سبسی و چانگ [4] یک مدل برای در نظر گرفتن تأثیرات زبری سطح معرفی کرده و آن را در معادلات لایه مرزی به کار بردند. بویل و سنییتکو [5] مقایسه‌ای بین نتایج حاصل از مدل‌های زبری سبسی و ویلکاکس انجام دادند، همچنین شبیر و ترنر [6] فورمول‌بندی اسپالدینگ را برای پیش‌بینی ضریب اصطکاک سطحی سطوح زبر به کار برده و نتایج عددی خود را با داده‌های آزمایشگاهی بامرت و میلسچ [7] برای فضای بین پره‌ای مقایسه کردند.

علیگودرز و همکارانش [8] اثرات زبری سطح بر کارایی و میدان جریان توربین گاز را بررسی کردند. آن‌ها از نرم‌فزار سی‌اف‌ایکس برای تحلیل پره توربین گاز هانوفر استفاده کردند. بر طبق نتایج آن‌ها زبری سطح در ناحیه کاملاً زبر در کاهش راندمان توربین گاز تأثیر زیادی دارد، همچنین چهارطاقی و همکارانش [9] اثرات زبری سطح بر میدان جریان و کارایی یک توربین گازی را در حالت سه بعدی برای پنج نسبت فشار متفاوت بررسی کردند. آن‌ها از نرم‌فزار سی‌اف‌ایکس و روش آشفتگی اس‌اس‌تی برای تحلیل خود استفاده کردند. براساس نتایج آن‌ها با افزایش زبری سطح، عناصر زبری از زیر لایه لزج خارج شده و افت پروفیل پره افزایش می‌یابد.

تاکنون مدل‌های آشفتگی مختلفی برای بررسی تأثیرات زبری سطح به کار گرفته شده است. برای نمونه یرشو و همکارانش [10] بیان کردند که مدل آشفتگی اس‌اس‌تی[1] نسبت به بالدوین- لومکس در شبیه‌سازی جریان عبوری از فضای بین پره‌های کمپرسور صوتی مناسب‌تر است، زیرا روش اس‌اس‌تی برای نواحی داخل لایه مرزی مانند روش کی امگا[2] عمل کرده و برای نواحی خارج لایه مرزی و نواحی گردابه‌ای به کی اپسیلن[3] تبدیل می‌شود، اما روش بالدوین- لومکس یک روش تک معادله‌ای است.

مصباح و همکارانش [11] مدل‌های آشفتگی مختلف را برای بررسی تأثیر زبری سطح پره‌های کمپرسور بر میزان افت‌ها به کار برده و این نتایج را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کردند.

با مرور پیشینه مشاهده می‌شود که بیشتر محققین تأثیرات زبری سطح را در کمپرسورها، توربین‌های گاز و توربین‌های بخار فشار بالا بررسی کرده‌اند. در حقیقت مطالعه‌ای پیرامون تأثیر زبری سطح روی عملکرد مراحل فشار پایین توربین بخار که در شرایط جریان دو فازی کار می‌کند انجام نگرفته است. این شرایط در مراحل آخر توربین‌های بخار اتفاق افتاده و منجر به تولید افت‌های اضافی می‌شود.

در این مقاله تأثیر زبری سطح روی عملکرد یک مرحله فشار پایین از توربین بخار که در شرایط جریان دوفازی کار می‌کند بررسی خواهد شد. یک کد عددی برای شبیه‌سازی جریان دوفازی در حال چگالش دو بعدی در فضای بین پره‌ای توربین بخار توسعه داده شده است. از روش آشفتگی اس‌اس‌تی و مدل زبری ویلکاکس برای در نظر گرفتن اثرات زبری روی سطح پره استفاده شده است.

[1] SST (Shear- Stress Transport model)
[2] *k-w*
[3] *k-e*

2- معادلات حاکم

معادلات حاکم شامل معادلات ناویر- استوکس برای مخلوط بخار و قطره و دو معادله اضافی برای فاز مایع است. این معادلات در مختصات فیزیکی به صورت رابطه (1) نوشته می‌شود [12].

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}+\frac{\partial G}{\partial y}=S+\frac{\partial F_V}{\partial x}+\frac{\partial G_V}{\partial y} \tag{1}$$

Q بردار کانسرواتیو، F و G بردارهای شار غیرلزج افقی و عمودی، F_V و G_V بردارهای شار لزج افقی و عمودی و S ترم چشمه است. این بردارها به صورت روابط (2) تعریف می‌شود.

$$Q=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho e_t\\ \rho\chi\\ \rho N\end{bmatrix}, F=\begin{bmatrix}\rho u\\ \rho u^2+P\\ \rho uv\\ \rho u e_t\\ \rho u\chi\\ \rho u N\end{bmatrix},\ G=\begin{bmatrix}\rho v\\ \rho uv\\ \rho v^2+P\\ \rho v e_t\\ \rho v\chi\\ \rho v N\end{bmatrix},$$

$$F_V=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xx}\\ \tau_{xy}\\ u.\tau_{xx}+v.\tau_{xy}-q_x\\ 0\\ 0\end{bmatrix},$$

$$G_V=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xy}\\ \tau_{yy}\\ u.\tau_{xy}+v.\tau_{yy}-q_y\\ 0\\ 0\end{bmatrix},$$

$$S=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ 0\\ 0\\ \frac{4}{3}\pi\rho_l(r^{*3}J_{\text{nuc}}+3\rho N r^2\frac{dr}{dt})\\ J_{\text{nuc}}\end{bmatrix} \tag{2}$$

در این رابطه P فشار، χ نسبت رطوبت، N تعداد قطرات به ازای واحد جرم مخلوط، ρ چگالی مخلوط، e_t انرژی کل به ازای واحد حجم و u، v مؤلفه‌های سرعت بخار و قطره است. معادله اول فاز مایع مربوط به نسبت رطوبت و معادله دوم مربوط به بقای تعداد قطرات است. با توجه به این دو معادله نسبت رطوبت در اثر جوانه‌زایی و رشد قطرات تغییر می‌کند، در صورتی که تنها عامل تأثیرگذار در افزایش تعداد قطرات جوانه‌زایی است. در رابطه (2)، τ_{xx}، τ_{xy} و τ_{yy} مؤلفه‌های تانسور تنش برشی و q_x، q_y مؤلفه‌های افقی و عمودی انتقال حرارت هدایتی هستند.

معادلات حاکم (1) در مختصات محاسباتی به صورت رابطه (3) نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial Q^*}{\partial t}+\frac{\partial F^*}{\partial \xi}+\frac{\partial G^*}{\partial \eta}=\frac{S}{J}+\frac{\partial {F_V}^*}{\partial \xi}+\frac{\partial {G_V}^*}{\partial \eta} \tag{3}$$

بردارهای شار در مختصات جدید به صورت رابطه (4) تعریف می‌شوند.

$$Q^*=\frac{Q}{J}, F^*=\frac{1}{J}\left(\xi_x F+\xi_y G\right),$$
$$G^*=\frac{1}{J}\left(\eta_x F+\eta_y G\right),$$
$${F_V}^*=\frac{1}{J}\left(\xi_x F_V+\xi_y G_V\right),$$
$${G_V}^*=\frac{1}{J}\left(\eta_x F_V+\eta_y G_V\right) \tag{4}$$

در این رابطه J ژاکوبین انتقال و $\xi_x,\xi_y,\eta_x,\eta_y$ ماتریس‌های انتقال از مختصات فیزیکی به محاسباتی هستند.

چون مسائل حل شده در این مقاله همگی در فشار پایین (زیر یک بار) است، می‌توان از معادله حالت گاز کامل برای فاز بخار با دقت مناسبی به صورت رابطه (5) استفاده کرد [13].

$$P = \rho_v R_v T_v \,, \quad R_v = 461.4 \text{ J/kgK} \tag{5}$$

برای محاسبه خواص بخار آب در دما و فشار دلخواه می‌توان از روابط انجمن بین‌المللی خواص آب و بخار[1] استفاده کرد [14].

در این مقاله برای محاسبه لزجت آشفته (μ_t) از روش اس‌اس‌تی استفاده شده است. این روش برای نواحی داخل لایه مرزی مانند روش $k-\omega$ عمل کرده و برای نواحی خارج لایه مرزی و نواحی گردابه‌ای به $k-\varepsilon$ تبدیل می‌شود [15].

در جریان آشفته، مقادیر $\omega\,,k$ روی سطح جامد زبر به صورت رابطه (6) محاسبه می‌شود.

$$k = 0, \omega = \frac{\nu^{*2}}{\nu} S_R \,,$$
$$S_R = \begin{cases} 4\lambda_R{}^2, & k_s^+ \le 5 \\ \lambda_R + \left(4\lambda_R{}^2 - \lambda_R\right)e^{(5-k_s^+)}, & k_s^+ > 5 \end{cases}$$
$$\lambda_R = 100/k_s^+ \,,\; k_s^+ = k_s v^*/v$$
$$v^* = \sqrt{\tau_w/\rho}\,, \nu = \mu/\rho \tag{6}$$

در این رابطه k_s مقدار زبری سطح است. این مدل زبری سطح توسط ویلکاکس [16] پیشنهاد شده است.

3- گسسته‌سازی معادلات حاکم

3-1- گسسته‌سازی زمانی

معادله (3) با استفاده از روش اویلر مرتبه اول پیشرو[2] به صورت رابطه (7) گسسته‌سازی می‌شود.

$$\frac{1}{J}.\frac{Q^{n+1}-Q^n}{\Delta t} + \left(\frac{\partial F^*}{\partial \zeta}\right)^n + \left(\frac{\partial G^*}{\partial \eta}\right)^n = \frac{S^n}{J} + \left(\frac{\partial F_V{}^*}{\partial \zeta}\right)^n + \left(\frac{\partial G_V{}^*}{\partial \eta}\right)^n \tag{7}$$

از این معادله مقدار Q^{n+1} به‌دست می‌آید، در نتیجه مقدار متغیرهای اولیه در گام زمانی جدید $(\rho, u, v, e_t, \chi, N)$ تعیین می‌شود. این معادله در زمان صریح[3] است، همگرایی روش با محدود کردن ضریب سی‌اف‌ال[4] تضمین می‌شود [17].

3-2- گسسته‌سازی مکانی

برونیابی متغیرهای اولیه نظیر فشار، دما، سرعت و نسبت رطوبت از مراکز سلول به وجوه آن با استفاده از یک روش بالادست مرتبه اول انجام می‌شود [18]. شکل 1 شماتیک نقاط و وجوه شبکه را نشان داده است. با استفاده از این روش مقدار متغیرهای اولیه در وجوه سلول به صورت رابطه (8) تعیین می‌شود.

$$q_E^L = q_{j,k} \,,\; q_E^R = q_{j+1,k}$$
$$q_N^L = q_{j,k} \,,\; q_N^R = q_{j,k+1}$$
$$q \epsilon (P, T, u, v, \chi) \tag{8}$$

در رابطه (8)، E و N اشاره به وجوه شرقی و شمالی هر سلول شبکه و L و R اشاره به سمت داخلی و خارجی هر وجه سلول دارد.

3-3- گسسته‌سازی جملات شار غیرلزج

پس از بررسی روش‌های مختلف در نهایت روش ترکیبی ای‌یواس‌ام- ون لیر[5]

[1] IAPWS (International Association for the Properties of Water and Steam)
[2] Forward Euler scheme
[3] Explicit
[4] CFL (Courant–Friedrichs–Lewy)
[5] AUSM-van Leer hybrid scheme

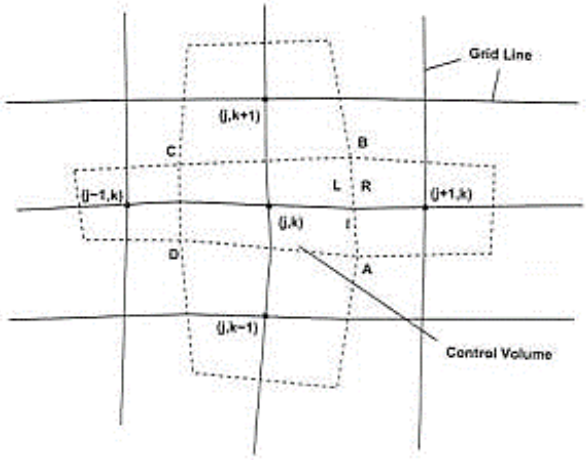


Fig. 1 Schematic of grid lines (solid lines) and control volume boundaries (dashed-lines) [19]

شکل 1 شماتیک خطوط شبکه (خطوط پر) و مرزهای حجم کنترل (خط‌چین) [19]

برای محاسبه شارهای غیرلزج در این مقاله انتخاب شد.

در این قسمت کاربرد روش ترکیبی ای‌یواس‌ام- ون لیر برای محاسبه بردارهای شار غیرلزج در رابطه (4) تشریح می‌شود. بردار شار غیرلزج افقی در وجه شرقی حجم کنترل به صورت رابطه (9) تعریف می‌شود.

$$F^*{}_{i+\frac{1}{2},j} = \frac{M_{i+\frac{1}{2},j}}{2J}\left(\begin{bmatrix}\rho a_f\\ \rho a_f u\\ \rho a_f v\\ \rho a_f H\\ \rho a_f \chi\\ \rho a_f N\end{bmatrix}_L + \begin{bmatrix}\rho a_f\\ \rho a_f u\\ \rho a_f v\\ \rho a_f H\\ \rho a_f \chi\\ \rho a_f N\end{bmatrix}_R\right) - \frac{\phi_{i+\frac{1}{2},j}}{2J}\left(\begin{bmatrix}\rho a_f\\ \rho a_f u\\ \rho a_f v\\ \rho a_f H\\ \rho a_f \chi\\ \rho a_f N\end{bmatrix}_R - \begin{bmatrix}\rho a_f\\ \rho a_f u\\ \rho a_f v\\ \rho a_f H\\ \rho a_f \chi\\ \rho a_f N\end{bmatrix}_L\right) + \frac{1}{J}\begin{bmatrix}0\\ \xi_x P\\ \xi_y P\\ 0\\ 0\\ 0\end{bmatrix}_{i+\frac{1}{2}j} \tag{9}$$

ترم اول در سمت راست رابطه (9) معرف مقادیر متوسط‌گیری شده چپ و راست به کمک عدد ماخ بوده و ترم دوم خاصیت اتلافی[6] دارد. این ترم به وسیله مقدار اسکالر $\phi_{i+1/2,j}$ مقیاس‌بندی شده که ضریب اتلاف نامیده می‌شود. عدد ماخ $M_{i+1/2,j}$ از رابطه (10) تعیین می‌شود.

$$M_{i+\frac{1}{2},j} = M^+ + M^-$$
$$M^+ = \begin{cases} M^L & M^L \ge 1 \\ \frac{1}{4}(M^L+1)^2 & |M^L| < 1 \\ 0 & M^L \le -1 \end{cases}$$
$$M^- = \begin{cases} 0 & M^R \ge 1 \\ \frac{-1}{4}(M^R-1)^2 & |M^R| < 1 \\ M^R & M^R \le -1 \end{cases} \tag{10}$$

اعداد ماخ M^L و M^R با استفاده از خواص چپ و راست به صورت رابطه (11) محاسبه می‌شوند.

$$M^R = \left(\frac{U}{a_f}\right)_R, M^L = \left(\frac{U}{a_f}\right)_L, a_f = \sqrt{\gamma R_v T} \tag{11}$$

در این رابطه a_f سرعت صوت است.

مقدار فشار در وجه شرقی حجم کنترل از رابطه (12) محاسبه می‌شود.

$$P_{i+\frac{1}{2},j} = P^+ + P^-$$

[6] Dissipative character

$$P^{+}=\begin{cases}P^{L} & M^{L}\geq 1\\ \frac{1}{4}.P^{L}.(M^{L}+1)^{2}.(2-M^{L}) & |M^{L}|<1\\ 0 & M^{L}\leq -1\end{cases}$$
$$P^{-}=\begin{cases}0 & M^{R}\geq 1\\ \frac{1}{4}.P^{R}.(M^{R}-1)^{2}.(2+M^{R}) & |M^{R}|<1\\ P^{R} & M^{R}\leq -1\end{cases} \quad (12)$$

ضریب اتلاف در رابطه (9) با استفاده از ضرایب اتلاف روش‌های ای‌یواس‌ام و ون لیر به صورت رابطه (13) محاسبه می‌شود.

$$\phi_{i+\frac{1}{2},j}=(1-w).\phi_{i+\frac{1}{2},j}{}^{\mathrm{VL}}+w.\phi_{i+\frac{1}{2},j}{}^{\mathrm{AUSM}}$$
$$\phi_{i+\frac{1}{2},j}{}^{\mathrm{VL}}=\begin{cases}\left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right| & \left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right|\geq 1\\ \left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right|+\frac{1}{2}(M^{R}-1)^{2} & 0\leq M_{i+\frac{1}{2},j}\leq 1\\ \left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right|+\frac{1}{2}(M^{L}+1)^{2} & -1<M_{i+\frac{1}{2},j}\leq 0\end{cases}$$
$$\phi_{i+\frac{1}{2},j}{}^{\mathrm{AUSM}}=\begin{cases}\left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right| & \left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right|>\delta\\ \frac{(M_{i+\frac{1}{2},j})^{2}+\delta^{2}}{2\delta} & \left|M_{i+\frac{1}{2},j}\right|\leq\delta\end{cases} \quad (13)$$

δ یک عدد کوچک است $(0\leq\delta<0.5)$ و به منظور جلوگیری از صفر شدن ترم اتلاف در نواحی با عدد ماخ صفر در نظر گرفته شده است. w یک ضریب وزنی در ترم اتلاف بوده و به صورت رابطه (14) تعریف می‌شود.

$$w=\min(\vartheta_{i,j},\vartheta_{i+1,j}),$$
$$\vartheta_{i,j}=max\left(1-\alpha\left|\frac{P_{i-1,j}-2P_{i,j}+P_{i+1,j}}{P_{i-1,j}+2P_{i,j}+P_{i+1,j}}\right|,0\right),$$
$$\alpha=5 \quad (14)$$

طبق روابط (14,13) مشخص است که روش ترکیبی در امواج ضربه‌ای و نواحی با گرادیان بالا به روش ون لیر تغییر می‌کند. با روندی مشابه بردار شار غیرلزج عمودی در رابطه (4) محاسبه می‌شود.

4- نتایج عددی

در این مقاله جریان عبوری از روی پره‌های استاتور و روتور وی‌کی‌آی[1] به روش عددی شبیه‌سازی شده است [20]. میزان فشار سکون و دمای سکون ورودی به پره استاتور به ترتیب برابر با 41.7 kPa و 357.5 K است. زاویه جریان ورودی به استاتور با راستای افقی برابر 30- درجه است. سرعت زاویه‌ای و خطی حرکت پره روتور به ترتیب برابر 3000 rpm و 123 m/s است. برای ایجاد رژیم‌های جریانی مختلف (مادون صوت، مافوق صوت) اطراف پره روتور میزان فشار خروجی روتور از 24.25 kPa تا 14.55 kPa تغییر می‌کند.

در شکل 2 شرایط مرزی برای پره‌های مرحله وی‌کی‌آی نشان داده شده است. شرایط مرزی ورودی شامل P_0,T_0 ثابت، c,N برابر صفر و گرادیان فشار صفر است. شرایط مرزی خروجی شامل فشار خروجی ثابت و گرادیان T,u,v,c,N برابر صفر است.

دو نوع روش عددی برای نحوه ارتباط استاتور و روتور از طریق مرز مشترکشان[2] وجود دارد. در روش اول که در نرم‌فزار فلوئنت با عنوان صفحه ترکیبی[3] و در نرم‌فزار سی‌اف‌ایکس[4] با عنوان واسط مرحله[5] شناخته می‌شود، ارتباط بین روتور و استاتور در مرز مشترکشان از طریق متوسط‌گیری از

[1] VKI
[2] Interface
[3] Mixing plane
[4] CFX
[5] Stage interface

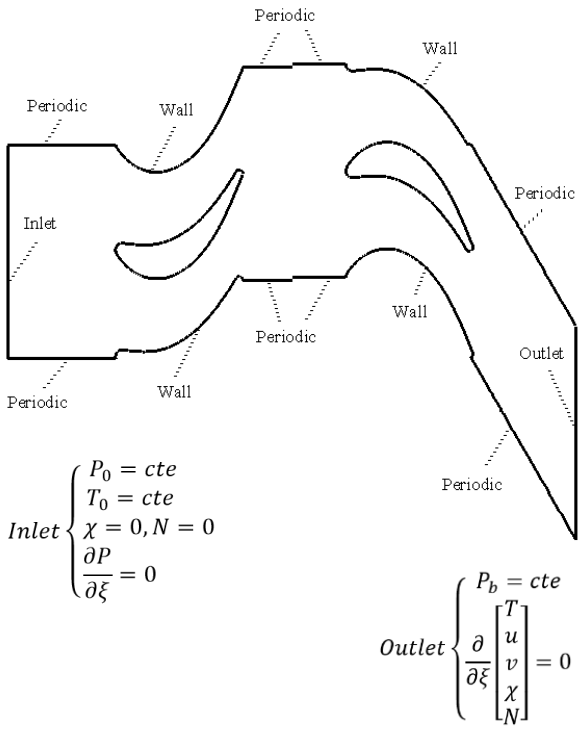


Fig.2 Boundary conditions for VKI stage

شکل 2 شرایط مرزی برای پره‌های مرحله وی‌کی‌آی

خواص صورت می‌گیرد. این روش بیشتر برای مسائل حالت دائم[6] استفاده می‌شود. در این مقاله از این روش برای ارتباط استاتور- روتور استفاده شده است. در روش دوم که در نرم‌فزار فلوئنت با عنوان مش لغزان[7] و در نرم‌فزار سی‌اف‌ایکس با عنوان مدل روتور- استاتور گذرا[8] شناخته می‌شود بیشتر برای مسائل غیردائم[9] استفاده شده و در این روش مش‌های استاتور و روتور در مرز مشترک روی هم سر می‌خورند. این روش نسبت به روش اول هزینه محاسباتی بسیار بالاتری نیاز دارد.

4-1- تست استقلال از شبکه

برای انجام این تست توزیع ضریب فشار (C_P) روی سطوح استاتور و روتور به ازای شبکه‌های مختلف در شکل 3 ترسیم شده است.

با توجه به شکل 3 مشخص است که شبکه به ازای اندازه 451٬91 از اندازه مستقل می‌شود. این اندازه برای شبکه استاتور و روتور در نظر گرفته می‌شود. این شبکه در شکل 4 نشان داده شده است.

4-2- اعتبارسنجی کد عددی

برای اعتبارسنجی کد عددی توسعه داده شده نتایج عددی مربوط به حل جریان دوفازی روی پره باختر با نتایج آزمایشگاهی [21] در شکل 5 مقایسه شده است.

با مقایسه نتایج حل عددی با نتایج آزمایشگاهی مشخص که کد عددی توسعه داده شده از دقت مناسبی برخوردار است.

4-3- ترسیم کانتورها

شکل 6 کانتورهای عدد ماخ و نسبت رطوبت در فضای بین پره‌ای مرحله

[6] Steady state
[7] Sliding mesh
[8] Transient rotor-stator
[9] Unsteady

وی‌کی‌آی را به ازای شرایط $(P_0)_{i,s} = 41.7$ kPa و $(P_b)_r = 19.4$ kPa نشان می‌دهد.

مطابق این شکل‌ها به ازای فشار خروجی 19.4 kPa در ناحیه واگرای مربوط به پره روتور، جریان صوتی ایجاد شده و در لبه فرار پره روتور موج ضربه‌ای مایل ضعیفی به وجود می‌آید. عدد ماخ متوسط خروجی از ناحیه محاسباتی برای جریان خشک برابر 0.996 است.

4-4- بررسی تأثیر زبری سطح روی عملکرد پره توربین بخار

4-4-1- اثر زبری سطح روی پره باختر

در این قسمت تأثیر زبری سطح روی لزجت آشفته در فضای بین پره‌ای پره باختر در شرایط فشار پایین برای حالت‌های خروجی مافوق صوت و مادون صوت بررسی می‌شود.

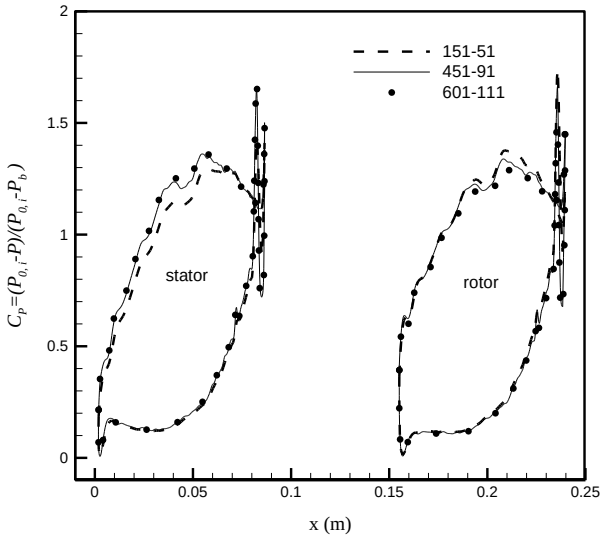


Fig. 3 Grid independency test; Distribution of pressure coefficient (C_P) on the stator and rotor surfaces for different grid sizes

شکل 3 تست استقلال از شبکه، توزیع ضریب فشار (C_P) روی سطوح استاتور و روتور به ازای شبکه‌های مختلف

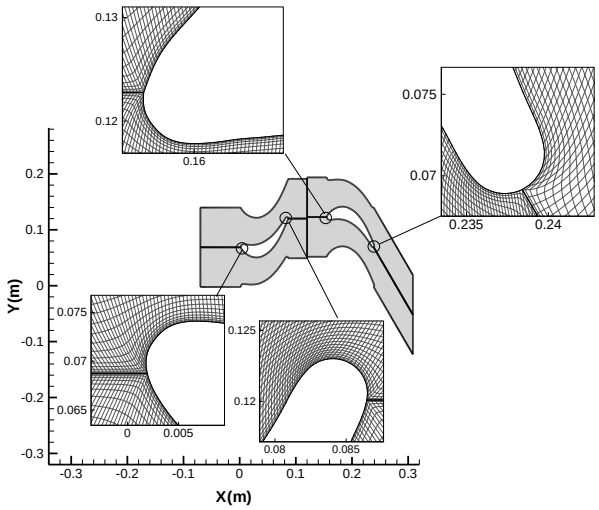


Fig. 4 Computational domain and grid used for numerical simulation in VKI stator and rotor (451·91)

شکل 4 ناحیه محاسباتی و شبکه مورد استفاده برای شبیه‌سازی عددی برای استاتور و روتور وی‌کی‌آی (با اندازه 451·91)

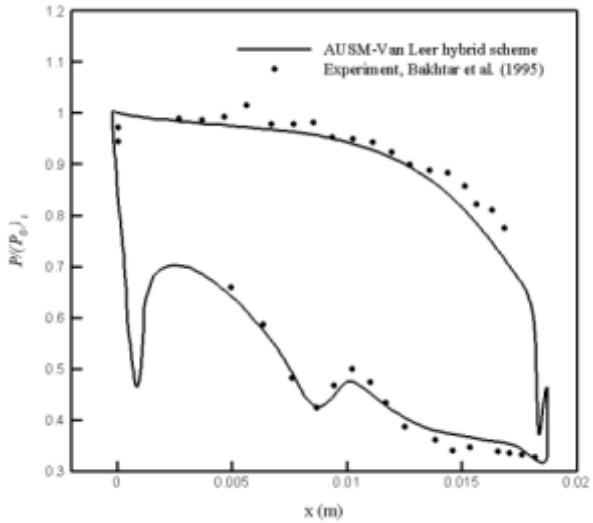


Fig. 5 Comparison between numerical and experimental results, The pressure ratio distributions on the pressure and suction surfaces of the Bakhtar blade [19], (*T*0)i =360.8K, (*P*0)i =99.9kPa, *P*b =42.7kPa

شکل 5 مقایسه نتایج عددی با داده‌های آزمایشگاهی، توزیع نسبت فشار روی سطوح مکشی و فشاری پره باختر [21]، $(P_0)_i = 99.9$ kPa, $(T_0)_i = 360.8$ K، $P_b = 42.7$ kPa

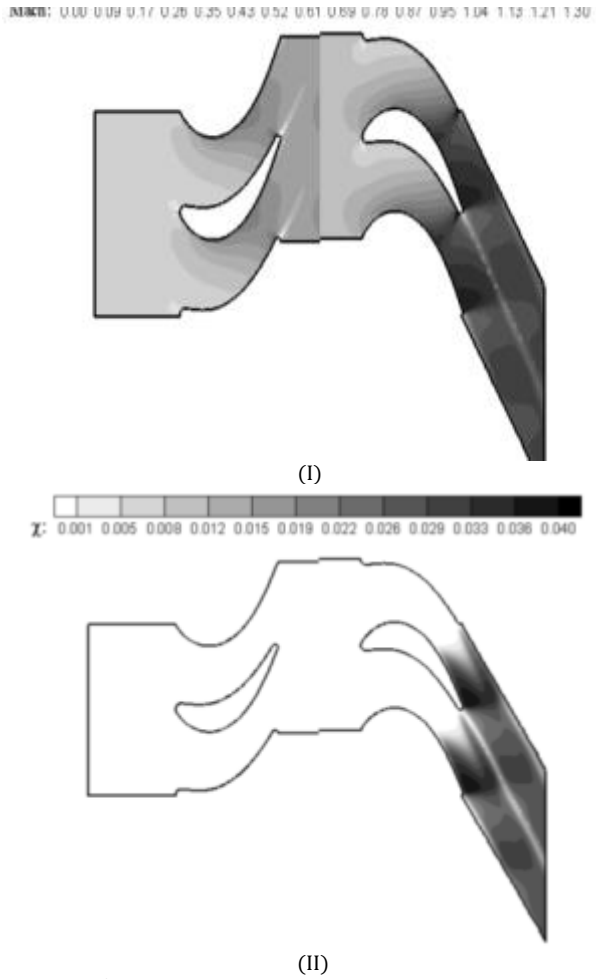


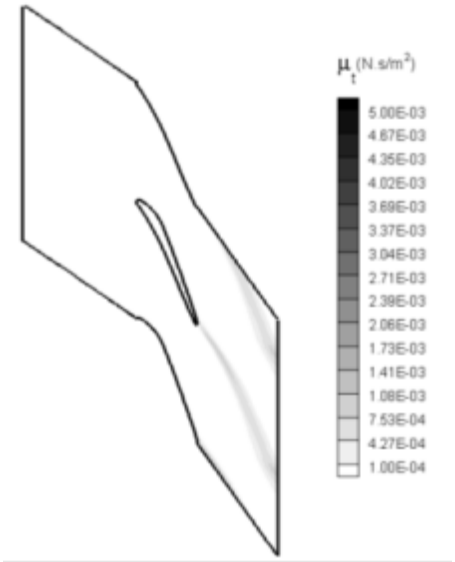
Fig. 6 Wet flow through VKI stage with (*P*0)i,s = 41.7 kPa, *P*b,r = 19.4 kPa, (I) Mach number contours; (II) wetness fraction contours

شکل 6 جریان مرطوب در فضای بین پره‌ای استاتور و روتور وی‌کی‌آی به ازای شرایط $(P_0)_{i,s} = 41.7$ kPa ، $(P_b)_r = 19.4$ kPa، (I) کانتور عدد ماخ، (II) کانتور نسبت رطوبت

شکل‌های 7 و 8 توزیع لزجت آشفته (m_t) در فضای بین پره‌ای به ازای فشارهای خروجی 30 و 60 کیلو پاسکال را نشان می‌دهد. در هر شکل لزجت آشفته برای سطوح صاف و زبر رسم شده است. با توجه به این شکل‌ها مشخص است که زبری سطح سبب افزایش میزان لزجت آشفته شده است، همچنین سبب می‌شود گذار به حالت آشفته سریع‌تر رخ دهد. در واقع برای پره زبر شروع لایه مرزی آشفته به لبه حمله پره نزدیک‌تر می‌شود. از طرف دیگر ناحیه بیشتری از میدان جریان با زبر شدن سطح تبدیل به حالت آشفته می‌شود. در نتیجه زبری سطح سبب افزایش میزان افت‌های لزج و در

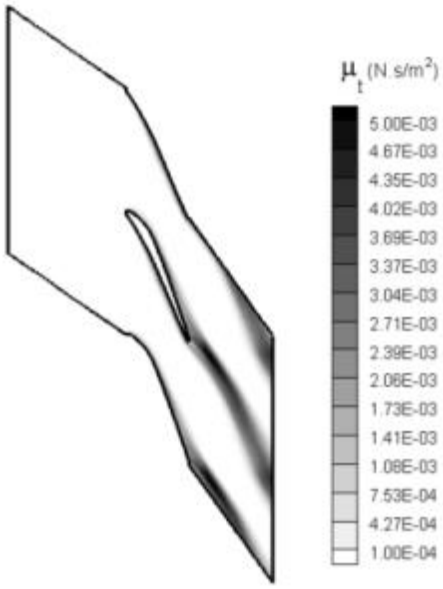
خروجی مافوق صوت (P_b=30 kPa)

پره صاف (k_s=5 mm)



(I)

پره زبر (k_s=800 mm)



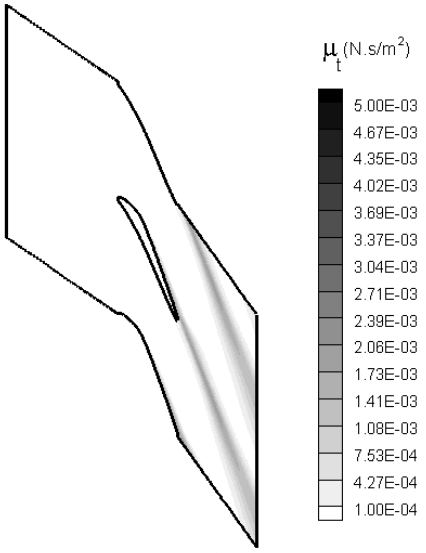
(II)

Fig. 7 Distribution of turbulent viscosity (μ_t) in the cascade of Bakhtar blade for $(P_0)_i = 99$ kPa, $(T_0)_i = 382$ K, $P_b = 30$ kPa , (I) surface roughness k_s=5 mm; (II) k_s=800 mm

شکل 7 توزیع لزجت آشفته (μ_t) در فضای بین پره‌ای باختر به ازای شرایط $(P_0)_i = 99$ kPa, $(T_0)_i = 382$ K, $P_b = 30$ kPa، (I) زبری سطح $k_s = 5$ μm، (II) k_s=800 mm

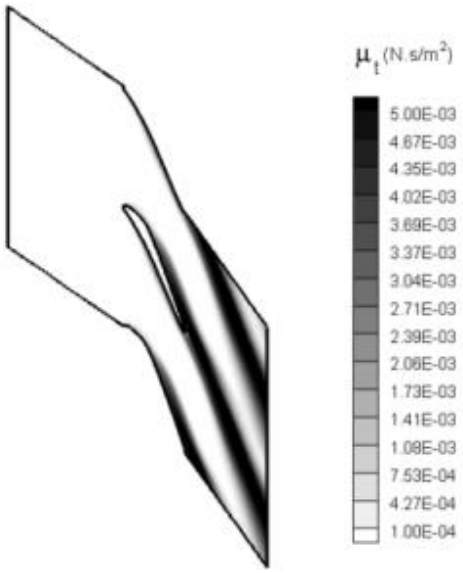
خروجی مادون صوت (P_b=60 kPa)

پره صاف (k_s=5 mm)



(I)

پره زبر (k_s=800 mm)



(II)

Fig. 8 Distribution of turbulent viscosity (μ_t) in the cascade of Bakhtar blade for $(P_0)_i = 99$ kPa, $(T_0)_i = 382$ K, $P_b = 60$ kPa , (I) surface roughness k_s=5 mm; (II) k_s=800 mm

شکل 8 توزیع لزجت آشفته (μ_t) در فضای بین پره‌ای باختر به ازای شرایط $(P_0)_i = 99$ kPa, $(T_0)_i = 382$ K, $P_b = 60$ kPa، (I) زبری سطح $k_s = 5$ μm، (II) k_s=800 mm

نتیجه کاهش مقدار بازده پره می‌شود.

با مقایسه شکل‌های 7 و 8 می‌توان نتیجه گرفت که زبری سطح تأثیر بیشتری در افزایش میزان لزجت آشفته برای حالت مادون صوت (P_b=60 kPa) در مقایسه با حالت خروجی مافوق صوت (P_b=30 kPa) دارد. در نتیجه تأثیر زبری سطح در افزایش میزان ضریب افت بازده در جریان‌های مادون صوت از مافوق صوت بیشتر است.

4-4-2- اثر زبری سطح روی عملکرد مرحله وی‌کی‌آی

در این قسمت برای بررسی تأثیر زبری سطح پره‌ها روی عملکرد مرحله[1]

[1] Stage

وی‌کی‌آی، میزان ضریب افت فشار سکون روتور (ω_r) و ضریب بازده (η_{stage}) برای سه زبری مختلف ($k_s = 5, 100, 800\ \mu\text{m}$) در سه مقدار متفاوت فشار خروجی محاسبه می‌شود. عدد رینولدز زبری به ازای این سه مقدار زبری به ترتیب در نواحی صاف، زبری گذرا و کاملاً زبر قرار می‌گیرد.

بازده کل به کل برای یک مرحله توربین با استفاده از میزان افت آنتالپی سکون به صورت رابطه (15) محاسبه می‌شود.

$$\eta_{\text{stage}} = \frac{w_{\text{a}}}{w_{\text{is}}} = \frac{(h_0)_1 - (h_0)_3}{(h_0)_1 - (h_0)_{3,\text{is}}} \tag{15}$$

در این رابطه متغیر w اشاره به کار خروجی مرحله و اندیس‌های a و is اشاره به حالت‌های واقعی و آیزنتروپیک دارد. اندیس‌های 1 و 3 به ترتیب اشاره به مقاطع ورودی به استاتور و خروجی از روتور دارد.

ضریب افت فشار برای پره روتور به صورت رابطه (16) تعریف می‌شود.

$$\omega_r = \frac{(P_0)_{\text{rel},2} - (P_0)_{\text{rel},3}}{(P_0)_{\text{rel},2} - P_3} \tag{16}$$

اندیس rel اشاره به خواص نسبی روتور دارد. همچنین اندیس 2 مقطع خروجی استاتور (ورودی روتور) را نشان می‌دهد.

شکل‌های 9 و 10 به ترتیب مقدار ضرایب ω_r و η_{stage} در زبری‌های مختلف و فشارهای خروجی گوناگون را برای جریان مرطوب و به ازای شرایط $(T_0)_{i,s} = 357.5\ K$ و $(P_0)_{i,s} = 41.7\ kPa$ نشان می‌دهد.

با توجه به این شکل‌ها مشخص است که تأثیر زبری سطح پره در کاهش بازده توربین بخار در جریان مادون صوت از مافوق صوت بیشتر است. برای نمونه در جریان دوفازی مادون صوت به ازای P_b=24.25 kPa، با افزایش میزان زبری سطح از 5 میکرون به 800 میکرون مقدار بازده مرحله (η_{stage}) به اندازه 15% کاهش می‌یابد. در حالی که در جریان مافوق صوت به ازای P_b=14.55 kPa، مقدار بازده مرحله با این اندازه افزایش زبری سطح به اندازه 10% کاهش می‌یابد.

با توجه به شکل‌های 9 و 10 در حالت لزج با زبری سطح 5 میکرون (سطح صاف)، میزان ضرایب ω_r و η_{stage} با دقت خوبی به مقادیر در حالت غیرلزج نزدیک است؛ بنابراین استفاده از کد غیرلزج برای حل جریان صوتی دوفازی عبوری از روی پره صاف منطقی بوده و از دقت مناسبی برخوردار است. در حالی که به ازای مقادیر بالاتر زبری (100 و 800 میکرون) که میزان زبری سطح آن‌ها به ترتیب در نواحی زبری گذرا و کاملاً زبر قرار می‌گیرد، مقادیر ضرایب افت فشار سکون و ضریب بازده از حالت غیرلزج فاصله زیادی داشته و استفاده از کد عددی غیرلزج برای این حالات مناسب نیست.

5- نتیجه‌گیری

در این مقاله اثرات زبری سطح روی عملکرد یک مرحله فشار پایین از توربین بخار که در شرایط دوفازی کار می‌کند بررسی شد. یک کد عددی برای شبیه‌سازی جریان دوفازی در حال چگالش در فضای بین پره‌ای توربین بخار توسعه داده شد. از روش ترکیبی ای‌یواس‌ام- ون‌لیر برای حل معادلات مربوط به جریان دوفازی در حال چگالش استفاده شد. مدل زبری ویلکاکس برای در نظر گرفتن اثرات زبری سطح به کار رفت. براساس نتایج ارائه شده در این مقاله نتایج زیر به دست می‌آید.

- روش ترکیبی ای‌یواس‌ام- ون‌لیر در امواج ضربه‌ای، نقطه جوانه‌زایی و سایر نواحی با گرادیان بالا به روش ون لیر تبدیل می‌شود. با استفاده از این روش پدیده چگالش غیرتعادلی به خوبی قابل شبیه‌سازی است.
- زبری سطح میزان لزجت آشفته و وسعت ناحیه جریان آشفته را افزایش می‌دهد و سبب می‌شود گذار به حالت آشفته سریع‌تر اتفاق

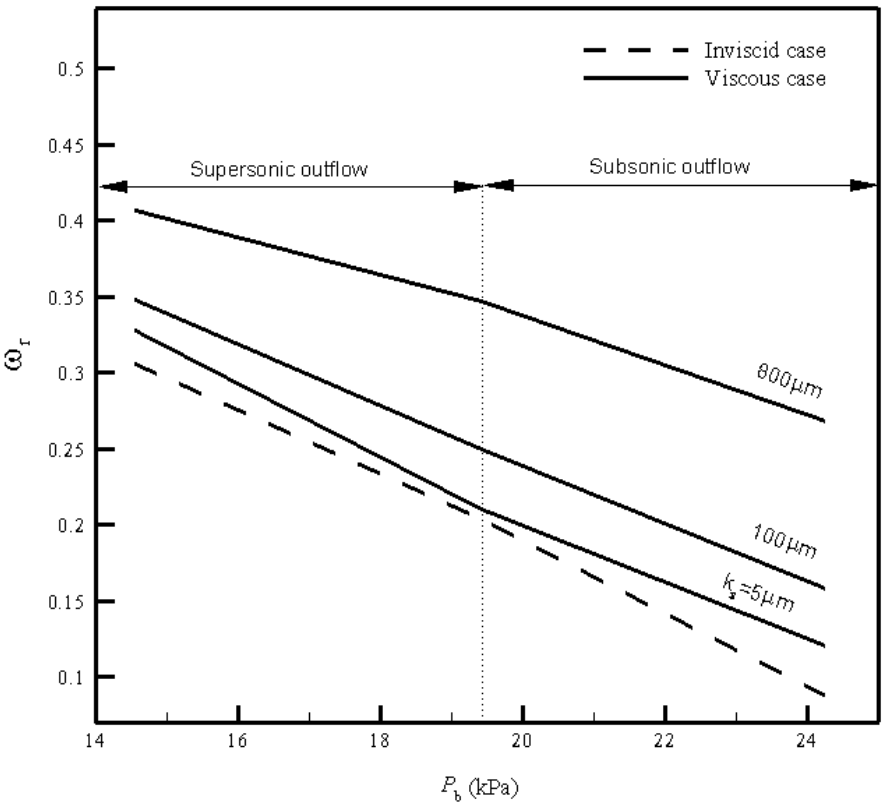


Fig. 9 Total pressure loss coefficient of rotor for different roughness heights and outlet pressures, $(T_0)_{\text{i,s}} = 357.5\text{K}, (P_0)_{\text{i,s}} = 41.7\text{kPa}$

شکل 9 مقدار ضریب افت فشار سکون روتور در زبری‌های مختلف و فشارهای خروجی گوناگون به ازای شرایط $(T_0)_{\text{i,s}} = 357.5\text{K}, (P_0)_{\text{i,s}} = 41.7\text{kPa}$

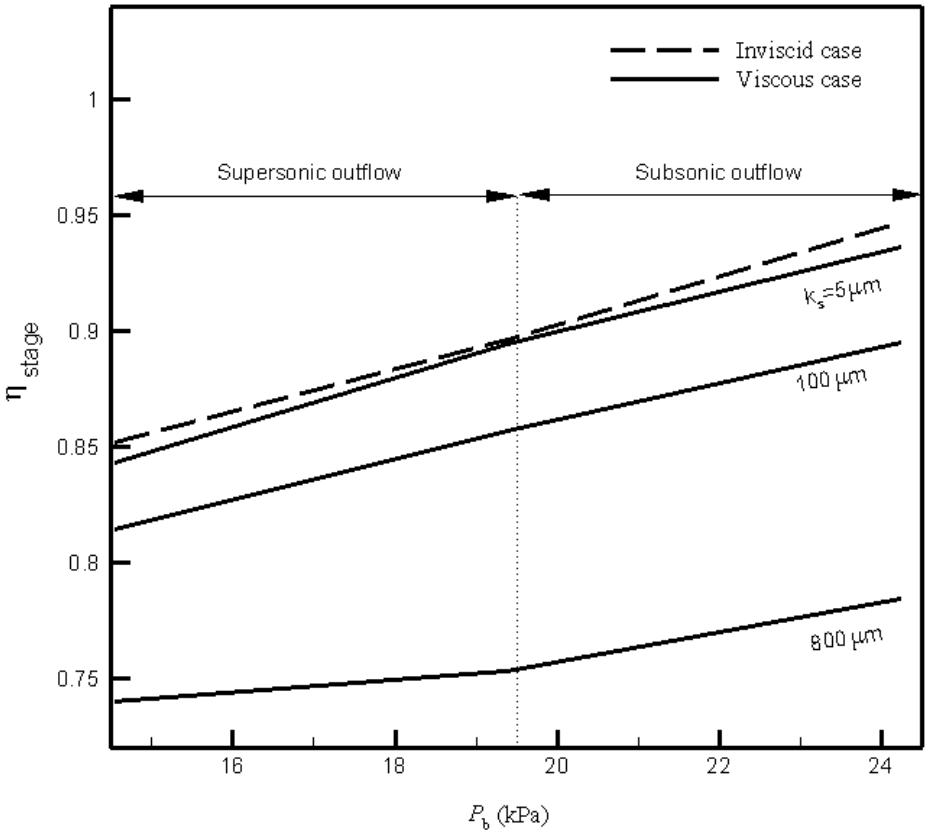


Fig. 10 Efficiency coefficient of stage for different roughness heights and outlet pressures, $(T_0)_{i,s} = 357.5K, (P_0)_{i,s} = 41.7kPa$

شکل 10 مقدار ضریب بازده مرحله در زبری‌های مختلف و فشارهای خروجی گوناگون به ازای شرایط $(T_0)_{i,s} = 357.5K, (P_0)_{i,s} = 41.7kPa$

افتاده و میزان افت جریان افزایش یابد. در نتیجه زبری سطح منجر به کاهش بازده پره‌های توربین بخار و انحراف عملکرد این پره‌ها نسبت به حالت ایده‌آل می‌شود.

- تأثیر زبری سطح پره در کاهش بازده توربین بخار، در جریان مادون صوت از مافوق صوت بیشتر است؛ بنابراین اثر زبری سطح روی عملکرد مراحل مادون صوت نسبت به مراحل مافوق صوت بیشتر بوده و تمیز کاری مراحل مادون صوت توربین بخار باید در اولویت باشد.

6- فهرست علایم

a_f	سرعت صوت (ms^{-1})
C_P	ضریب فشار
e_t	انرژی داخلی کل به ازای واحد حجم (Nm^{-2})
H	آنتالپی کل (Nm)
J	ژاکوبین
J_{nuc}	تعداد قطرات چگالیده شده به ازای واحد حجم و زمان
k	انرژی جنبشی آشفته (Nm)
k_s	زبری سطح (m)
k_s^+	عدد رینولدز زبری
M	عدد ماخ
N	تعداد کل قطرات به ازای واحد جرم مخلوط
P	فشار (Nm^{-2})
r	شعاع قطرات (m)
r^*	شعاع بحرانی قطرات (m)
R_v	ثابت بخار ($461.6\ Jkg^{-1}K^{-1}$)
t	زمان (s)
T	دما (K)
u	مؤلفه افق سرعت (ms^{-1})
v	مؤلفه عمودی سرعت (ms^{-1})
w	ضریب وزنی، کار خروجی (Nm)

علایم یونانی

η	ضریب بازده
μ_t	لزجت آشفته (Nsm^{-2})
ξ	ضریب افت بازده
ρ	چگالی مخلوط (kgm^{-3})
τ	تنش برشی (Nm^{-2})
ϕ	ضریب اتلاف
χ	نسبت رطوبت
ω	ضریب افت فشار سکون، فرکانس آشفتگی

بالانویس‌ها

AUSM	روش ای‌یواس‌ام
n	شماره تکرار
VL	روش ون‌لیر

زیرنویس‌ها

0	حالت سکون
1	ورودی استاتور
2	خروجی استاتور

3	خروجی روتور
b	پشت
i	مقطع ورودی
is	حالت آیزنتروپیک
l	مایع
L	چپ
r	روتور
R	راست
rel	نسبی
s	استاتور
S	اشباع
v	بخار

7- مراجع

[1] K. Bammert, H. Sandstede, Measurements of the boundary layer development along a turbine blade with rough surfaces, *Engineering for Power*, Vol. 102, No. 4, pp. 978-983, 1980.

[2] Q. Zhang, M. Goodro, P. M. Ligrani, R. Trindade, S. Sreekanth, Influence of surface roughness on the aerodynamic losses of a turbine vane, *Fluids Engineering*, Vol. 128, No. 3, pp. 568–578, 2006.

[3] J. H. Im, J. H. Shin, G. V. Hobson, S. J. Song, K. T. Millsaps, Effect of leading edge roughness and Reynolds number on compressor profile loss, *ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, American Society of Mechanical Engineers, 2013.

[4] T. Cebeci, K. C. Chang, Calculation of incompressible rough-wall boundary-layer flows, *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 7, pp. 730-735, 1978.

[5] R. J. Boyle, R. G. Senyitko, Measurements and predictions of surface roughness effects on turbine vane aerodynamics, *ASME Turbo Expo, International Joint Power Generation Conference*, American Society of Mechanical Engineers, 2003.

[6] A. Shabbir, M. G. Turner, A wall function for calculating the skin friction with surface roughness, *ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, American Society of Mechanical Engineers, 2004.

[7] K. Bammert, R. Milsch, Boundary layers on rough compressor blades, *ASME 1972 International Gas Turbine and Fluids Engineering Conference and Products Show*, American Society of Mechanical Engineers, 1972.

[8] M. Aligoodarz, F. E. Derakhshan, H. Karrabi, Numerical analysis of blade roughness effects on gas turbine performance and flow field, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 13, pp. 112-120, 2014. (in Persian فارسی)

[9] M. Chahartaghi, M. Ghatee, A. Samaee nia, H. Karrabi, Numerical simulation of roughness effects on two stage turbine performance with full cooling, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 13, pp. 143-156, 2014. (in Persian فارسی)

[10] S. V. Yershov, A. V. Rusanov, A. Y. Shapochka, 3D viscous transonic turbomachine flows: numerical simulation and optimization using code FlowER, *Proceedings of The 5th International Symposium on Aerothermodynamics of Internal Flows*, Gdansk, Poland, 2001.

[11] M. Mesbah, T. Arts, J. F. Simon, P. Geuzaine, Numerical and experimental analysis of surface roughness effects for compressor blades, *AIAA Paper*, No. ISABE-2009-1151, 2009.

[12] M. Heiler, *Instantaneous Phenomena in Homogeneous/ Heterogeneous Condensing Nozzle and Turbine Streams*, PhD Thesis, University of Karlsruhe, Karlsruhe, 1999.

[13] Y. Cengel, M. Boles, *Thermodynamics: An Engineering Approach*, Seventh edition, pp. 134-137, New York: McGraw-Hill, 2011.

[14] W. Wagner, J. R. Cooper, A. Dittmann, J. Kijima, H. J. Kretzschmar, A. Kruse, R. Mares, K. Oguchi, H. Sato, I. Stocker, O. Sifner, The IAPWS industrial formulation 1997 for the thermodynamic properties of water and steam, *Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 122, No. 1, pp.150-184, 2000.

[15] F. R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp.1598-1605, 1994.

[16] D. C. Wilcox, *Turbulence Modeling for CFD*, Third edition, pp. 84-87, DCW Industries, Inc., La Canada, California, 2006.

[17] J. Anderson, *Computational Fluid Dynamics; The Basics with Applications*, First edition, pp. 161-164, New York: McGraw-Hill, 1995.

[18] B. Van Leer, Towards the ultimate conservation difference scheme, A second order sequel to Godunov's method, *Computational Physics*, Vol. 32, No. 1, pp. 101-136, 1979.

[19] M. J. Kermani, *Development and Assessment of Upwind Schemes with Application to Inviscid and Viscous Flows on Structured Meshes*, Ph.D. thesis, Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Carlton University, Canada, 2001.

[20] R. Kiock, F. Lehthaus, N. C. Baines, C. H. Sieverding, The transonic flow through a plane turbine cascade as measured in four European wind tunnels, *Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 108, No. 2, pp. 277-284, 1986.

[21] F. Bakhtar, M. Ebrahimi, R. A. Webb, on the performance of a cascade of turbine rotor tip section blading in nucleating steam, Part 1: Surface pressure distributions, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science*, Vol. 209, No. 2, pp. 115-124, 1995.