

بررسی عددی جریان لایه مرزی در پایین دست موانع متحرک متوالی

محمد مهدی رزاقی *

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران.

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۲/۲۳ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۰۸)

چکیده

در این تحقیق اثرات ناشی از عبور موانع متوالی از مقابل جریان مورد بررسی قرار گرفته است. به این منظور مشخصات جریان لایه مرزی روی یک صفحه تخت در پایین دست موانع تعیین شد. برای شبیه‌سازی عددی جریان، یک شبکه متحرک خاص مدنظر قرار گرفته است. در این روش، قسمتی از شبکه درون شبکه اصلی حرکت کرده و با توجه به ساختار در نظر گرفته شده، تغییر منظم اتصالات توسط برنامه قابل انجام است. به این ترتیب بدون کاهش کیفیت شبکه، حرکت اجسام مختلف در درون جریان حتی در ابعاد بزرگ را می‌توان شبیه‌سازی نمود. در برنامه نوشته شده به منظور تحلیل جریان، معادلات غیردائم ناویر-استوکس به روش گسسته‌سازی مرکزی مورد استفاده قرار گرفتند. به منظور مدل‌سازی آشفتگی از مدل دو معادله‌ی $k - \epsilon$ استفاده شده است. تغییرات سرعت در داخل لایه مرزی روی صفحه ثابت بدست آمده و نتایج تحقیق با داده‌های تجربی مقایسه شده است. نتایج تحقیق تطابق خوبی با داده‌های آزمایشگاهی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: شبکه متحرک، موانع متوالی، لایه مرزی، شبیه‌سازی عددی

Numerical study of boundary layer flow in downstream moving cascade blades

1st Mohammad Mahdi Razzaghi

Abstract

This study investigates the effects of cascade blades that are passed through the flow. To this end, the characteristics of boundary layer flow is obtained on a fixed plate in downstream. A special moving grid has been introduced for the numerical simulation of flow. In this method, a zone of the grid moves inside the main grid. Regarding the defined plan, the regular changes of grid connections can be carried out by the program. Therefore, movement of different bodies in the flow can be simulated even in large sizes without reducing the quality of grid. In the written code, the unsteady form of the Navier-Stokes equations is solved using an averaging method. For turbulent modeling, a two-equation $k - \epsilon$ model is used. Velocity profile at the boundary layer on the flat plate is calculated. The results are validated with experimental data and good agreements among the results are observed.

Key words: moving grid, cascade blades, boundary layer, numerical simulation

مقدمه

در بیشتر موارد شبیه‌سازی جریان روی سطح جسم با فرض یکنواخت بودن جریان بالادست انجام می‌شود. اما در صورت وجود موانع در مسیر جریان، جریان بالادست ناپایدار و مغشوش خواهد بود. از جمله در توربوماشین‌ها که عبور پره‌های روتور از مقابل جریان باعث می‌شود تا جریان رسیده به پره‌های استاتور جریانی ناپایا و مغشوش باشد. ارتعاش، تولید صدای زیاد و بازده پایین از جمله مشکلات مرسوم در این ماشین‌هاست. به همین علت مطالعه مشخصات و ویژگی‌های جریان عبوری در این شرایط مورد توجه محققان قرار گرفته است.

پیچیدگی‌های جریان ناشی از سه‌بعدی بودن، ناپایداری، اغتشاش و تأثیرات لایه مرزی محققان را به استفاده از روش‌های تجربی متمایل کرده است. در بیشتر موارد، مطالعات در حالت پایدار و بدون استفاده از قطعات متحرک انجام می‌شود [۱-۳]. در یک مجموعه از مطالعات دقیقتر، قطعات متحرک از مقابل جریان در تونل باد عبور داده شده و مشخصات مورد نظر در پایین دست این قطعات متحرک مورد بررسی قرار گرفتند [۴-۷].

شبیه‌سازی عددی این مسائل، اخیراً مورد توجه قرار گرفته است. ماهیت متحرک قطعات، استفاده از روش‌های شبکه متحرک را ناگزیر می‌نماید. از جمله این روشها، روش شبکه‌های همپوشان، دینامیک و لغزشی است.

در شبکه همپوشان در اطراف هر جسم متحرک یک شبکه جداگانه در نظر گرفته می‌شود. استفاده از این روش در جابجایی‌های بزرگ و همزمان چند جسم سودمند است. با این حال برای تحلیل جریان لازم است تا انتقال اطلاعات بین این شبکه‌های محلی و شبکه اصلی در هر مرحله انجام شود. محاسبات فراوان و حجم حافظه زیاد با توجه به تعدد شبکه‌های مورد استفاده، از مشکلات روش شبکه همپوشان است [۸-۱۰]. در این روش به منظور سهولت در انتقال اطلاعات اکثراً شبکه‌بندی بصورت باسازمان انجام می‌شود البته در برخی از کاربردها، شبکه‌بندی بی سازمان نیز مورد مطالعه قرار گرفته است [۱۱-۱۳].

در روش شبکه دینامیک، مدلسازی حرکت جسم با تغییر حجم المان‌های شبکه انجام می‌شود. تعداد نقاط استفاده شده در این روش نسبت به شبکه همپوشان بسیار کمتر است اما استفاده از این روش در جابجایی‌های بزرگ جسم، به کاهش

کیفیت شبکه منجر می‌شود [۱۴-۱۶]. شبکه بندی مجدد بطور موضعی یکی از روشهای استفاده شده برای جلوگیری از افت کیفیت شبکه دینامیک است [۱۷]. راهکار دیگر استفاده از فنرهای پیچشی در شبکه دینامیک است [۱۸-۱۹].

در روش شبکه لغزشی میدان جریان به دو بخش مجزا تقسیم می‌شود. پس از حرکت جسم، این دو بخش بر روی یکدیگر می‌لغزند. پس از لغزش این دو ناحیه بر روی یکدیگر در هر گام زمانی، جریان با در نظر گرفتن اثر متقابل دو بخش حل می‌شود. دو ایده متفاوت جهت حل جریان در روش شبکه لغزشی وجود دارد، ایده تغییرات هندسی و ایده رابط عمومی شبکه.

در روش اول پس از حرکت شبکه، اتصال میان نقاط دو بخش برقرار شده و جریان حل می‌شود. سپس اتصالات از بین رفته و دو بخش شبکه بر روی یکدیگر می‌لغزند. انجام مراحل اتصال و جدایش نقاط شبکه و تشکیل نقاط معلق، زمان نسبتاً زیادی را به خود اختصاص می‌دهد. از طرفی گاهی اوقات تشکیل شبکه متعارف پس از اتصال صفحات امکانپذیر نمی‌باشد.

در روش دوم به منظور محاسبه پارامترهای جریان، میانبایی وزنی در محل اتصال دو بخش انجام می‌شود. میانبایی وزنی با توجه به درصد سطح مشترک میان اضلاع المان‌ها انجام می‌شود. محاسبه سطح مشترک میان چند ضلعی‌ها نیازمند الگوریتم‌های خاص و زمان‌بر بوده که فرآیند حل را بسیار طولانی می‌کند [۲۰-۲۱]. این روش در شبیه‌سازی جریان درون پمپ‌ها و توربوماشین‌ها کاربرد فراوانی دارد [۲۲-۲۵].

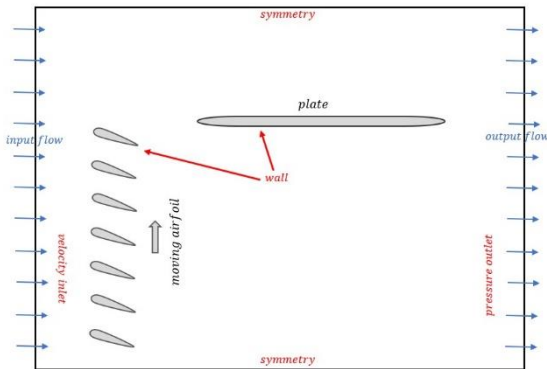
داشتن شبکه متحرکی که معایب روشهای موجود مثل نیاز به انتقال اطلاعات، محدودیت در جابجایی، تشکیل نقاط معلق و نیاز به الگوریتم‌های خاص برای میانبایی وزنی را نداشته باشد می‌تواند بسیار سودمند باشد [۲۶-۲۸].

در آزمایشگاه‌ها به منظور شبیه‌سازی حرکت موانع، یک سیستم نوار متحرک را در کنار تونل باد بکار می‌گیرند. استفاده از یک روش مشابه برای شبیه‌سازی عددی ایده اصلی این تحقیق است. مدل شامل مجموعه‌ای از ایرفویل‌های آبشاری است که در بالادست یک صفحه ثابت قرار گرفتند. این ایرفویلها بر روی یک شبکه متحرک نواری حرکت می‌کنند. در این روش با تغییر منظم اتصالات بدون کاهش کیفیت شبکه، حرکات جسم در ابعاد بزرگ قابل شبیه‌سازی است.

ارزیابی حساسیت حل نسبت به سائز شبکه، از شبکه‌های با تعداد المان‌ها و نقاط مختلف استفاده شد (جدول ۱).

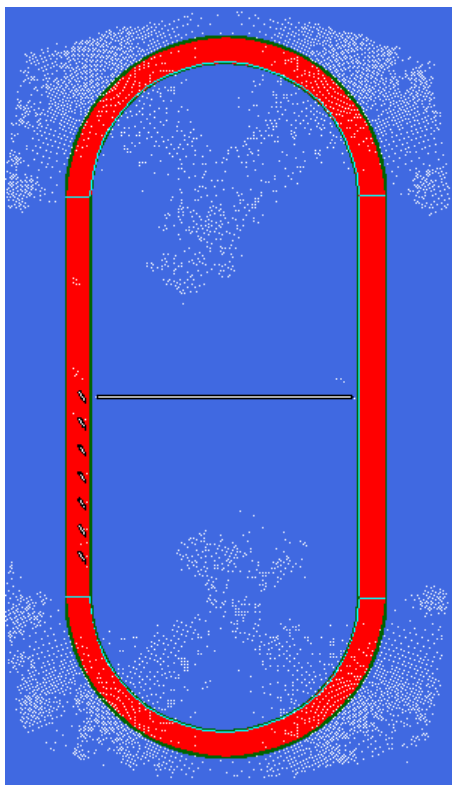
جدول ۱- مشخصات شبکه‌های مورد استفاده

نوع شبکه	تعداد نقاط	تعداد المانها
درشت	۲۳۰۹۰۵	۲۲۹۵۸۸
متوسط	۲۸۸۳۴۴	۲۸۵۶۵۱
ریز	۳۹۶۵۲۸	۴۱۰۲۵۶



شکل ۲- میدان محاسباتی و شرایط مرزی

ساختار در نظر گرفته شده برای شبکه بندی میدان در شکل ۳ نشان داده شده است.

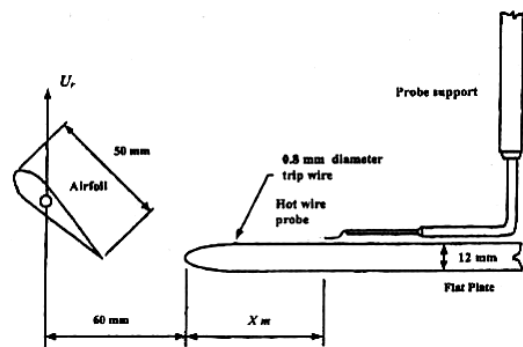


شکل ۳- شبکه محاسباتی در نظر گرفته شده پیرامون صفحه و مجموعه ایرفویل‌ها

در برنامه نوشته شده به منظور تحلیل جریان، از یک روش مبتنی بر اختلاف مرکزی برای محاسبه شارها استفاده شده است. در این روش، برای جلوگیری از نوسانات نامیرا ایجاد شده از ترم‌های مستهلک‌کننده روش اصلاح شده جیمسون استفاده شده است. به منظور انتگرال‌گیری زمانی معادلات و محاسبه پاسخ حالت غیردائم از یک روش ضمنی دو زمانه با دقت مرتبه دو استفاده می‌شود [۲۹-۳۰]. در نهایت نتایج بدست آمده با مطالعات آزمایشگاهی انجام شده در مرجع [۶] مقایسه شده است.

تشریح مدل

در یک حالت مدل شامل یک صفحه ثابت بدون هیچ مانع متحرک است و در حالت دیگر مجموعه‌ای از موانع متحرک از مقابل صفحه عبور داده می‌شوند در این حالت به منظور مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی با داده‌های تجربی، مدل مطالعه شده در مرجع [۶] مدنظر قرار گرفت. همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است در این مدل ایرفویل‌های متحرک متوالی، عمود بر مسیر جریان اصلی حرکت کرده و یک صفحه ثابت در پایین دست آنها قرار گرفته است. مقطع ایرفویل‌ها NACA0024 با طول وتر 50 mm بوده که در فاصله 100 mm از هم قرار گرفته‌اند. ضخامت صفحه صاف 12 mm بوده و فاصله مابین لبه فرار ایرفویل و لبه حمله صفحه ثابت 40 mm در نظر گرفته شده است.



شکل ۱- شماتیک مدل آزمایشگاهی (ایرفویل متحرک، صفحه ثابت و پراب سیم داغ) [۶]

میدان محاسباتی شامل صفحه ثابت و ایرفویل‌های متحرک در شکل ۲ نشان داده شده است. شرایط مرزی در نظر گرفته شده نیز در شکل نشان داده شدند. برای شبکه بندی با توجه به ساختار شبکه و نیز به منظور یکسان بودن نوع المانها از المانهای چهارگوش در کل شبکه استفاده شده است. به منظور

Q بردار متغیرهای بقایی و F و G بردارهای شار جابجایی و لزج در جهت‌های مختلف هستند. به منظور مدلسازی آشفتگی از مدل دو معادله‌ی $k - \epsilon$ استفاده شده است. معادلات انتقال آشفتگی در فرم متوسط‌گیری شده را بصورت زیر می‌توان نوشت:

$$\frac{\partial Q_t}{\partial t} + \frac{\partial(F_t^i - F_t^v)}{\partial x} + \frac{\partial(G_t^i - G_t^v)}{\partial y} = S_t \quad (2)$$

Q_t بردار متغیرهای بقایی و F و G بردارهای شار جابجایی و پخش هستند. ترم چشمه S_t به منظور تولید و اتلاف مقادیر آشفتگی اضافه شده است.

معادلات آشفتگی بصورت کاملا کوپل با معادلات جریان حل شده‌اند، بدین معنی که دو معادله مدل آشفتگی نیز مانند معادلات مومنتم و انرژی به دستگاه معادلات حاکم اضافه شده و بجای حل دستگاه معادلات چهارمعادله‌ی، دستگاهی شش معادله‌ی حل می‌گردد. با این روش دقت پاسخ‌ها و نرخ همگرایی نسبت به روش‌های حل مرحله‌ی معادلات جریان متوسط و آشفتگی بهبود می‌یابد.

با نوشتن معادله (۱) برای تمامی المان‌های میدان، یک دستگاه معادلات دیفرانسیل حاصل می‌شود:

$$\frac{d}{dt}(Q_i A_i) + R_i(Q) = 0 \quad (3)$$

در معادله فوق، ترم اول نشان‌دهنده میزان تغییر خواص داخل حجم کنترل نسبت به زمان بوده و $R_i(Q)$ شارهای جابجایی و لزج از سطوح حجم کنترل را نشان می‌دهد. با توجه به ثابت بودن فرم المان‌های خارج از لایه تغییر شکل‌پذیر (المان‌های آبی و قرمز رنگ)، این المان‌ها هیچ تغییر سطحی نسبت به زمان ندارند. المان‌های لایه تغییر شکل‌پذیر (المان‌های سبز رنگ) هم با در نظر گرفتن تقارن موجود، تغییر سطحی نسبت به زمان نداشته و می‌توان نتیجه‌گیری کرد که حجم کلیه المان‌ها نسبت به زمان ثابت است و رابطه (۳) را به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$A_i \frac{d}{dt}(Q_i) + R_i(Q) = 0 \quad (4)$$

استفاده از رابطه (۴) و عدم نیاز به محاسبه سطح المان‌ها در هر مرحله موجب افزایش بسیار زیادی در سرعت حل می‌گردد.

متغیر بقایی بر روی وجوه حجم کنترل با استفاده از روش متوسط‌گیری مقادیر بقایی نقاط کنترلی المان‌های مجاور محاسبه شده است. در این روش لازم است ترم‌های استهلاک مصنوعی نیز به رابطه (۴) اضافه شوند.

$$A_i \frac{d}{dt}(Q_i) + R_i(Q) - D_i(Q) = 0 \quad (5)$$

برای محاسبه ترم استهلاک مصنوعی از روش جیمسون استفاده شده است.

در آزمایشگاهها به منظور شبیه‌سازی حرکت ایرفویل‌ها از نوار متحرکی شبیه به نوار نقاله در کنار تونل باد استفاده می‌کنند. با حرکت کردن این نوار، ایرفویل‌های متوالی متصل به آن از مقابل جریان داخلی در تونل باد عبور می‌کند. استفاده از روشی مشابه در شبیه‌سازی عددی ایرفویل‌های متوالی متحرک می‌تواند بسیار مفید باشد. به همین جهت در شبکه محاسباتی مورد استفاده یک نوار بیضوی متحرک در نظر گرفته شد (شکل ۳).

المانهای این نوار بیضوی (المان‌های قرمز رنگ) به صورت ثابت و بدون تغییر شکل در داخل شبکه اصلی حرکت می‌کنند. بقیه قسمت‌های شبکه (المان‌های آبی رنگ) کاملا ثابت بوده و هیچ حرکت و تغییر شکلی ندارند. به این ترتیب ایرفویل‌های روی نوار بیضوی، به سمت بالا حرکت کرده و بصورت خطی از مقابل صفحه ثابت عبور می‌کنند.

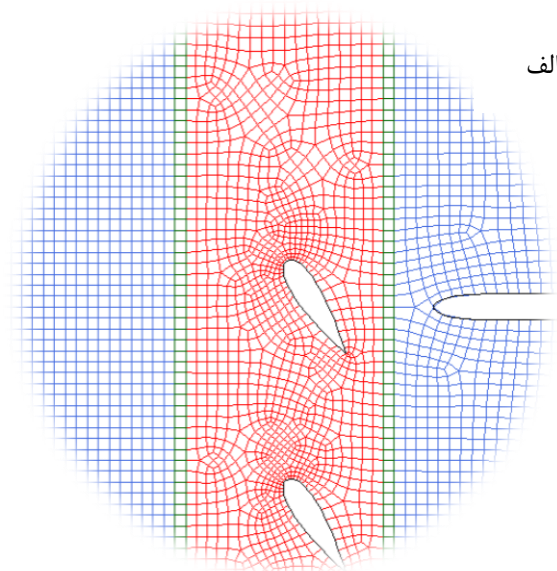
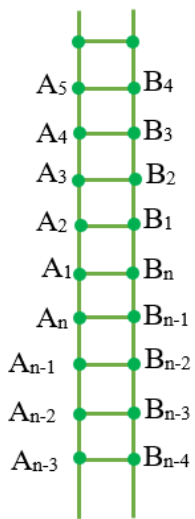
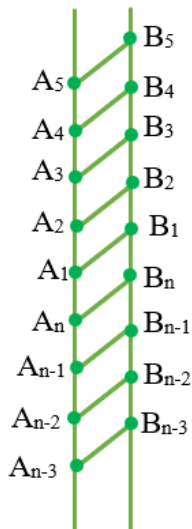
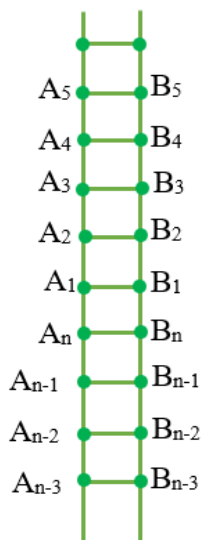
برای این که حرکت شبکه امکانپذیر باشد مابین قسمت‌های ثابت و متحرک یک لایه المان تغییر شکل‌پذیر استفاده می‌شود (المان‌های سبز رنگ). بنابراین دو لایه المان بیضوی شکل مابین قسمت‌های ثابت و متحرک ایجاد می‌شود. با توجه به این که این المانها یک حلقه بسته را تشکیل می‌دهند با تغییر منظم اتصالات آنها می‌توان تغییر شکل‌ها را از بین برد. به عبارت دیگر بعد از رسیدن هر نقطه به موقعیت نقطه همسایه، اتصالات تغییر کرده و به نقطه روبروی خود متصل می‌شود. جزئیات مربوط به حرکت و تغییر اتصالات در شکل ۴ نشان داده شده است.

در شکل بالایی (۴- الف) شبکه بزرگنمایی شده قبل از حرکت ایرفویلها به سمت بالا نشان داده شده است. در شکل میانی (۴- ب) تغییر شکل‌های ایجاد شده در المان‌های سبز رنگ بعد از جابجایی به اندازه طول یک المان دیده می‌شود. در نهایت، شکل پایینی (۴- پ) نحوه تغییر اتصالات و از بین بردن تغییر شکل‌ها را نشان می‌دهد. به منظور رسیدن به درک بهتر، در شکل‌های سمت چپ گره‌ها نام‌گذاری شده‌اند.

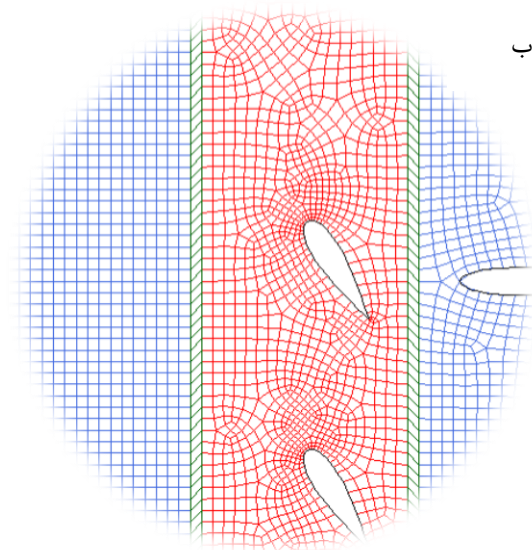
تحلیل جریان

برای تحلیل جریان از فرم دو بُعدی، لزج، غیردائم و تراکم‌پذیر معادلات ناویر-استوکس استفاده شده است. معادلات مذکور در شکل بقایی و در حالت بی‌بُعدشده به صورت زیر هستند:

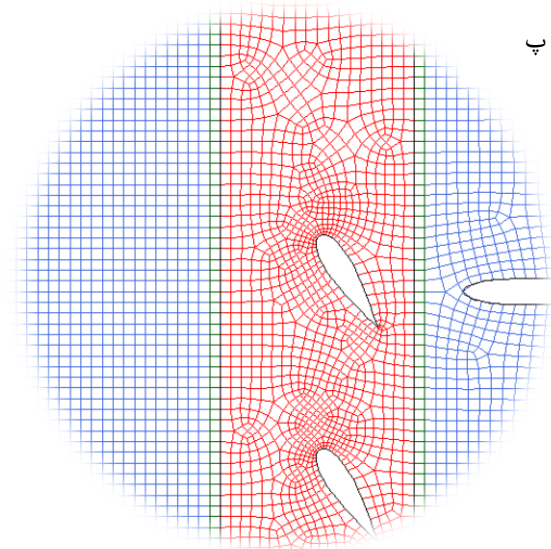
$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F^i - F^v)}{\partial x} + \frac{\partial(G^i - G^v)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$



الف



ب



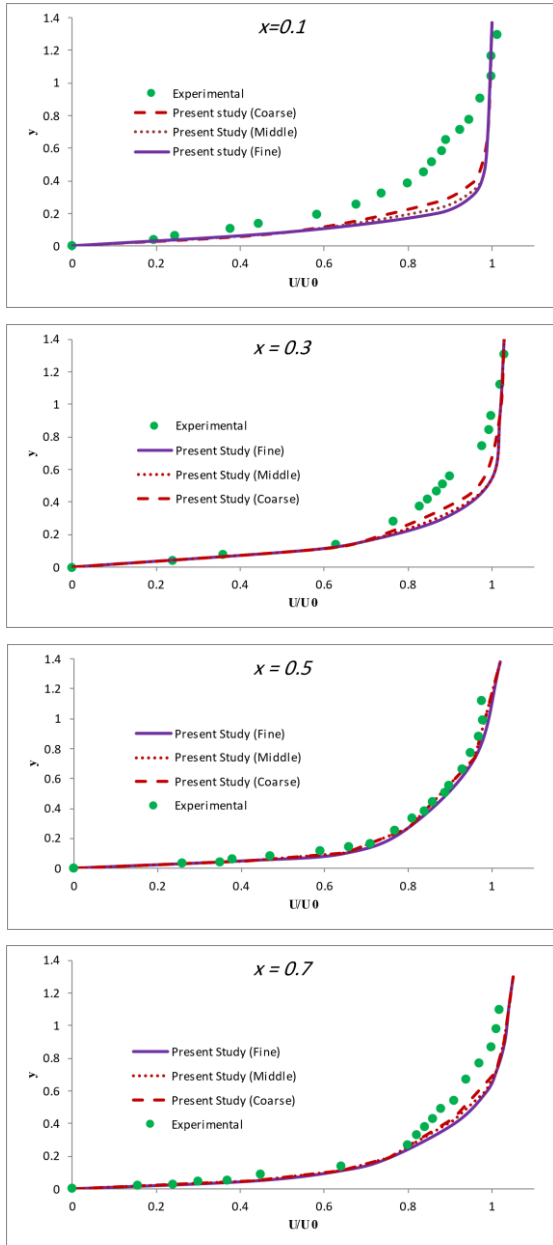
ج

شکل ۴- جزئیات مربوط به حرکت ایرفویل‌ها و تغییر اتصالات شبکه

باقیمانده‌ها استفاده شده است.

نتایج

در ابتدا به منظور بررسی دقت و صحت شبکه محاسباتی و حل گر، جریان در حالت دائم مورد بررسی قرار گرفت. بدین صورت که ایرفویل‌ها هیچ حرکتی نداشته و توزیع سرعت در لایه مرزی روی صفحه تخت در فواصل مختلف از لبه صفحه محاسبه شدند. نتایج برای فواصل $0.1 m$ ، $0.3 m$ ، $0.5 m$ و $0.7 m$ از لبه صفحه در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵- توزیع سرعت در لایه مرزی برای فواصل مختلف از لبه صفحه (x) در جریان حالت دائم

برای انتگرال‌گیری زمانی معادلات از یک روش ضمنی دوزمانه استفاده شده است. در زمان حقیقی از روش پسرو با دقت مرتبه دو استفاده می‌شود.

$$\left[\frac{3}{2\Delta t} (Q_i^{n+1} A_i^{n+1}) - \frac{2}{\Delta t} (Q_i^n A_i^n) + \frac{1}{2\Delta t} (Q_i^{n-1} A_i^{n-1}) \right] + R_i(Q^{n+1}) - D_i(Q^{n+1}) = 0 \quad (6)$$

معادله فوق در هر گام زمانی به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$A_i \frac{\partial Q_i^{n+1}}{\partial \tau} + R_i^*(Q^{n+1}) = 0 \quad (7)$$

که در این رابطه τ زمان مجازی و $R_i^*(Q^{n+1})$ باقیمانده

غیردائم نامیده و به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$R_i^*(Q^{n+1}) = \left[\frac{3}{2\Delta t} (Q_i^{n+1} A_i^{n+1}) - \frac{2}{\Delta t} (Q_i^n A_i^n) + \frac{1}{2\Delta t} (Q_i^{n-1} A_i^{n-1}) \right] + R_i(Q^{n+1}) - D_i(Q^{n+1}) \quad (8)$$

برای حل معادله (7) از روش صریح رانگ-کوتا استفاده

شده است. روش چهارمرحله‌ای رانگ-کوتا به صورت زیر است:

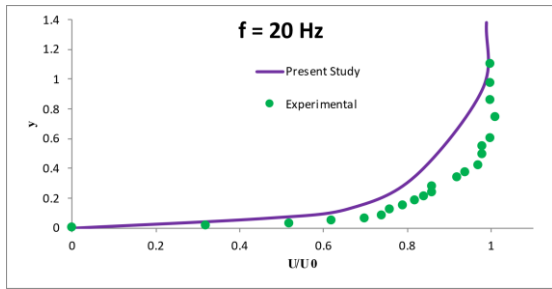
$$\begin{aligned} Q^{(0)} &= (Q_i^{n+1})^m \\ Q^{(1)} &= Q^{(0)} - \alpha_1 \frac{\Delta \tau}{A_i} R_i^*(Q^{(0)}) \\ Q^{(2)} &= Q^{(0)} - \alpha_2 \frac{\Delta \tau}{A_i} R_i^*(Q^{(1)}) \\ Q^{(3)} &= Q^{(0)} - \alpha_3 \frac{\Delta \tau}{A_i} R_i^*(Q^{(2)}) \\ Q^{(4)} &= Q^{(0)} - \alpha_4 \frac{\Delta \tau}{A_i} R_i^*(Q^{(3)}) \\ (Q_i^{n+1})^{m+1} &= Q^{(4)} \end{aligned} \quad (9)$$

که:

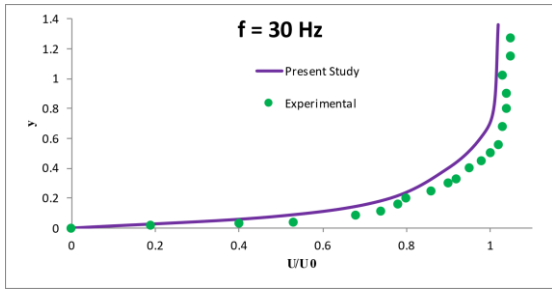
$$R_i^*(Q^1) = \left[\frac{3}{2\Delta t} (Q_i^{n+1} A_i^{n+1}) - \frac{2}{\Delta t} (Q_i^n A_i^n) + \frac{1}{2\Delta t} (Q_i^{n-1} A_i^{n-1}) \right] + R_i(Q^1) - D_i(Q^0) \quad (10)$$

و مقادیر ثابت $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$ به ترتیب 0.25, 0.33, 0.5, 1 در نظر گرفته شده‌اند.

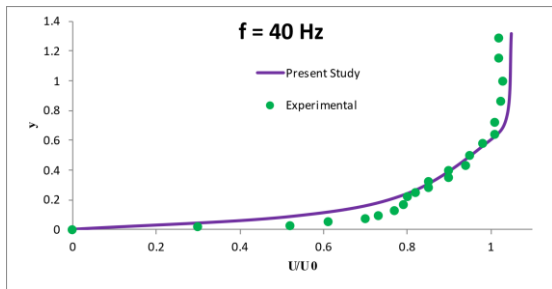
به منظور افزایش سرعت حل از روش‌های تسریع‌کننده همگرایی مانند گام زمانی محلی، آنتالپی میراکننده و هموارساز



شکل ۹- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.5 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 20 Hz$



شکل ۱۰- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.5 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 30 Hz$

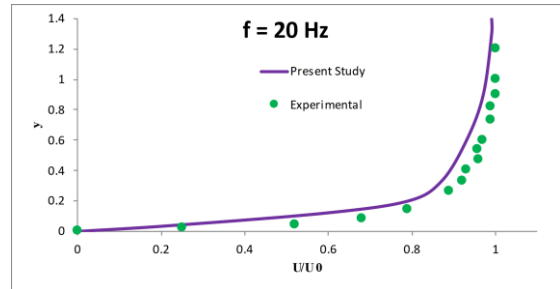


شکل ۱۱- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.5 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 40 Hz$

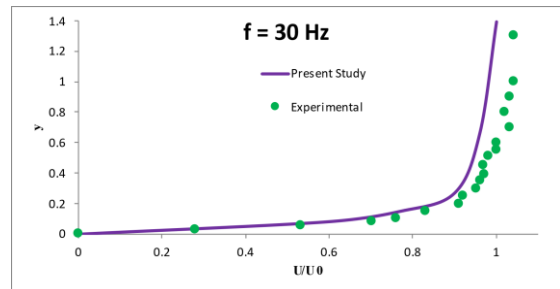
برای فرکانس‌های ۲۰ و ۳۰ هرتز، نتایج عددی با یک تفاوت کم دارای روندی مشابه با مقادیر آزمایشگاهی هستند. در فرکانس ۴۰ هرتز نتایج عددی در دو طرف نتایج آزمایشگاهی قرار گرفته‌اند و داده‌های بدست آمده همدیگر را در یک نقطه قطع می‌کنند. در مجموع، نزدیکی زیادی بین نتایج عددی حاضر با داده‌های آزمایشگاهی دیده می‌شود. کانتورهای ورتیستی و توربولانس در شکل ۱۲، اثرات ناشی از عبور پرها بر جریان پایین دست روی صفحه استاتور را نشان می‌دهند.

در همه مدل‌ها سرعت ورودی جریان $u_0 = 3.0 m/s$ در نظر گرفته شده و نتایج نسبت به آن بی‌بعد شدند. در فاصله $x = 0.1$ تفاوت بیشتری بین نتایج بدست آمده و آزمایشگاهی [6] دیده می‌شود اما با افزایش فاصله از لبه صفحه، نتایج تطابق بیشتری پیدا می‌کنند. این امر می‌تواند ناشی از عدم پیش‌بینی دقیق جریان گذار در لبه جلویی صفحه، توسط روش عددی باشد.

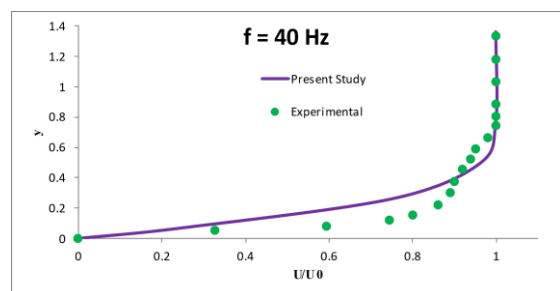
در حالت جریان غیردائم، ایرفویل‌ها بصورت خطی و با سرعت‌های $u_r = 3.0 m/s$ و $u_r = 2.0 m/s$ و $4.0 m/s$ از مقابل صفحه عبور می‌کنند. با توجه به فاصله ایرفویل‌ها، فرکانس پخش گردابه در مقابل صفحه تخت $f = 20 Hz$ ، $f = 30 Hz$ و $f = 40 Hz$ می‌باشد. نتایج بدست آمده در شکل‌های ۶ تا ۱۱ نشان داده شده است.



شکل ۶- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.1 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 20 Hz$



شکل ۷- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.1 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 30 Hz$

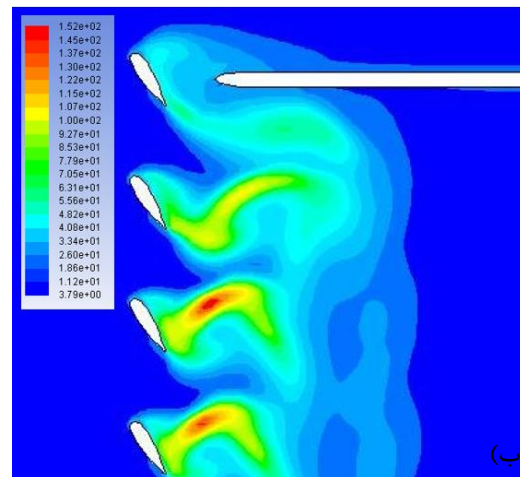
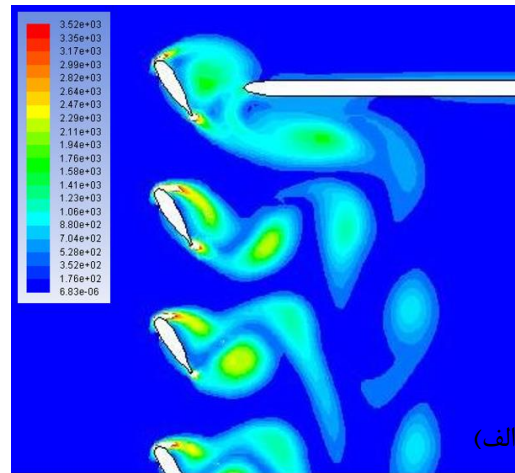


شکل ۸- توزیع سرعت در لایه مرزی در فاصله $0.1 m$ از لبه صفحه برای فرکانس $f = 40 Hz$

- حذف مشکلات مرتبط با شبکه‌های لغزشی مثل تشکیل نقاط معلق و یا نیاز به الگوریتم‌های پیچیده و زمانبر به منظور میانبایی وزنی در سطح مشترک المان‌ها.
نتایج بدست آمده، دقت خوب و عملکرد مناسب روش استفاده شده را نشان می‌دهند. به کارگیری روش در شبیه‌سازی اجسام متحرک پیشنهاد می‌شود.

منابع و مراجع

- [1] Liu X, Kamliya Jawahar H, Azarpeyvand M, Theunissen R. Aerodynamic performance and wake development of airfoils with serrated trailing-edges. *AIAA Journal*. 2017 Jul 31:3669-80.
- [2] Huang GY, Shiah YC, Bai CJ, Chong WT. Experimental study of the protuberance effect on the blade performance of a small horizontal axis wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*. 2015 Dec 1;147:202-11.
- [3] Vlček V, Procházka P. Test section of the wind tunnel IT for aeroelastic experiments with blade cascades. In *EPJ Web of Conferences 2019 (Vol. 213, p. 02095)*. EDP Sciences.
- [4] Kato H, Taniguchi H, Matsuda K, Funazaki KI, Kato D, Pallot G. Experimental and numerical investigation on compressor cascade flows with tip clearance at a low Reynolds number condition. *Journal of Thermal Science*. 2011 Dec 1;20(6):481-5.
- [5] Vera M, Hodson HP. Low-Speed vs High-Speed Testing of LP Turbine Blade-Wake Interaction. In *16th Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flows in Cascades and Turbomachines*, September 2002 Sep 24 (pp. 23-24).
- [6] Gete Z, Evans R.L. An experimental investigation of unsteady turbulent-wake/boundary layer interaction. *Journal of fluids and structures*. 2003;(17):43-55.
- [7] Procházka P, Uruba V, Pešek L, Bula V. On the effect of moving blade grid on the flow field characteristics. In *EPJ Web of Conferences 2018 (Vol. 180, p. 02086)*. EDP Sciences.
- [8] Zhang S, Liu J, Chen Y, Zhao X. Numerical Simulation of Stage Separation with an Unstructured Chimera Grid Method. In *22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit 2004 (p. 4723)*.



شکل ۱۲- تاثیر موانع بر جریان پایین دست
الف) کانتور ور تیسستی، ب) توربولانس

نتیجه‌گیری

در این تحقیق تلاش شده تا از روش عددی جدیدی که برگرفته از روش آزمایشگاهی است برای شبیه‌سازی جریان غیردائم استفاده شود. شبکه متحرک معرفی شده مزیت‌های خاصی داشته که آن را از روش‌های موجود متمایز می‌سازد از جمله:

- قابلیت جابجایی زیاد جسم
- استفاده از یک شبکه و در نتیجه عدم نیاز به انتقال اطلاعات
- عدم تغییر سطح المان‌های شبکه
- مشخص بودن المان‌های که دچار تغییر شکل می‌شوند (المان‌های سبز)
- کنترل تغییر شکل المان‌ها و باز گرداندن کیفیت اولیه با استفاده از یک الگوریتم ساده و تکراری

- calculations. *Computers & fluids*. 1986 Jan 1;14(3):295-319.
- [21] Rai MM. A conservative treatment of zonal boundaries for Euler equation calculations. *Journal of Computational Physics*. 1986 Feb 1;62(2):472-503.
- [22] Huang S, Mohamad AA, Nandakumar K, Ruan ZY, Sang DK. Numerical simulation of unsteady flow in a multistage centrifugal pump using sliding mesh technique. *Progress in Computational Fluid Dynamics, An International Journal*. 2010 Jan 1;10(4):239-45.
- [23] Falsafioon, Mehdi, et al. Moving meshes in complex configurations using the composite sliding grid method. *Computers & Fluids*, 2020, 206: 104256.
- [24] JAIN, Nishan, et al. Massively parallel large eddy simulation of rotating turbomachinery for variable speed gas turbine engine operation. *Energies*, 2020, 13.3: 703.
- [25] Guardo A, Fontanals A, Coussirat M, Egusquiza E. Detached eddy simulation of the rotor-stator interaction phenomenon in a moving cascade of airfoils. In *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science 2012 (Vol. 15, No. 6, p. 062039)*. IOP Publishing.
- [26] Razzaghi M. M, Mirsajedi SM. A 3-D Moving Mesh Method for Simulation of Flow around a Rotational Body. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2016 Apr 1;9(2).
- [27] Razzaghi M. M, Mirsajedi SM. A moving mesh method with defining deformable layers. *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2017;17(2):63-74.
- [28] Razzaghi Naeini, Mohammad Mahdi. A Changing-Connectivity Moving Grid Method for Large Displacement. *AUT Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 4.2: 241-256.
- [29] Jameson A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings. In *10th Computational Fluid Dynamics Conference 1991 Jun (p. 1596)*.
- [30] Jahangirian A, Hadidoolabi M. An implicit solution of the unsteady navier-stokes equations on unstructured moving grids. In *24th International Congress of the Aeronautical Science 2004*.
- [9] Togashi F, Ito Y, Nakahashi K, Obayashi S. Extensions of overset unstructured grids to multiple bodies in contact. *Journal of Aircraft*. 2006 Jan;43(1):52-7.
- [10] Liu J, Akay HU, Ecer A, Payli RU. Flows around moving bodies using a dynamic unstructured overset-grid method. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*. 2010 Jul 1;24(6):187-200.
- [11] Kannan R, Wang ZJ. A Parallel Overset Adaptive Cartesian/Prism Grid Method for Moving Boundary Flows. In *Computational Fluid Dynamics 2009 (pp. 323-328)*. Springer, Berlin, Heidelberg.
- [12] Kannan R, Wang ZJ. Overset adaptive Cartesian/prism grid method for stationary and moving-boundary flow problems. *AIAA journal*. 2007 Jul;45(7):1774-9.
- [13] De Laborderie, J., et al. Numerical analysis of a high-order unstructured overset grid method for compressible LES of turbomachinery. *Journal of Computational Physics*, 2018, 363: 371-398.
- [14] Batina JT. Unsteady Euler airfoil solutions using unstructured dynamic meshes, *AIAA Paper No. 89-0115, AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting Kc Exhibit, 9-12 January 1989, Reno*.
- [15] HASE J, ANDERSON D, PARPIA I. A Delaunay triangulation method and Euler solver for bodies in relative motion. In *10th Computational Fluid Dynamics Conference 1991 (p. 1590)*.
- [16] Batina JT. Unsteady Euler algorithm with unstructured dynamic mesh for complex-aircraft aerodynamic analysis. *AIAA journal*. 1991 Mar;29(3):327-33.
- [17] Pirzadeh S. An adaptive unstructured grid method by grid subdivision, local remeshing, and grid movement. In *14th Computational Fluid Dynamics Conference 1999 Jan 1 (p. 3255)*.
- [18] Degand C, Farhat C. A three-dimensional torsional spring analogy method for unstructured dynamic meshes. *Computers & structures*. 2002 Feb 1;80(3-4):305-16.
- [19] Zeng D, Ethier CR. A semi-torsional spring analogy model for updating unstructured meshes in 3D moving domains. *Finite Elements in Analysis and Design*. 2005 Jun 1;41(11-12):1118-39.
- [20] Rai MM. An implicit, conservative, zonal-boundary scheme for Euler equation