



بررسی عددی اثرات تغییر فرکانس و دامنه بر جریان حول یک باله نوسانگر به وسیله یک روش مرز غرق شده بهبود یافته

علی اکبر حسینجانی¹، علی اشرفی‌زاده^{2*}

1- دانشجوی دکترا، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* ashrafizadeh@kntu.ac.ir, 1999-19395

چکیده

در این مقاله به بررسی عددی تغییر فرکانس و دامنه نوسان بر جریان حول باله در حرکت نوسان پیمچی پرداخته شده است. یک روش حل عددی برای بررسی این جریان ارائه شده که می‌توان آن را شکل بهبود یافته خانواده‌ای از روش‌های مرز غرق شده موسوم به روش‌های نیرو مستقیم تلقی نمود. در این روش پیشنهاد شده است که از تقریب مرتبه اول زمانی به جای حل دستگاه معادلات، برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی استفاده شود. روش‌های مرز غرق شده به دلیل استفاده از یک شبکه کارتیزی ثابت، در مسایل با مرز متحرک بسیار کارآمد می‌باشند. برای اعتبارسنجی روش پیشنهادی، از داده‌های معتبر مربوط به جریان حول استوانه‌های ثابت و نوسانی استفاده شده است. در این پژوهش علاوه بر کانتورهای ورتسیته و نمودارهای ضرایب برآ و پسا، نحوه توزیع انرژی جنبشی منتقله به میدان جریان و تغییرات آن به واسطه تغییر دامنه و فرکانس حرکت باله نیز ارائه شده است. نتایج حاصل شده از این تحقیق نشان می‌دهد که با افزایش دامنه نوسان به بالاتر از $1/77$ در یک عدد استروهال ثابت، $0/22$ الگوی ایجاد گردابه‌های دنباله باله به هم خورده و در دامنه نوسان، $2/80$ جریان عملاً ماهیت آشوبناک به خود می‌گیرد. علاوه بر این در دامنه نوسان ثابت $0/71$ با افزایش عدد استروهال به بالاتر از $0/3$ نظم ایجاد گردابه‌ها به هم خورده و در عدد استروهال $0/4$ رفتار غیر متقارن گردابه‌ها قابل مشاهده است. کانتورهای انرژی جنبشی نشان می‌دهند که در عدد استروهال کوچک، $0/1$ هرچند باله بر میدان جریان کار انجام می‌دهد ولی افزایش تلفات ناشی از بزرگ شدن ناحیه جدایش، باعث می‌شود که منتمم و انرژی جنبشی در پشت باله کم شده و نیروی پسا افزایش یابد. از طرف دیگر، افزایش دامنه و فرکانس نوسان، منجر به افزایش انرژی جنبشی و منتمم در پشت باله و کاهش نیروی پسا می‌شود.

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 19 فروردین 1393
پذیرش: 19 خرداد 1393
ارائه در سایت: 24 آبان 1393

کلید واژگان:

باله‌های نوسان‌گر
روش مرز مستغرق
کانتورهای ورتسیته
کانتورهای انرژی جنبشی

A Numerical Study on the Effects of Oscillation Frequency and Amplitude on Flow around a Flapping Airfoil via an Improved Immersed Boundary Method

Ali Akbar Hosseinjani¹, Ali Ashrafizadeh^{1*}

1- Department of Mechanical Engineering, Khaje Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran.
*P.O.B. 19395-1999 Tehran, Iran, ashrafizadeh@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 08 April 2014
Accepted 09 June 2014
Available Online 15 November 2014

Keywords:

Immersed boundary method
Vorticity contours
Flapping airfoil
Kinetic energy contours

ABSTRACT

In this paper an improved immersed boundary method is used for simulating sinusoidal pitching oscillations of a symmetric airfoil. Immersed boundary methods which employ fixed Cartesian grids are well suited for such moving boundary problems. Two test cases are used to validate the proposed method and the effects of oscillation frequency and amplitude on the flow field are investigated. Flow field vorticity and kinetic energy contours are reported in this paper. It is found that the deflected wake appears at a Strouhal number around 0.4 for a fixed pitching amplitude equal to 0.71. A chaotic flow can be observed at oscillation amplitude equal to 2.80, for $St=0.22$. Kinetic energy contours at $St=0.1$ show that the airfoil transfers momentum to the flow but the drag force also increases due to the energy loss associated with the enlargement of separation zone behind the airfoil. By increasing the oscillation frequency and amplitude, momentum transfer to the flow increases and the drag force is, therefore, reduced.

1- مقدمه

انتقالی به سمت بالا و پایین¹، حرکت نوسانی دورانی یا چرخشی² و بالاخره حرکت نوسانی ترکیبی یا انتقالی-چرخشی. در ارتباط با این حرکات نوسانی

حرکت نوسانی یک باله می‌تواند به سه صورت انجام شود: حرکت نوسانی

1- Pure Plunging
2- Pure Pitching

Please cite this article using:

A. A. Hosseinjani, A. Ashrafizadeh, A Numerical Study on the Effects of Oscillation Frequency and Amplitude on Flow around a Flapping Airfoil via an Improved Immersed Boundary Method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 15, pp. 291-301, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

همکاران ترکیب حرکت نوسان چرخشی و انتقالی را برای باله NACA0012 در جریان تونل آب به صورت آزمایشگاهی بررسی نموده‌اند [11]. آنها نتیجه گرفتند که در عدد استروهال بین 0/25 تا 0/4 بیشترین مقدار برای پرپودیک حاصل می‌شود. در مطالعه تیلور و همکاران پرواز 14 پرنده، 6 نوع خفاش و 2 دسته از حشرات مورد مطالعه قرار گرفته است [12]. در این مطالعه نتیجه گرفته شد که عمده پروازها در محدوده عدد استروهال 0/19 تا 0/41 صورت می‌گیرد. همان گونه که مشخص است این محدوده عدد استروهال به محدوده عدد استروهال بیشینه برآ، حاصل شده از مطالعه اندرسون و همکاران، بسیار نزدیک است. وانگ جریان حول باله در حرکت نوسانی انتقالی خالص را برای یک باله متقارن در رینولدز 1000 مورد بررسی قرار داد. او نتیجه گرفت که در این رینولدز به ازای یک فرکانس نوسان بهینه جدایش جریان از هر دو لبه حمله و فرار اتفاق می‌افتد [13]. لنتیک و همکاران به صورت آزمایشگاهی جریان حول باله نوسانگر را مورد ارزیابی قرار دادند. آنها نتیجه گرفتند که در حالی که دامنه نوسان نسبتاً بزرگ است جریان های گردابی بزرگی با افزایش فرکانس نوسان شکل می‌گیرند که توپولوژی جریان را تحت تاثیر قرار داده و این امر تقارن پرپودیک جریان را بر هم می‌زند [14]. صرف نظر از مطالعه اخیر، عمده مطالعات تجربی در دامنه های نوسان کوچک که منجر به نواحی جدایش کوچک می‌شوند انجام گرفته‌اند. مطابق بررسی های حاج‌حریری در دامنه نوسان های بزرگ جریان حالت آشوبناک⁹ به خود می‌گیرد [15]. بدیهی است که شناخت فیزیک جریان و نیروهای پرپودیک تا حدود زیادی وابسته به شناخت رفتار گردابه‌هایی است که در این جریان تشکیل می‌شود. از این رو در پژوهش های آزمایشگاهی گودی-دیانا و همکاران صرفاً به مطالعه رفتار این گردابه‌ها در جریان حول باله‌های نوسانگر پرداخته شده است [16].

بررسی عددی جریان حول باله‌های نوسانگر جزئیات بیشتری از رفتار آنها و اطلاعات جدیدی پیرامون حالت‌های گوناگون این گونه جریان‌ها در اختیار می‌گذارد. بر اساس نتایج دیکسون و همکاران پدیده بر همکنش اثر باله و گردابه¹⁰ سبب می‌شود که نیروهای ایرودینامیکی افزایش یابند [17]. در این حالت وقتی جهت حرکت باله در طی حرکت نوسانی تغییر می‌کند باله با گردابه‌ای که در حرکت قبل تولید شده است برخورد کرده و سرعت محلی جریان افزایش می‌یابد. جونس و پلاتزر از روش پائل برای بررسی جریان دو بعدی غیر قابل تراکم و غیر لزج بر روی باله‌ها با سطوح مقاطع گوناگون در حرکت نوسان انتقالی استفاده نمودند [18]. آنها دریافتند که ضخامت باله اثر ناچیزی در نیروی جلوبری تولیدی در دامنه و فرکانس نوسان مورد مطالعه دارد. لای و یانگ جریان حول باله NACA0012 در حرکت نوسان انتقالی در رینولدز 20000 را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند [19]. آنها اثر جدایش جریان در ناحیه لبه فرار بر روی نیروی تولید شده را در دامنه ها و فرکانس های نوسان مختلف مورد ارزیابی قرار دادند. ویزبال جریان حول باله همراه با حرکت نوسان انتقالی را در حالت‌های دو بعدی و سه بعدی به ازای دو عدد رینولدز 40000 و 10000 مورد مطالعه قرار داد [20]. او مشاهده کرد که در رینولدز 10000 گردابه‌هایی که از حرکت باله حاصل می‌شود اساساً به صورت دو بعدی باقی می‌مانند ولی در رینولدز 40000 گردابه‌ها به ساختارهای گردابه‌ای کوچک‌تر شکسته شده و جریان را ناپایدار می‌کنند.

در این پژوهش به مطالعه عددی جریان حول یک باله متقارن با حرکت

سه وضعیت از نظر تبادل انرژی وجود دارد که عبارتند از ارسال انرژی به سیال¹، اخذ انرژی از سیال² و بال زدن خنثی³ [1]. در وضعیت ارسال انرژی به سیال، حرکت نوسانی باعث انجام کار روی سیال، ایجاد نیروی جلوبری و افزایش انرژی جنبشی سیال می‌شود. در شرایط اخذ انرژی از میدان جریان، نظیر پدیده فلاتر در بال هواپیماها، سیال روی باله کار انجام می‌دهد و در نتیجه انرژی جنبشی میدان کاهش می‌یابد. این وضعیت در سالهای اخیر در طراحی ژنراتورها و تولید انرژی الکتریکی مورد توجه قرار گرفته است [2]. در بال زدن خنثی هیچ گونه انرژی بین سیال و جسم رد و بدل نمی‌شود. باله‌های با حرکت نوسانی دورانی، یا باله‌های نوسانگر، به عنوان ابزار اصلی پرندگان برای پرواز طبیعی⁴ و تامین نیروی برآ⁵ و جلوبری⁶ شناخته می‌شوند. علاوه بر این ماهی‌ها و جانوران آبی⁷ نیز از این باله‌ها برای ایجاد نیروی رو به جلو و تغییر مسیر یا ارتفاع استفاده می‌کنند. به علاوه مطالعات نشان می‌دهند که در اعداد رینولدز پایین، مکانیزم های کلاسیک پرواز نظیر استفاده از بال ثابت و یا دوار به اندازه بالزنی موثر نیستند. بالزن‌ها از جدایش جریان بهره برده و با ایجاد ورتیسیت‌های ناشی از برخاستگی جریان، به طور متناوب نیروی برآ تولید می‌کنند. بالزن ها و پرندگان حتی این امکان را دارند که با تغییر مناسب نحوه بال زدن نیروی جاذبه را دقیقاً خنثی و در ارتفاع معینی باقی بمانند⁸.

قابلیت‌های پروازی بالزن‌های کوچکی نظیر میکروروبات‌ها و نانوروبوت‌های بالزن در اعداد رینولدز پایین سبب شده است که امکان بکارگیری آنها در محیط‌های بسته و شهری امکان‌پذیر باشد [3]. از طرف دیگر روبات‌های شناگر در ابعاد نانو نیز که امروزه در حوزه‌های گوناگون بایو مکانیک در حال کسب محبوبیت هستند از مکانیزم بال زدن استفاده می‌کنند. در حال حاضر تحقیقات گسترده‌ای برای کاربرد این نانو روبات‌های شناگر در محیط‌های داخلی بدن برای اهداف گوناگون تشخیصی و درمانی در حال انجام است [4].

با توجه به اهمیت فراوان باله‌های نوسانگر، چه از نظر پدیده شناسی جریان سیالات حول آنها و چه از نظر کاربردهای صنعتی، تحقیقات دامنه‌دار و گسترده‌ای در ارتباط با آنها انجام گرفته است [5,6]. شناخت طبیعت حرکت پرندگان و حشرات، انگیزه بخش عمده‌ای از پژوهشگران در مطالعه رفتار باله‌های نوسانگر بوده است [7]. علاوه بر این، پدیده‌شناسی حرکت ماهی‌ها و جانوران آبی نیز توسط برخی محققین صورت گرفته است [8]. بیشتر پژوهش‌ها در این زمینه مربوط به یافتن دامنه، فرکانس و مودهای نوسان بهینه و همین‌طور شکل باله بهینه برای ایجاد بیشترین مقدار نیروی جلوبری و/یا بالابری بوده است [6]. این پژوهش‌ها عمدتاً برای دامنه‌های نوسان کوچک انجام شده است.

پژوهش‌های تحلیلی، آزمایشگاهی و عددی گوناگونی در ارتباط با جریان حول باله‌های نوسان کننده از هر سه نوع حرکت انتقالی، دورانی و ترکیبی صورت گرفته است. اولین پژوهش‌های تئوریک برای توضیح چگونگی ایجاد جلوبری توسط باله‌های نوسانگر به کارهای بتز در اوایل قرن بیستم بر می‌شود [9]. ویس-فوگ جزء اولین کسانی است که در پژوهش‌های تجربی خود مکانیزم تولید برآ در پرواز حشرات توضیح داده است [10]. اندرسون و

1- Power derivation
2- Power extraction
3- Feathering
4- Natural flying
5- lift
6- Thrust
7- Marine mammals
8- Hovering

9- Chaotic
10- Wing vortex interaction

هستند که نقاط لاگرانژی نامیده شده و مختصات آنها با بردار \vec{X} نشان داده می‌شوند. در حالت کلی جسم جامد در مرز مشترک جامد- سیال بر سیال نیرو وارد می‌کند و طبق قانون دوم نیوتن از آن نیز نیرو می‌پذیرد. نیرو در فصل مشترک جامد سیال مطابق شکل 1 با \vec{F} نشان داده می‌شود. محاسبه این نیرو چنانچه جسم الاستیک باشد با روش‌های مقاومت مصالح انجام می‌شود ولی اگر جسم صلب باشد باید بر اساس تمهیداتی که در ادامه بیان خواهد شد عمل نمود. پس از آن، این نیروهای متمرکز در نقاط لاگرانژی که در حالت کلی منطبق بر نقاط شبکه نیستند باید بر روی نقاط شبکه توزیع گردند. نیروی توزیع شده \vec{F} بر روی نقاط شبکه با \vec{f} نشان داده شده و این همان نیرویی است که به عنوان ترم منبع در معادله ممنتم اعمال و جایگزین شرایط مرزی می‌شود.

با توجه به آنچه گفته شد یکی از کارهای مهم در روش مرز غرق شده این است که نیروهای \vec{f} که در نقاط \vec{X} اعمال می‌شوند به نحو مناسب و به صورت نیروهای \vec{f} در نقاط \vec{x} اعمال گردند.

در روش کلاسیک مرز غرق شده که توسط پسکین ابداع شده است توزیع نیروها در نقاط اویلری بوسیله یک تابع دلتای هموار d ، انجام می‌گیرد. این تابع متناسب با مقدار نیرو \vec{F} و دوری و نزدیکی آن از یک نقطه اویلری، نیروی \vec{f} در آن نقطه از شبکه را تعیین می‌کند. پیشنهادات مختلفی پیرامون نحوه انتخاب این تابع دلتای هموار در مراجع ارائه شده است [23]. نیروی اعمالی \vec{f} بر نود واقع در موقعیت \vec{x} از جمع اثرات تمام نیروهای اعمالی در نقاط لاگرانژی و با ضرایب وزنی که از طریق تابع d بدست می‌آیند تعیین می‌شود رابطه (1).

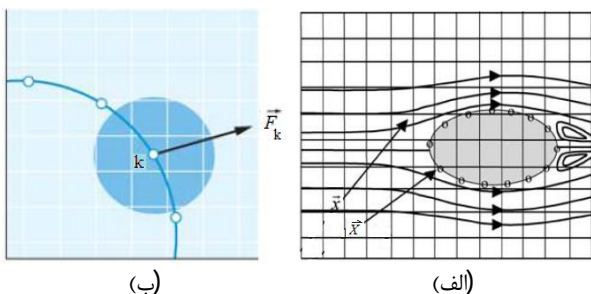
$$\vec{F}(\vec{x}, t) = \int_{\Gamma_b} \vec{F}(s, t) d(\vec{x} - \vec{X}(s, t)) ds \quad (1)$$

متغیر s در رابطه فوق به گونه‌ای انتخاب می‌شود که یک مقدار مشخص برای آن معین کننده یک نقطه فیزیکی از مرز برای همه زمان‌ها باشد. نیرویی که توزیع آن بدین صورت در نقاط شبکه محاسبه می‌شود در معادله ممنتم به صورت ترم منبع اعمال و برای محاسبه سرعت‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد.

پس از محاسبه سرعت سیال در نقاط اویلری، سرعت در نقاط روی مرز (نقاط لاگرانژی) با استفاده از رابطه (2) محاسبه می‌شود.

$$\vec{U}(\vec{X}(s, t)) = \int_{\vec{x} \in \Gamma} \vec{u}(\vec{x}, t) d(\vec{x} - \vec{X}(s, t)) d\vec{x} \quad (2)$$

در رابطه فوق $\vec{U}(\vec{X}(s, t))$ سرعت محاسبه شده در نقاط لاگرانژی است. واضح است که برای یک جسم صلب ساکن، سرعت در نقاط لاگرانژی باید صفر بدست آید. تذکر این نکته مفید است که در روش مرز غرق شده معادلات



شکل 1 الف- نمایش نقاط اویلری و نقاط لاگرانژی. ب- نیرو در نقطه لاگرانژی.

نوسانی پیچشی و وضعیتی که در آن انرژی جنبشی از باله به سیال منتقل می‌شود، پرداخته می‌شود. جریان حول چنین باله‌ای پیش از این به صورت آزمایشگاهی در [16] مورد بررسی قرار گرفته است. برای حل عددی از یک روش مرز غرق شده بهبود یافته استفاده شده و نتایج محاسباتی در چندین دامنه و فرکانس نوسان ارائه می‌شوند. تمامی مطالعات در عدد رینولدز ثابت 255 مطابق مرجع [16] انجام گرفته است. همچنین کانتورهای ورتیسیت، نمودارهای ضرایب برآ و پسا نیز ارائه شده‌اند. بررسی مطالعات پیشین نشان می‌دهد که چگونگی انتقال انرژی جنبشی از باله به سیال تاکنون به طور مستقل مورد بحث قرار نگرفته است. اهمیت این موضوع از آن جهت است که امروزه باله‌های نوسانی به عنوان یک موتور ایجاد نیرو جلوبوری¹ کاربردهای متفاوتی پیدا کرده‌اند [4]. این موتورها با انجام کار بر روی سیال و انتقال ممنتم و انرژی جنبشی، سبب ایجاد نیروی جلوبوری می‌گردند. از این رو تحلیل انرژی جنبشی جریان حول این باله‌ها در ارزیابی کارایی این موتورها اهمیت ویژه‌ای خواهند داشت. اهمیت دیگر این بررسی آن است که حرکت باله در سیال می‌تواند موجب ایجاد دو اثر متفاوت شود. از یک طرف این حرکت با انجام کار بر روی جریان سبب افزایش انرژی جنبشی جریان می‌شود و از طرف دیگر حرکت باله سبب بزرگ شدن ناحیه جدایش و افزایش تلفات جریان خواهد شد. با تحلیل انرژی جنبشی حول باله می‌توان دریافت که در چه دامنه و فرکانس نوسان، حرکت باله سبب افزایش انرژی جنبشی و ممنتم میدان جریان خواهد شد. به عبارت دیگر کار انجام شده توسط باله بر تلفات لزجی غلبه نموده و موجب ایجاد نیروی جلوبوری خواهد شد. قابل ذکر است که افزایش انرژی جنبشی میدان جریان به معنی افزایش انتقال ممنتم از باله به جریان و افزایش ایجاد نیروی جلوبوری می‌باشد. به همین دلیل کانتورهای انرژی جنبشی و نمودار تغییرات انرژی جنبشی منتقله به سیال بر حسب دامنه و فرکانس حرکت نوسانی باله نیز ارائه شده‌اند.

برای اعتبارسنجی روش عددی پیشنهادی در این پژوهش، مسئله جریان حول استوانه ثابت و نوسانی حل و نتایج حاصل با نتایج موجود در مراجع [21] و [22] مقایسه شده‌اند.

2- روش مرز غرق شده

2-1- کلیات روش

روش مرز غرق شده از یک شبکه منظم کارتزینی با سلول‌های قائم یکنواخت، که از این پس شبکه نامیده می‌شود، برای مدل‌سازی جریان حول یک جسم دلخواه استفاده می‌کند. در این روش معادلات حاکم بر روی شبکه گسسته‌سازی و شرایط مرزی به صورت غیر مستقیم بوسیله یک سری نیروی متمرکز در نقاط واقع بر روی مرز مدل‌سازی می‌شوند. در صورت تغییر مکان مرز جسم، نقاط واقع بر روی مرز که اصطلاحاً نقاط لاگرانژی نامیده می‌شوند نیز تغییر می‌کنند. مزیت اصلی روش‌های مرز غرق شده نسبت به سایر روش‌های کلاسیک حل عددی، عدم نیاز به ایجاد یک شبکه منطبق بر مرز است. این مزیت سبب شده است که روش‌های مرز غرق شده به صورت گسترده‌ای برای مسایل با هندسه‌های پیچیده، مسایل با هندسه‌های متحرک و مسایل اندرکنش سیال- جامد بکار گرفته شوند.

در روش مرز غرق شده دو نوع نقطه یا گره محاسباتی داریم. نوع اول نقاط شبکه هستند که نقاط اویلری خوانده شده و مختصات آنها با بردار \vec{x} بیان می‌شود. نوع دوم، نقاط قرار گرفته روی مرز مشترک سیال- جامد

1- Thrust engine

$$\sum_{j=1}^M \left(\sum_{\vec{x} \in g} d_h(\vec{x} - \vec{X}_j) d_h(\vec{x} - \vec{X}_k) \Delta s h^2 \right) F(\vec{X}_k) = \frac{\tilde{U}(\vec{X}_k) - \tilde{U}(\vec{X}_K)}{\Delta t} \quad (3)$$

حل این دستگاه معادلات به سادگی قابل انجام نیست به عبارت دیگر ضعف روش سو و همکاران آن است که با افزایش تعداد نقاط روی مرز این دستگاه معادلات نزدیک به منفرد⁶ خواهد شد. از طرف دیگر چنانچه نقاط روی مرز کم باشد، احتمال نفوذ جریان جرم به داخل جسم و در نتیجه ایجاد خطای پایستاری جرم متصور می‌باشد. در این مقاله پیشنهاد شده است که بجای استفاده از این دستگاه معادلات، از تقریب مرتبه اول زمانی برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی استفاده شود. در نتیجه از مزیت سادگی الگوریتم سو و همکاران استفاده و ضعف این روش نیز مرتفع می‌شود. حلگر استفاده شده در این پژوهش یک حل گر کسر زمانی⁷ ارائه شده توسط کیم و معین می‌باشد که بر روی شبکه جابجا بوسیله روش تفاضل محدود حل شده است [30]. در این حل گر برای ترم‌های غیر خطی جابجایی روش آدامز-باشفورت مرتبه دوم به صورت صریح و برای ترم‌های خطی لزجت از کرانک-نیکلسون استفاده می‌شود. در اینجا بخشی از ترم لزجت به صورت صریح و بخشی از آن به صورت ضمنی وارد معادلات می‌شوند. همچنین از تفاضل محدود مرکزی برای گسسته سازی ترم‌های مشتق استفاده شده است. معادلاتی که در مرحله زمانی n ام حل می‌شوند را می‌توان به صورت روابط (4) تا (10) نوشت.

$$\frac{\tilde{u} - u^n}{\Delta t} = \frac{3}{2} \nabla(uu)^n + \frac{1}{2} \nabla(uu)^{n-1} + \frac{1}{2\text{Re}} \nabla^2(\tilde{u} + u^n) \quad (4)$$

$$\tilde{U}(\vec{X}_l) = \sum_{\vec{x} \in g} \tilde{u}(\vec{x}) d_h(\vec{x} - \vec{X}_l^n) h^2 \quad (5)$$

$$F(\vec{X}_l) = \frac{U^d(\vec{X}_l) - \tilde{U}(\vec{X}_l)}{\Delta t} \quad (6)$$

$$f_\beta(\vec{x}) = \sum F(\vec{X}_l^n) d_h(\vec{x} - \vec{X}_l^n) \Delta V_l \quad (7)$$

$$\frac{\tilde{u}^*(\vec{x}) - \tilde{u}(\vec{x})}{\Delta t} = f_\beta(\vec{x}) \quad (8)$$

$$\nabla^2 p^{n+1} = \nabla \tilde{u}^* \quad (9)$$

$$\frac{\tilde{u}(\vec{x})^{n+1} - \tilde{u}^*(\vec{x})}{\Delta t} = -\nabla p^{n+1} \quad (10)$$

در این معادلات \tilde{u} و \tilde{u}^* سرعت‌های میانی هستند که از نظر کلی دارای مفهوم فیزیکی معینی نمی‌باشند. ارضای شرط پیوستگی از طریق حل معادله پواسون فشار، معادله 9، صورت می‌گیرد. معادلات در یک مرحله زمانی از معادله 4 تا معادله 10 به ترتیب حل می‌گردند. برای حل دستگاه‌های معادلاتی که از معادلات 4 و 9 حاصل می‌شوند، از روش Bi-CGSTAB8 استفاده شده است [29]. رابطه 5 در حقیقت همان رابطه 2 است که برای انتقال سرعت‌ها از نقاط اوپلری به سمت نقاط لاگرانژی روی بدنه استفاده می‌شود. در این رابطه d_h یک تابع دلتای هموار شده است که در مرجع [31] معرفی شده است. رابطه 6 تقریب مرتبه اول زمانی برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی است. سرعت $\tilde{U}^d(\vec{X}_l)$ در این رابطه سرعتی است که از شرط مرزی دیریشله در نقطه لاگرانژی مورد نظر بدست می‌آید. در رابطه 7، $\Delta V_l = hds$

گسسته برای نودهای موجود در کل ناحیه، اعم از سیال و جامد، حل می‌شوند. طبیعتاً حل‌های بدست آمده در نودهای درون جسم جامد، فیزیکی نبوده و ارزش کاربردی ندارند.

روش کلاسیکی که شرح آن گذشت بیانگر یکی از دیدگاه‌های مطرح در روش‌های مرز غرق شده می‌باشد. اقدامات اصلی در این دیدگاه شامل محاسبه نیروها در نقاط لاگرانژی (\vec{f} ها)، توزیع اثرات \vec{f} ها و تعیین نیروها در نقاط اوپلری (\vec{f} ها)، محاسبه سرعت‌ها در نقاط اوپلری و سپس محاسبه سرعت‌ها در نقاط لاگرانژی است [23]. این دیدگاه تحت عنوان کلی روش‌های اعمال شرایط مرزی از طریق تابع پیوسته هموار¹ در مراجع شناخته می‌شود. عمده کاربرد این روش‌ها در مسایل با مرزهای الاستیک است که در آنها نیرو به وسیله روش‌های مقاومت مصالح قابل محاسبه است.

دیدگاه‌های بکار رفته در روش‌های گوناگون مرز غرق شده به همین دیدگاه محدود نمی‌شوند. روش‌های نیرو مستقیم² دیدگاه دیگری است که توسط محققین توسعه یافته و به تدریج کاملتر شده است. اساس این روش را می‌توان به پژوهش‌های موهد-یوسف نسبت داد [24]. کار موهد-یوسف مبتنی بر این ایده بود که بجای اینکه در هر مرحله زمانی نیرو در بعضی نقاط اوپلری اعمال شود، مقادیر معینی از سرعت و یا فشار به این نقاط تحمیل شوند. در واقع سرعت سیال در بعضی نقاط اوپلری (نقاط اعمال³) به نحوی تعیین می‌شود که شرایط مرزی سرعت در نقاط لاگرانژی (مرزی) ارضا گردند. برای تعیین این مقادیر سرعت یا فشار در نقاط اوپلری از درون‌یابی‌های هندسی استفاده می‌شود. روش‌هایی نظیر روش سلول شبح⁴ [25] و روش ارائه شده توسط بالاراس و همکاران [26] نیز بر پایه همین روش توسعه یافته‌اند.

در دیدگاه دیگری که در قالب روش‌های حجم کنترلی شکل گرفته است، بعضی سلول‌های شبکه بریده شده و معادلات حجم کنترلی برای این سلول‌های بریده شده نوشته می‌شوند. روش سلول بریده⁵ [27] در این دسته قرار دارد. اعمال شرایط مرزی در این دسته از روش‌ها به طور نسبی پیچیده‌تر است.

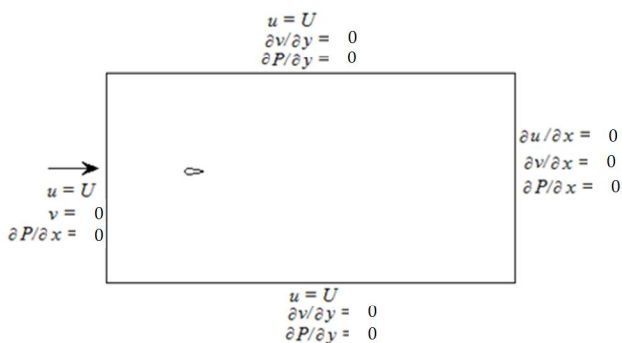
در بعضی از روش‌های مرز غرق شده نیز از ترکیبی از دو دیدگاه اعمال شرط مرزی بکمک تابع پیوسته هموار و روش نیرو مستقیم استفاده می‌شود. روش‌های ارائه شده توسط یولمن [28] و روش ارائه شده توسط سو [29] را می‌توان جزء این روش‌ها دانست. در این پژوهش نیز از این گونه روش‌ها استفاده شده است.

2-2- روش مرز غرق شده بکار رفته در این پژوهش

در این پژوهش از ترکیب روش‌های ارائه شده توسط یولمن [28] و روش ارائه شده توسط سو و همکاران [29] برای دست‌یابی به یک الگوریتم قابل اطمینان در حل مسئله جریان حول جسم صلب متحرک استفاده شده است. تفاوت روش بکار رفته در این پژوهش با روش سو و همکاران در نحوه محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی می‌باشد. قابل ذکر است که در روش ارائه شده توسط سو و همکاران برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی از یک دستگاه معادلات به صورت معادله (3) استفاده می‌شود [29].

1- Continuous forcing method
2- Direct forcing method
3- Forcing points
4- Ghost cell
5- Cut cell

6- Near singular
7- Fractional step
8- Bi conjugate gradient stabilizer method



شکل ۲ شرایط مرزی در اطراف میدان محاسباتی و جهت جریان.

فرضیات مشابه فرضیات ارائه شده در این مرجع می باشد.

۴- تشریح مسئله حل شده در این پژوهش

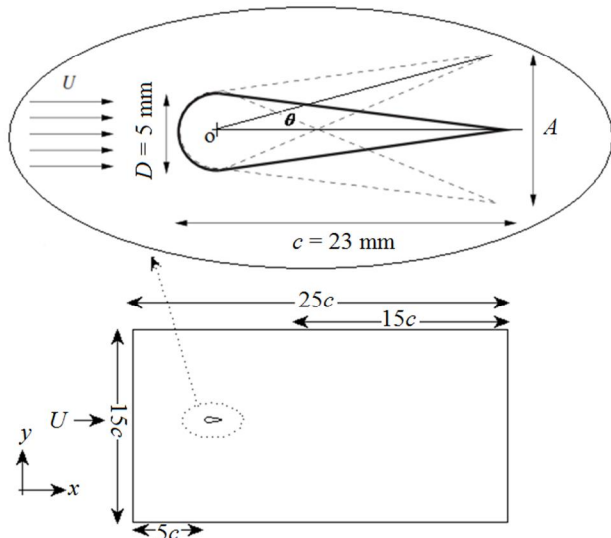
در این مطالعه مسئله جریان حول یک باله متقارن نوسانگر، مطابق مرجع [۱۶]، مورد بررسی قرار می گیرد. میدان محاسباتی و باله مورد نظر در شکل ۳ نشان داده شده اند. باله مورد نظر یک باله متقارن به صورت شکل ۳ است که حول نقطه ۵ نوسان پیچشی منظم انجام می دهد. این باله جزء باله های استاندارد محسوب نمی شود با این وجود از آنجا که در این پژوهش سعی شده است که ستاپ آزمایشگاهی مرجع [۱۶] به صورت عددی شبیه سازی شود، این باله انتخاب شده است.

عدد رینولدز به صورت $Re = \rho U D / \mu$ و نسبت A_D و عدد استروهال به صورت روابط (۱۱) و (۱۲) تعریف می شوند.

$$A_D = \frac{A}{D} \quad (11)$$

$$St = f D / U \quad (12)$$

عدد رینولدز جریان، به تبعیت از مرجع [۱۶]، ۲۵۵ در نظر گرفته شده است. این عدد رینولدز در محدوده اعداد رینولدز نسبتا پایین دسته بندی می شود. حرکت باله و دم ماهی ها و جانوران آبی در این محدوده از اعداد رینولدز قرار دارد. مسئله در حالت اول برای عدد استروهال ثابت $St = 0.22$ و پنج دامنه نوسان ۰.۳۶، ۰.۷۱، ۱.۰۷، ۱.۷۷، ۲.۸۰ A_D حل شده است. حرکت نوسانی این باله متقارن به وسیله رابطه (۱۳) مشخص می شود. در این رابطه θ مشخص



شکل ۳ جزئیات باله متقارن و میدان حل مورد بحث در این پژوهش.

تعریف می شود که ds فاصله هر دو نقطه لاگرانژی و h اندازه شبکه محاسباتی است.

الگوریتم حل را می توان به صورت زیر خلاصه نمود:

- ۱- سرعت در نقاط میدان حدس زده می شود (حدس اولیه). بهتر است در این مرحله سرعت ورودی به عنوان سرعت اولیه در نظر گرفته شود.
- ۲- معادله ۴ به صورت ضمنی برای محاسبه سرعت $\tilde{u}(\vec{x})$ بکار گرفته می شود. سرعتی که از این رابطه حاصل می شود یک سرعت میانی است و شرط مرزی را ارضا نمی کند.
- ۳- سرعت $\bar{U}(\vec{X}_i)$ در نقاط لاگرانژی از روی سرعت $\tilde{u}(\vec{x})$ روی نقاط شبکه (نقاط اوپلری) با استفاده از رابطه ۵ محاسبه می شود.
- ۴- نیرو در نقاط لاگرانژی با استفاده از رابطه ۶ بدست می آید. در این رابطه $\bar{U}^4(\vec{X}_i)$ سرعتی است که از شرط مرزی دیریشله در نقاط لاگرانژی حاصل می شود.

۵- رابطه ۷ برای توزیع نیرو از نقاط لاگرانژی به سمت نقاط اوپلری بکار گرفته می شود.

۶- سرعت میانی \bar{u}^* با استفاده از رابطه ۸ محاسبه می شود.

۷- رابطه ۹ برای محاسبه فشار به کار رفته و مشتمل بر حل معادله پواسون است.

۸- رابطه ۱۰ با استفاده از فشار محاسبه شده در رابطه ۹، سرعت \bar{u}^{n+1} را تعیین می کند.

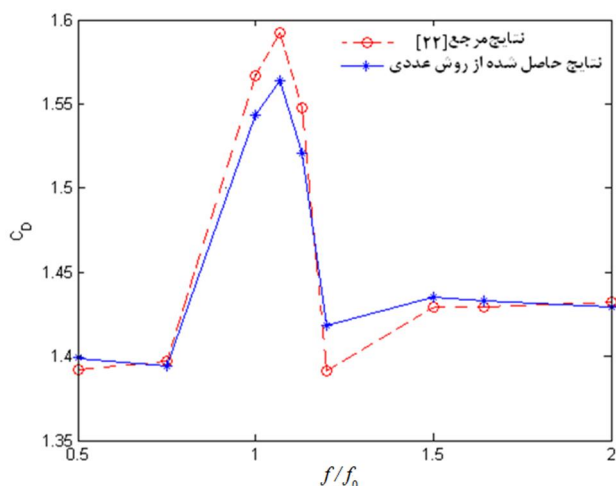
۹- الگوریتم برای مرحله زمانی بعدی از مرحله دوم تکرار می شود.

برای ارضای دقیق تر شرایط مرزی، مراحل سوم تا ۸ ام دو تا سه بار در هر گام زمانی تکرار می شوند [۳۲]. حل عددی نشان می دهد که بعد از ۳ بار تکرار مراحل سوم تا ۸ ام، نیرو در نقاط لاگرانژی تقریبا برابر صفر بدست می آید. صفر شدن نیرو در نقاط لاگرانژی به معنی برقراری شرط مرزی سرعت در این نقاط خواهد بود. در این پژوهش $\max|F(\vec{X}_k)| \leq 0.001$ به عنوان معیار توقف تکرارهای مراحل سوم تا ۸ ام در نظر گرفته شده است.

الگوریتم پیشنهادی در مقایسه با روش ارائه شده در مرجع [۲۸] سر راست تر عمل می کند. دلیل این امر آن است که در مرحله چهارم الگوریتم بجای استفاده از یک دستگاه معادلات که همواره در معرض خطر منفرد شدن قرار دارد، از تقریبی مرتبه اول زمانی برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی استفاده می شود. در این تقریب دیگر نیاز به حل یک دستگاه معادلات نزدیک به منفرد برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی وجود ندارد و از این رو روش پیشنهادی ساده تر عمل می کند. از طرف دیگر در روش سو و همکاران امکان افزایش نقاط لاگرانژی بر روی مرز وجود ندارد. این امر سبب می شود که امکان نفوذ جریان جرم به داخل مرز افزایش یابد. نفوذ جریان جرم به داخل مرز سبب پتانسیل ایجاد خطای پایداری جرم را در حل عددی تقویت می کند. ولی در روش پیشنهادی این امکان وجود دارد که با افزایش نقاط لاگرانژی روی مرز، پتانسیل ایجاد این خطا را کاهش داد. در حقیقت نوآوری روش پیشنهادی آن است که ترکیبی از دو روش بیان شده در [۲۸] و [۲۹] ارائه نموده است که در عین سادگی نتایج قابل اعتمادی را ارائه می کند.

۳- فرضیات مسئله

در این تحقیق جریان آرام، تراکم ناپذیر، گذرا و دو بعدی فرض شده است. اثرات سه بعدی کاملا صرف نظر شده است. رینولدز جریان ثابت است. شرایط مرزی مطابق شکل ۲ می باشد. در این تحقیق سعی شده است که ستاپ آزمایشگاهی مرجع [۱۶] به صورت عددی شبیه سازی شود از این رو سایر



شکل 4 مقایسه ضریب پسای حاصل از حل عددی و مرجع [22] به ازای تغییر در فرکانس نوسان طولی استوانه.

در این نمودار و جدول مربوطه (جدول 3)، نسبت فرکانس نوسان طولی استوانه به فرکانس ایجاد گردابه حول استوانه ثابت متناظر می‌باشد. علاوه بر این $C_D(num)$ ضریب نیروی پسای حاصل شده از حل عددی و $C_D([22])$ ضریب پسای ارائه شده در مرجع [22] است. درصد خطا نیز مشابه رابطه 14 محاسبه شده است.

6- نتایج عددی حاصل از این پژوهش

در این بخش نتایج کانتورهای ورتسیته و انرژی جنبشی حاصل از حل جریان حول باله نوسانگر ارائه شده‌اند. در این تحقیق از نرم افزار Tecplot به عنوان واسطه گرافیکی استفاده شده است. در شکل 5 کانتورهای ورتسیته حاصل شده از حل عددی برای پنج دامنه نوسان مختلف نشان داده شده‌اند. همان گونه که از شکل 5 بر می‌آید، به ازای دامنه نوسان‌های کوچک، تولید ورتسیته‌های دنباله به صورت کاملاً منظم انجام می‌گیرد. با افزایش دامنه نوسان، جریان رفته رفته ماهیت آشوبناک به خود می‌گیرد به گونه‌ای که در دامنه نوسان متناظر با $A_D = 2.80$ جریان آشکارا ماهیت آشوبناک از خود بروز می‌دهد. قابل ذکر است که منظور از آشوبناک بودن جریان در اینجا این است که تولید گردابه‌های دنباله هیچ گونه الگوی منظم شناخته شده‌ای ندارد. علت آشوبناک شدن جریان و ایجاد گردابه‌های نامنظم¹، قوی شدن

جدول 3 مقایسه ضریب پسای حاصل شده از حل عددی و مرجع [22]

f/f_0	روش عددی بکار رفته در این مقاله $C_D(num)$	نتایج مرجع [21] $C_D([22])$	درصد خطا Error
0/5	1/4	1/392	0/57
0/75	1/397	1/394	0/21
1	1/544	1/567	1/46
1/07	1/563	1/592	1/82
1/14	1/52	1/547	1/74
1/2	1/411	1/395	1/14
1/5	1/432	1/429	0/2
1/65	1/434	1/427	0/49
2	1/431	1/433	0/14

کننده زاویه ای است که باله با راستای افق می‌سازد.

$$\theta = \theta_0 + \theta_A \sin(2\pi ft) \quad (13)$$

در رابطه فوق θ_0 زاویه حمله اولیه، θ_A زاویه‌ای متناسب با دامنه نوسان و f نیز فرکانس نوسان است. در حالت دوم مسئله به ازای دامنه نوسان ثابت $A_D = 1.07$ و با ایجاد تغییر در عدد استروهال، $St = 0.1, 0.22, 0.3, 0.4$ ، حل خواهد شد. در نهایت نیز تاثیر وجود زاویه حمله اولیه مورد بررسی قرار می‌گیرد. در جدول 1 خلاصه اطلاعات مسئله حل شده در این پژوهش آورده شده است.

5- اعتبار سنجی روش عددی به کار رفته در این پژوهش

برای اعتبار سنجی روش عددی بکار رفته در این پژوهش، مسئله جریان حول استوانه ساکن [21]، به وسیله این روش حل شده و ضرایب پسا مطابق جدول 2 مقایسه شده‌اند. رابطه درصد خطا در این جدول به صورت رابطه (14) است.

$$\text{Error} = \left| \frac{C_D(num) - C_D([21])}{C_D([21])} \right| \times 100 \quad (14)$$

در رابطه فوق $C_D(num)$ ضریب پسای حاصل شده از حل عددی، $C_D([21])$ ضریب پسای ارائه شده در مرجع [21] و Error درصد خطا را نشان می‌دهد. عوامل مختلفی در ایجاد خطای حل عددی تاثیر دارند. ارضای شرایط مرزی به صورت غیر دقیق با استفاده از منابع نیروی متمرکز، استفاده از توابع هموار برای انتقال این نیروها، استفاده از تقریب‌های مرتبه دوم مکانی و مرتبه اول زمانی، تبدیل انتگرال‌ها به صورت مجموعه‌های گسسته از جمله این عوامل هستند. در مورد اجسام نوسانگر منبع خطای دیگری نیز در روش مرز غرق شده وجود دارد که ناشی از اثر حل‌های غیر فیزیکی در نودهای داخل جسم صلب در یک مرحله زمانی است که در مرحله زمانی بعد به واسطه حرکت جسم صلب وارد ناحیه سیال می‌شوند.

از آنجا که روش عددی بکار رفته در این پژوهش برای مسئله جریان حول جسم صلب متحرک مورد استفاده قرار گرفته است، مسئله جریان حول استوانه با نوسان طولی، ارائه شده در مرجع [22]، برای اعتبار سنجی محاسبات مورد استفاده قرار گرفته و نتایج حاصل در نمودار شکل 4 ارائه شده‌اند.

جدول 1 خلاصه اطلاعات مسئله حل شده در این پژوهش

عدد رینولدز مورد مطالعه	255
اعداد استروهال مورد مطالعه	0/4 , 0/3 , 0/22 , 0/1
دامنه‌های نوسان مورد مطالعه	0/36 , 0/71 , 1/07 , 1/77 , 2/8
چگالی سیال	$\rho = 1 \text{ kg/m}^3$
سرعت ورودی	$U = 1 \text{ m/s}$
لزجت دینامیکی سیال	$\mu = 5.1 \times 10^{-4} \frac{\text{kg}}{\text{ms}}$

جدول 2 مقایسه ضریب پسای حاصل شده از حل عددی و مرجع [21]

Re	روش عددی به کار رفته در این مقاله $C_D(num)$	نتایج مرجع [21] $C_D([21])$	درصد خطا Error
20	2/24	2/2	1/8
40	1/522	1/54	1/18
100	1/408	1/4	0/56
150	1/385	1/37	1/08

1- Deflected vortex

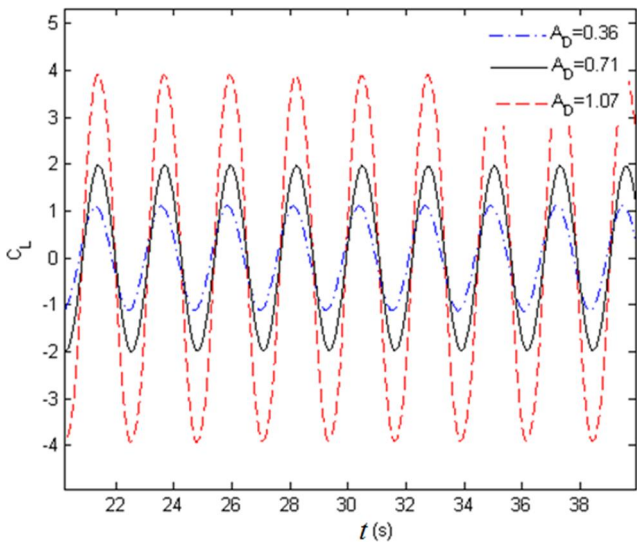
متوسط دامنه نوسان نیروی برای گذرا در پرواز هاور از اهمیت بیشتری برخوردار است ولی دامنه این نوسانات در قابلیت مانوردهی و امکان تغییر جهت و چابکی از اهمیت بیشتری برخوردار است [6]. در نمودار شکل 6 تغییر دامنه ضریب برآ، که به صورت رابطه (15) تعریف می شود، نسبت به زمان و به ازای سه دامنه نوسان مختلف نشان داده شده است. در شکل 7 نیز تغییر در دامنه ضریب برآ به ازای تغییر در دامنه نوسان باله ارائه شده است.

$$C_L = \frac{\sum_{x \in G} \vec{f}_y(\vec{x}) h^2}{\frac{1}{2} \rho U_0^2 h} \quad (15)$$

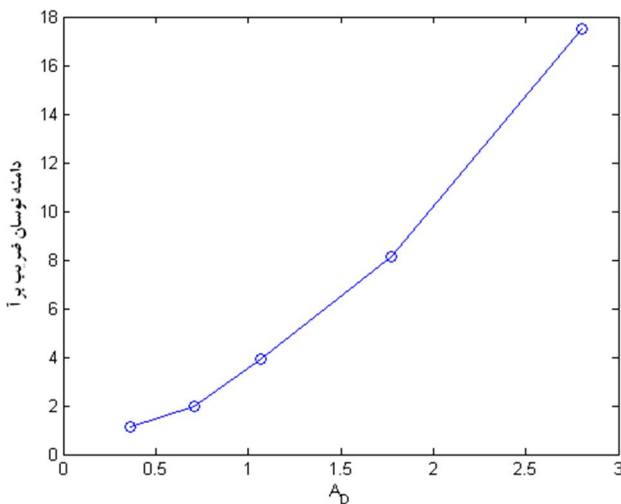
ضریب پسا، که در اینجا به صورت رابطه (16) تعریف می شود، نیز به ازای تغییر در دامنه و فرکانس نوسان باله تغییر می کند.

$$C_D = \frac{\sum_{x \in G} \vec{f}_x(\vec{x}) h^2}{\frac{1}{2} \rho U_0^2 h} \quad (16)$$

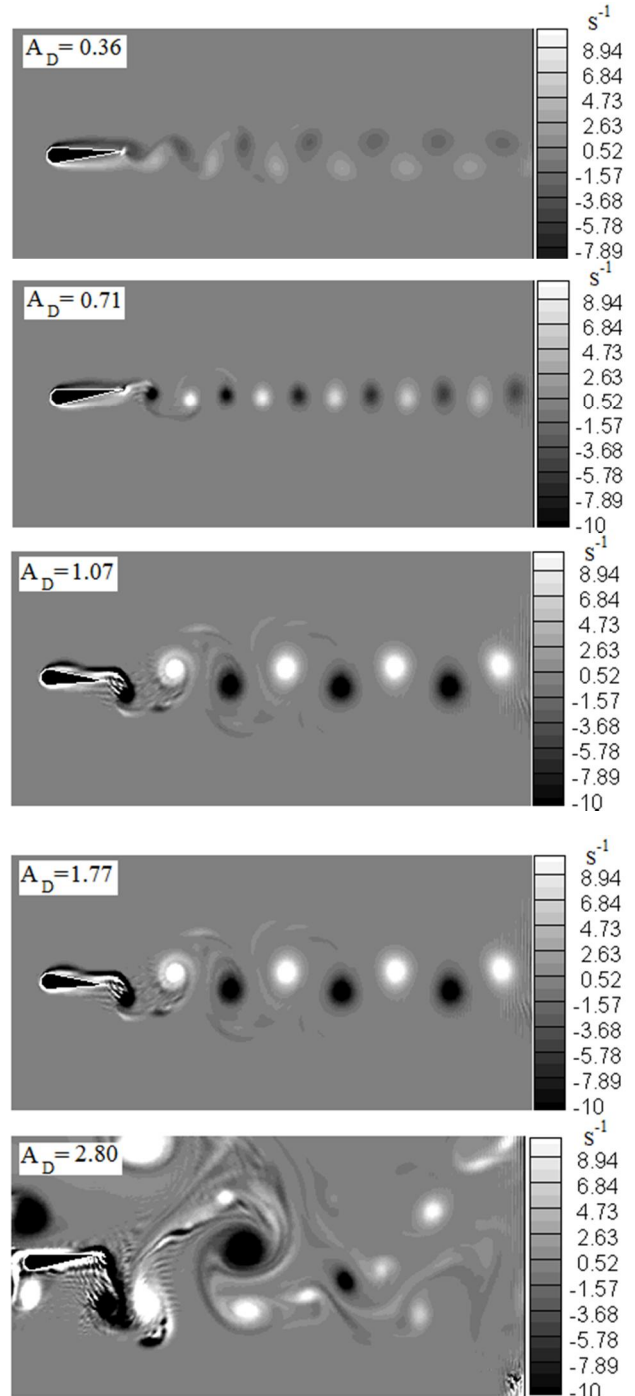
در نمودار شکل 8 تغییر ضریب پسا برای سه فرکانس نوسان مختلف به ازای تغییر در دامنه نوسان نشان داده شده است. این نتایج با حل عددی انجام شده در [33] نیز مقایسه شده است.



شکل 6 تغییر ضریب برآ نسبت به زمان در سه دامنه نوسان مختلف.



شکل 7 تغییر دامنه ضریب برآ به ازای پنج دامنه نوسان مختلف.

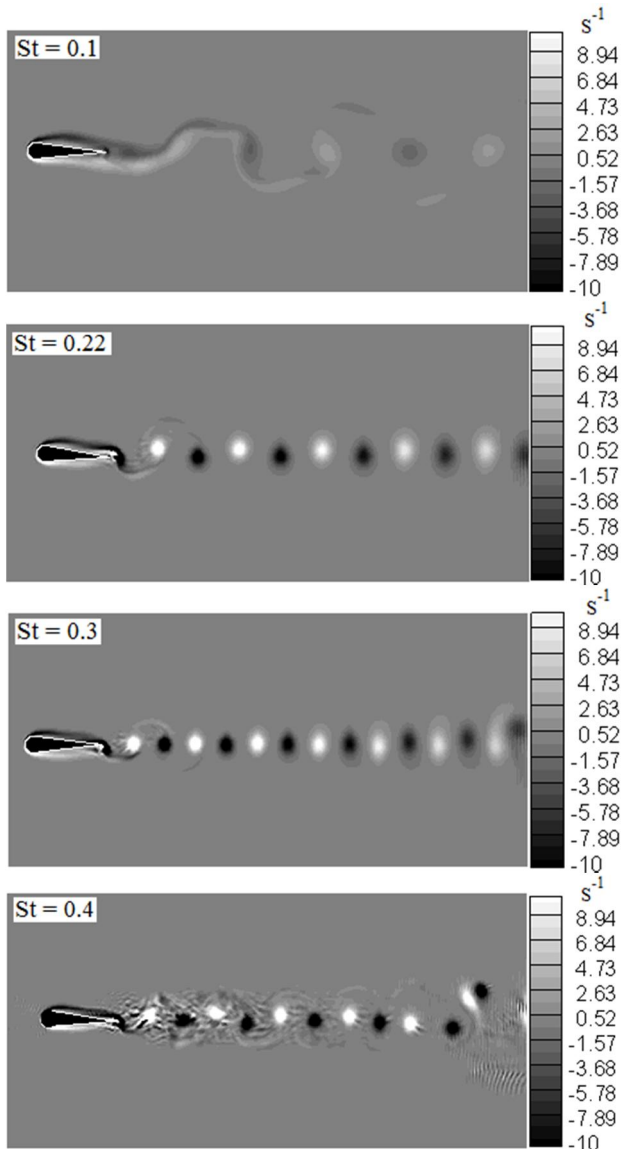


شکل 5 کانتورهای ورتسیته به ازای عدد استروهال ثابت ($St = 0.22$) در پنج دامنه نوسان مختلف.

گردابه های لبه حمله¹ و برخورد آن با گردابه های ایجاد شده در لبه دم² می باشد. به عبارت دیگر با برخورد گردابه های قوی ایجاد شده در لبه حمله با گردابه های ضعیف ایجاد شده در لبه دم، گردابه های لبه حمله تغییر مسیر داده و موجب ایجاد ساختار گردابه ای نا منظم می شود.

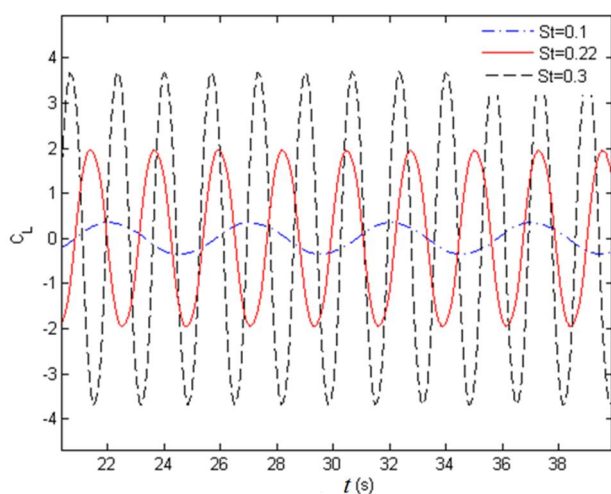
در باله های نوسانگر، دامنه نیروی پرودیک برآ اهمیت ویژه ای دارد. همان گونه که در مقدمه تشریح شد، این نیروی برآی گذرا سبب چابکی وسیله پرنده و افزایش قابلیت مانوردهی آن خواهد شد. قابل ذکر است که

1- Leading edge vortex
2- Trailing edge vortex

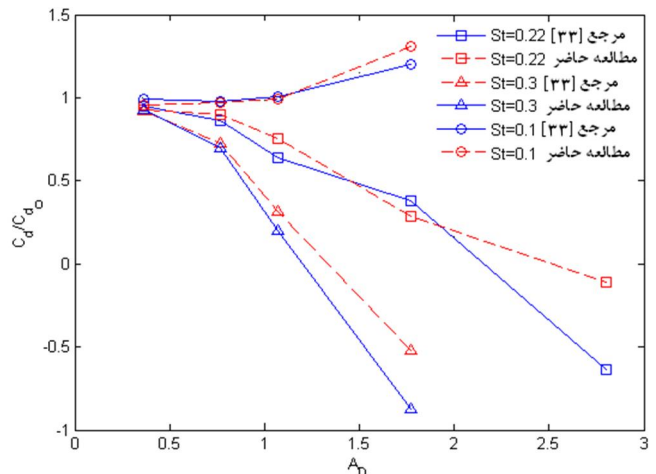


شکل 9 تغییر ورتسیته به ازای تغییر در عدد استروهل در دامنه نوسان ثابت،

$$A_D = 0.71$$



شکل 10 تغییر ضریب برآ نسبت به زمان در سه عدد استروهل مختلف.



شکل 8 تغییر ضریب پسا با تغییر در دامنه نوسان در سه عدد استروهل مختلف.

در شکل 8 ضریب پسای باله ساکن است که مقدار آن $C_{D_0} = 0.86$ به دست آمده است. در عدد استروهل $St = 0.1$ ، با ایجاد حرکت نوسانی در باله، با وجود آنکه باله بر میدان جریان کار انجام می دهد و از این رو انتظار می رود که با انتقال ممنتم به جریان مقدار نیروی درگ کاهش یابد ولی افزایش تلفات لزجی ناشی از بزرگ شده ناحیه جدایش پشت باله سبب می شود که ممنتم در ناحیه پشت باله کاهش یابد. به عبارت دیگر تلفات لزجی ناشی از بزرگ شدن ناحیه جدایش در این حالت بر ممنتم انتقال یافته از باله به جریان غالب شده و در نتیجه ممنتم در پشت باله کاهش یافته است. کاهش ممنتم در این حالت به معنی افزایش نیروی درگ خواهد بود. تغییر در الگوی ورتسیته های ایجاد شده در جریان به ازای تغییر در فرکانس نوسان در شکل 9 ارائه شده است. در اینجا دامنه نوسان $A_D = 0.71$ بوده و نتایج به ازای چهار عدد استروهل مختلف گزارش شده اند. همان گونه که مشخص است با افزایش فرکانس حرکت باله، تعداد ورتسیته های ایجاد شده افزایش یافته است ولی در عدد استروهل $St = 0.4$ نظم الگوی ایجاد ورتسیته به هم خورده و ورتسیته های کوچک حول ورتسیته های بزرگ ایجاد می شوند.

قابل ذکر است که به ازای سه عدد استروهل مورد بررسی ($St = 0.1$ ، $St = 0.22$ و $St = 0.3$) افزایش فرکانس حرکت باله نه تنها باعث تغییر چشمگیر فرکانس نوسان ضریب برآ می شود بلکه دامنه این نوسانات منظم را نیز به مقدار قابل توجهی تغییر می دهد. دلیل این امر آن است که ایجاد تغییر در فرکانس نوسان باله سبب می شود که سرعت در نزدیکی جسم به صورت محلی افزایش یابد. این افزایش سرعت محلی به دلیل افزایش سرعت حرکت نوسانی باله رخ داده و موجب افزایش سرعت محلی جریان و در نتیجه مقدار نیروی برآ می شود. از این روست که با وجود ثابت ماندن دامنه نوسان باله، دامنه نوسان ضریب برآ افزایش یافته است. این مطلب را می توان به گونه دیگری نیز بیان نمود و آن اینکه حرکت نوسانی باله سبب ایجاد یک جریان القایی می شود. سرعت این جریان القایی با افزایش فرکانس نوسان افزایش یافته و این امر در نهایت منجر به افزایش دامنه نیروی پرپودیک خواهد شد. در شکل های 10 و 11 این تغییرات نشان داده شده اند.

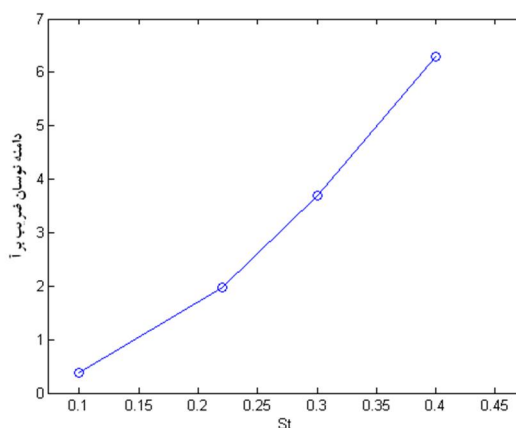
یکنواخت بدون حضور باله نوسانگر و انرژی جنبشی در حالت حضور این باله است پارامتر انرژی جنبشی به صورت رابطه (18) تعریف می شود.

$$ME_{Kp} = \frac{1}{2}h^2(u^2 + v^2 - U^2) \quad (18)$$

در این رابطه U سرعت جریان یکنواخت می باشد. همان گونه که از رابطه 17 مشخص است، پارامتر انرژی جنبشی هر سلول مستقل از چگالی جریان سیال تعریف شده است. با توجه به تعریف این پارامتر، به جای بررسی کانتورهای انرژی جنبشی، کانتورهای پارامتر ME_{Kp} رسم می شوند. این پارامتر دیدگاه روشنی از تغییرات انرژی جنبشی موجود در جریان در اختیار می گذارد و اثر وجود باله نوسانی را بر این تغییرات به روشنی نشان می دهد.

همانطور که گفته شد حرکت نوسانی باله باعث ایجاد دو پدیده متضاد می شود. از یکسو این نوسانات سبب افزایش انرژی جنبشی میدان جریان می شوند. به عبارت دیگر انرژی جنبشی ناشی از حرکت نوسانی باله به میدان جریان منتقل می شود و این امر افزایش انرژی جنبشی میدان جریان را به همراه دارد. بنابراین انتظار داریم که میدان جریان پشت باله نوسانگر یک میدان پر انرژی باشد. از سوی دیگر حرکت باله پدیده دیگری را نیز موجب می شود. این حرکت سبب ایجاد ناحیه جدایش نسبتاً بزرگی در پشت باله خواهد شد. ناحیه جدایش بزرگ اتلافات لزجی و فشاری جریان را افزایش می دهد. این امر سبب می شود که ناحیه پشت جریان یک ناحیه کم انرژی باشد. شکل 12 و همین طور شکل 13 به خوبی این دو اثر متناقض را نشان می دهند. در دامنه نوسان های کوچک، اثر دوم اثر غالب است. به عبارت دیگر در دامنه نوسان کوچک ناحیه جدایش بزرگ باعث افزایش تلفات شده و ناحیه پشت باله یک ناحیه کم انرژی خواهد بود. وقتی دامنه نوسان بزرگ می شود، با وجود اینکه ناحیه جدایش نسبت به قبل بزرگ تر است و در نتیجه تلفات لزجی افزایش یافته است ولی انتقال انرژی جنبشی از باله در حال نوسان به میدان جریان سبب می شود که انرژی میدان جریان در دنباله باله افزایش یابد. این امر در مورد فرکانس نوسان نیز به وضوح قابل مشاهده است. به عبارت دیگر در فرکانس نوسان کوچک اثر افزایش تلفات لزجی، سبب ایجاد ناحیه کم انرژی در پشت باله خواهد شد. ولی در فرکانس های نوسان بالاتر، اثر افزایش انرژی جنبشی به واسطه انتقال انرژی جنبشی از باله به سیال سبب می شود که انرژی جنبشی میدان جریان در دنباله باله افزایش یابد.

به دو شکل 12 و 13 در دامنه نوسان و عدد استروهال کوچک توجه کنید. در نزدیکی سطح باله وجود لایه مرزی سبب کاهش انرژی جنبشی میدان می شود. در دنباله جریان به واسطه بزرگ بودن ناحیه برخواستگی با یک ناحیه کم انرژی روبرو هستیم. با این وجود به علت حرکت باله، انرژی جنبشی از باله به میدان جریان اضافه شده و ناحیه های پر انرژی در حول ناحیه کم انرژی قابل مشاهده است. در این حالت با وجود آنکه حرکت نوسانی باله باید باعث افزایش انرژی کلی میدان شود، وجود ناحیه جدایش نسبتاً بزرگ باعث افزایش تلفات لزجی شده و انرژی کلی میدان را کاهش می دهد. در شکل های 12 و 13 در دامنه نوسان و عدد استروهال بزرگ، در نزدیکی سطح باله به واسطه حضور لایه مرزی انرژی جنبشی کاهش یافته است. در پایین دست باله هر چند ناحیه جدایش بزرگ است و در نتیجه اتلافات لزجی بیشتر است، ولی به دلیل افزایش دامنه و فرکانس نوسان، مقدار انرژی جنبشی انتقال یافته از باله به سیال به صورت چشمگیری افزایش یافته است. این امر سبب شده است که در ناحیه پشت باله نه تنها کاهش در انرژی جنبشی دیده نشود، بلکه انتقال انرژی جنبشی از باله به جریان باعث ایجاد



شکل 11 تغییر دامنه ضریب برآ به ازای چهار عدد استروهال مختلف.

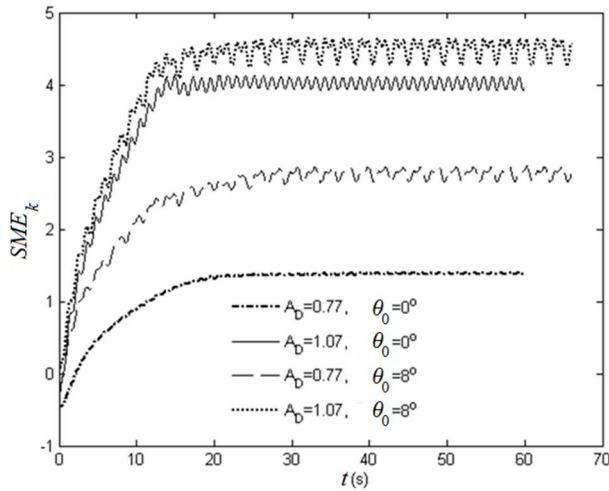
کانتورهای انرژی جنبشی مورد دیگری است که در این مقاله ارزیابی شده اند. این کانتورها از آن جهت ارائه شده اند که دیدگاه روشنی از چگونگی انتقال انرژی جنبشی به واسطه حرکت باله در اختیار می گذارند. اهمیت این موضوع از آن جهت است که امروزه باله های نوسانی به عنوان یک موتور ایجاد نیرو جلوبوری¹ کاربردهای متفاوتی پیدا کرده اند [4]. این موتورها با انجام کار بر روی سیال و انتقال ممنتوم و انرژی جنبشی، سبب ایجاد نیروی جلوبوری می گردند. از این رو تحلیل انرژی جنبشی جریان حول این باله ها در ارزیابی کارایی این موتورها اهمیت ویژه ای خواهند داشت. اهمیت دیگر این بررسی آن است که حرکت باله در سیال می تواند موجب ایجاد دو اثر متفاوت شود. از یک طرف این حرکت با انجام کار بر روی جریان سبب افزایش انرژی جنبشی جریان می شود و از طرف دیگر حرکت باله سبب بزرگ شدن ناحیه جدایش و افزایش تلفات جریان خواهد شد. با تحلیل انرژی جنبشی حول باله می توان دریافت که در چه دامنه و فرکانس نوسان، حرکت باله سبب افزایش انرژی جنبشی و ممنتوم میدان جریان خواهد شد. به عبارت دیگر کار انجام شده توسط باله بر تلفات لزجی غلبه نموده و موجب ایجاد نیروی جلوبوری خواهد شد. قابل ذکر است که افزایش انرژی جنبشی میدان جریان به معنی افزایش انتقال ممنتوم از باله به جریان و افزایش ایجاد نیروی جلوبوری می باشد. برای بررسی انرژی جنبشی میدان جریان فرض می کنیم که جریانی در اختیار داریم که تک تک سلول های شبکه مربوط به آن دارای سرعتی ثابت برابر سرعت جریان یکنواخت، U ، هستند. حضور یک باله ساکن در این میدان جریان سبب خواهد شد که انرژی جنبشی میدان جریان به واسطه وجود تلفات لزجی و فشاری کاهش یابد. ولی اگر این باله دارای حرکت نوسانی باشد، انرژی جنبشی از جسم صلب به میدان منتقل می شود. به عبارت دیگر یک باله نوسانگر از یک طرف به دلیل انتقال انرژی حرکتی موجب افزایش انرژی جنبشی میدان و از طرف دیگر به دلیل تلفات لزجی و فشاری موجب کاهش انرژی جنبشی میدان می شود.

انرژی جنبشی موجود در سیال واقع در یک سلول شبکه را می توان به صورت رابطه (17) تخمین زد.

$$E_K = \frac{1}{2}\rho h^2(u^2 + v^2) \quad (17)$$

ملاحظه می شود که با داشتن سرعت در مرکز یک سلول، (u, v) ، و اندازه شبکه، h ، می توان تخمینی از انرژی جنبشی موجود در یک سلول محاسباتی بدست آورد. از آنجا که هدف، مقایسه انرژی جنبشی جریان

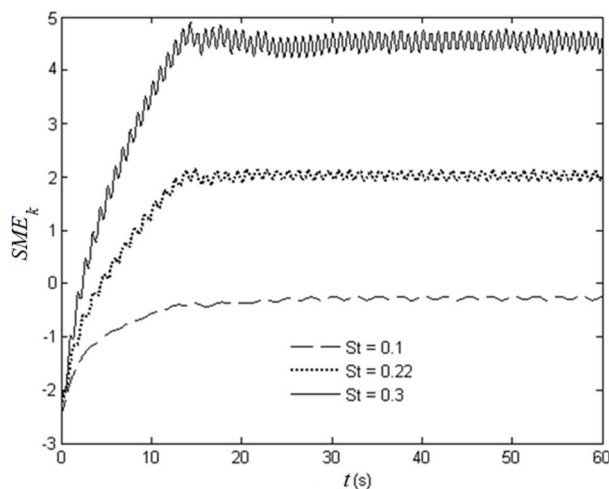
1- Thrust engine



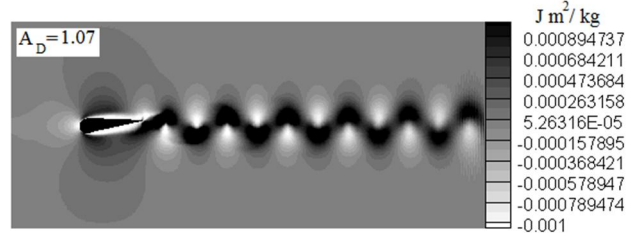
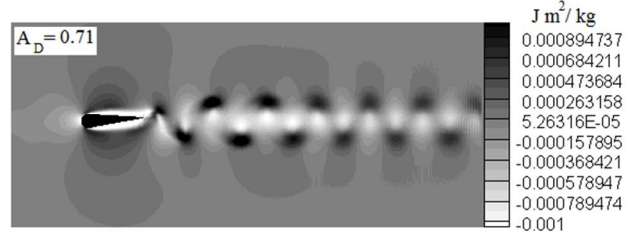
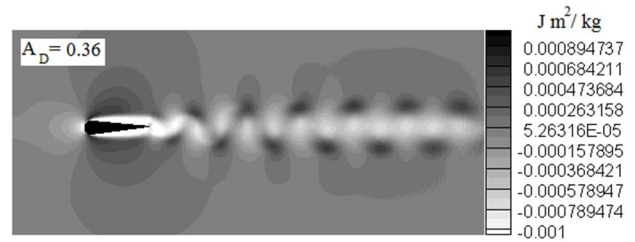
شکل 14 نمودار تغییرات انرژی جنبشی کلی میدان به واسطه تغییر در دامنه نوسان در دو حالت بدون زاویه حمله اولیه و با وجود زاویه حمله اولیه.

مختلف ارائه شده است. همان گونه که قابل مشاهده است مقدار انرژی از یک زمان معین به بعد نوسانات پایداری به خود می گیرد.

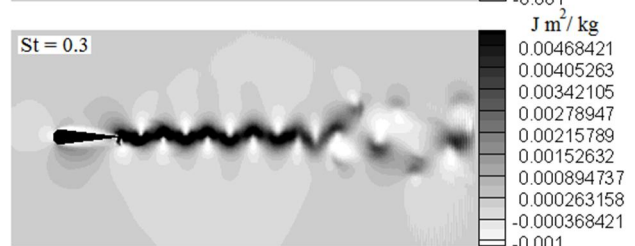
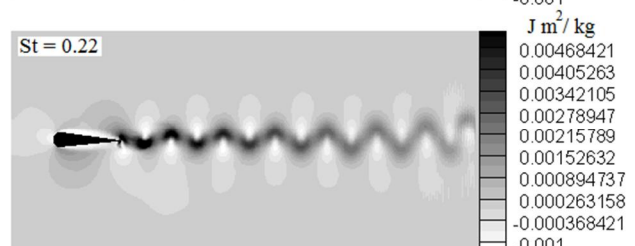
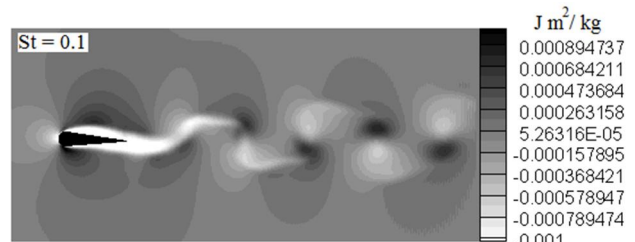
شکل 14 نشان می دهد که با افزایش دامنه نوسان، انرژی جنبشی کلی میدان افزایش یافته است. نکته دیگر این است که وجود زاویه حمله اولیه سبب می شود که انرژی جنبشی که به میدان انتقال می یابد افزایش یابد. در شکل 15 افزایش فرکانس نوسان نیز مقدار انرژی جنبشی کلی میدان را افزایش داده است. افزایش انرژی جنبشی میدان به واسطه افزایش دامنه و فرکانس نوسان تقریباً به صورت خطی رخ می دهد. همان گونه که از شکل 15 مشخص است، در عدد استروهال $St = 0.1$ حرکت نوسانی باله نه تنها باعث انتقال انرژی جنبشی از باله به جریان نمی شود بلکه افزایش تلفات ناشی از بزرگتر شدن ناحیه جدایش، سبب کاهش انرژی جنبشی میدان جریان نیز شده است. کاهش انرژی جنبشی میدان جریان به معنی این است که حرکت باله نه تنها سبب انتقال انرژی جنبشی و منتم و در نتیجه کاهش نیروی پسا نشده است بلکه به سبب کاهش منتم و انرژی جنبشی پشت باله، مقدار پسا افزایش نیز یافته است. افزایش پسا در شکل 7 در عدد استروهال $St = 0.1$ نیز به همین سبب اتفاق افتاده است.



شکل 15 نمودار تغییرات انرژی جنبشی کلی میدان به واسطه تغییر در فرکانس نوسان پیچشی.



شکل 12 کانتورهای پارامتر انرژی جنبشی بر حسب دامنه نوسان در عدد استروهال ثابت، $St = 0.22$.



شکل 13 کانتورهای انرژی جنبشی بر حسب عدد استروهال در دامنه نوسان ثابت $A_D = 0.71$

ناحیه پر انرژی در پایین دست باله شود. انرژی کل میدان جریان با SME_K نشان داده شده و به صورت رابطه (19) تعریف می شود. این پارامتر به معنای مجموع انرژی جنبشی تک تک سلول های میدان خواهد بود که معیاری از افزایش و کاهش انرژی جنبشی کلی میدان را در اختیار می گذارد.

$$SME_K = \sum_{x \in \Omega} ME_{Kp} \quad (19)$$

در شکل 14، نمودار تغییرات انرژی جنبشی کلی میدان با زمان برای چند حالت

7- بحث و نتیجه گیری

در این پژوهش یک روش مرز غرق شده بهبود یافته برای حل جریان حول باله نوسانگر به کار گرفته شده است. در این روش از تقریب مرتبه اول زمانی، مشابه رابطه 6، برای محاسبه نیرو در نقاط لاگرانژی استفاده می‌شود. برای ارزیابی دقت روش عددی به کار رفته، دو مسئله جریان حول استوانه ساکن و متحرک به وسیله این روش حل شده اند. نتایج حاصل از حل عددی به خوبی با نتایج موجود در مراجع مطابقت دارند.

کانتورهای ورتسیته نشان می‌دهند که با افزایش دامنه نوسان اولاً قدرت ورتسیته‌های دنباله افزایش می‌یابد و ثانیاً نظم پریودیک ایجاد این گردابه‌ها تا یک دامنه نوسان مشخص حفظ شده و از آنجا به بعد تقارن گردابه‌ها به هم می‌خورد. با افزایش دامنه نوسان به بالاتر از $1/77$ در یک عدد استروهال ثابت، $0/22$ ، الگوی ایجاد گردابه‌های دنباله به هم خورده و در دامنه نوسان، $2/80$ جریان عملاً ماهیت آشوبناک به خود می‌گیرد. علاوه بر این در دامنه نوسان ثابت، $0/71$ ، با افزایش عدد استروهال به بالاتر از، $0/3$ نظم ایجاد گردابه‌ها به هم خورده و در، $0/4$ رفتار غیر متقارن گردابه‌ها قابل مشاهده است. کانتورهای انرژی جنبشی نشان می‌دهند که در عدد استروهال $0/1$ هرچند باله بر میدان جریان کار انجام می‌دهد ولی افزایش تلفات ناشی از بزرگتر شدن ناحیه جدایش، سبب می‌شود که ناحیه پشت باله یک ناحیه کم انرژی شده و انرژی جنبشی کل میدان جریان به واسطه افزایش تلفات در مقایسه با کار باله، کاهش یابد. از طرف دیگر، با افزایش دامنه و فرکانس نوسان، کار انجام شده توسط باله بر افزایش تلفات غلبه کرده و این امر منجر به افزایش انتقال انرژی جنبشی و ممنتم به جریان پشت باله می‌شود. افزایش ممنتم و انرژی جنبشی در پشت باله سبب کاهش نیروی پسا و ایجاد نیروی جلوبری خواهد شد. افزایش دامنه نوسان در دامنه ضریب برآ اثر غالب دارد ولی فرکانس آن را تحت تاثیر قرار نمی‌دهد. با افزایش فرکانس نوسان باله، فرکانس تولید گردابه‌ها تغییر می‌کند به گونه‌ای که فرکانس این نوسانات در تولید گردابه‌ها اثر غالب دارد ولی از یک فرکانس نوسان مشخص به بعد ورتسیته‌های کوچکی در نزدیکی ورتسیته‌های بزرگ تشکیل می‌شوند که توپولوژی جریان را تحت تاثیر قرار می‌دهند. علاوه بر این، افزایش فرکانس نوسان جسم صلب نه تنها موجب افزایش فرکانس نوسان ضریب برآ می‌شود بلکه دامنه نوسان این ضریب را نیز افزایش می‌دهد. علت این امر را می‌توان به افزایش سرعت محلی جریان در اثر افزایش فرکانس نوسان جسم صلب مربوط دانست.

8- مراجع

- [6] M. A. Ashraf, *numerical simulation of the flow over flapping airfoils in propulsion and power extraction regimes*, Ph.D thesis, The University of New South Wales Australian Defence Force Academy, 2010.
- [7] J. Young, S. M. Walker, R. J. Bompfrey, G. K. Taylor, A. L. R. Thomas, Details of insect wing design and deformation enhance aerodynamic function and flight efficiency, *Science*, Vol. 325, No. 5947, pp. 1549-1552, 2009.
- [8] R. W. Blake, Fish functional design and swimming performance, *J. Fish Biol.* Vol. 27, pp. 1165-1193, 2004.
- [9] A. Betz, Ein Beitrag zur Erklärung des segelfluges, *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, Vol 3, pp. 269-272, 1912.
- [10] T. Weis-Fogh, Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanism for lift production, *J. Exp Biol.* Vol. 59, pp. 169-230, 1973.
- [11] J. M. Anderson, K. Streitlien, D. S. Barrett, M. S. Triantafyllou, Oscillating foils of high propulsive efficiency, *Journal of Fluid Mechanics* Vol. 360, pp. 41-72, 1998.
- [12] G. K. Taylor and R. L. A. Nudds, Flying and swimming animals cruise at a strouhal number tuned for high power efficiency, *Nature*, Vol. 425, pp. 707-711, 2003.
- [13] Z. J. Wang, Vortex shedding and frequency selection in flapping flight. *J. Fluid Mech.* Vol. 410, pp. 323-341, 2000.
- [14] D. Lentink, T. F. Muijres, J. F. Donker-Duyvis, L. J. Van Leeuwen, Vortex-wake interactions of a flapping foil that models animal swimming and flight, *Journal of Experimental Biology*, Vol. 211, pp. 267-273, 2007.
- [15] G. C. Lewin, H. Haj-Hariri, Modeling thrust generation of a two dimensional heaving airfoil in a viscous flow, *J. Fluid Mech.* Vol. 492, pp. 339-362, 2003.
- [16] R. Godoy-Diana, J. L. Aider, J. E. Wesfreid, Transitions in the wake of a flapping foil, *Physical Review Energy*, Vol. 77, pp. 207-221, 2008.
- [17] M. H. Dickinson and K. G. Gotz, Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers, *J. Exp Biol.*, Vol. 174, pp. 45-64, 1993.
- [18] K. D. Jones, M. F. Platzer, Numerical computation of flapping-wing propulsion and power extraction, *In 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, Nevada*, January 6-10, 1997.
- [19] J. Young, J. C. S. Lai, Mechanisms influencing the efficiency of oscillating airfoil propulsion, *AIAA Journal*, Vol. 45, NO. 7, pp. 1695-1702, 2007.
- [20] M. R. Visbal, High-fidelity simulation of transitional flows past a plunging airfoil, *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 11, pp. 2685-2697, 2009.
- [21] C. H. K. Williamson, Vortex dynamics in the cylinder wake, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 28, pp. 477-539, 1996.
- [22] T. T. Do, L. Chen, J. Y. Tu, Numerical Simulations of Flows over a Forced Oscillating Cylinder, *16th Australasian Fluid Mechanics Conference Crown Plaza, Gold Coast, Australia*, 2007.
- [23] C. S. Peskin, The immersed boundary method, *Acta Numerica*, Vol. 11, pp. 479-517, 2002.
- [24] J. Mohd-Yusof, Combined immersed-boundary/B-spline methods for simulations of flow in complex geometries, *Center for turbulence research annual research briefs*, Vol. 161, No. 1, pp. 317-327, 1997.
- [25] Y. H. Tseng, J. H. Ferziger, A ghost-cell immersed boundary method for flow in complex geometry, *Computational Physics*, Vol. 192, No. 2, pp. 593-623, 2003.
- [26] E. Balaras, Modeling complex boundaries using an external force field on fixed Cartesian grids in large eddy simulations, *Computers & Fluids*, Vol. 33, No. 3, pp. 375-404, 2004.
- [27] M. H. Chung, Cartesian cut cell approach for simulating incompressible flows with rigid bodies of arbitrary shape, *Computers & Fluids*, Vol. 35, No. 6, pp. 607-623, 2006.
- [28] M. Uhlmann, An immersed boundary method with direct forcing for the simulation of particulate flows, *Computational Physics*, Vol. 209, No. 2, pp. 448-476, 2005.
- [29] S. Wei Su, M. C. Lai, C. A. Lin, An immersed boundary technique for simulating complex flows, *Computers & Fluids*, Vol. 36, pp. 313-324, 2007.
- [30] J. Kim, P. Moin, Application of a fractional-step method to incompressible Navier-Stokes equations, *Computational Physics*, Vol. 59, pp. 308-323, 1985.
- [31] M. C. Lai, C. S. Peskin, An immersed boundary method with formal second-order accuracy and reduced numerical viscosity, *Computational Physics*, Vol. 160, No. 2, pp. 705-719, 2000.
- [32] Z. Wang, J. Fan, K. Luo, Combined multi-direct forcing and immersed boundary method for simulating flows with moving particles, *Int. J. Multiphase Flow*, Vol. 34, pp. 283-302, 2008.
- [33] G. Yi He, Q. Wang, X. Zhang, S. G. Zhang, Numerical analysis on transitions and symmetry-breaking in the wake of a flapping foil, *Acta Mechanica Sinica*, Vol. 28, No. 6, pp. 1551-1556, 2012.
- [1] T. Kinsey, G. Dumas, Parametric study of an oscillating airfoil in a power-extraction regime, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 6, pp. 1318-1330, 2008.
- [2] M. F. Platzer, M. A. Ashraf, J. C. S. Lai, J. Young, Development of a New Oscillating-Wing Wind and Hydropower Generator, *In 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida*, 5 - 8 January, 2009.
- [3] W. A. Davis, Nano air vehicle a technology forecast, *Blue Horizons Paper*, Centre for Strategy and technology Air War College, 2007.
- [4] G. V. Lauder, E. J. Anderson, J. Tangorra and P. G. A. Madden, Fish biorobotics: kinematics and hydrodynamics of self-propulsion, *J. Exp. Biol.*, Vol. 210, pp. 2767-2780, 2007.
- [5] T. B. Apker, *Experimental investigation and modeling of time resolved thrust of a flapping wing aircraft*, Ph.D thesis, University of Notre Dame, 2009.