

بررسی مولفه‌های نوسانی و نسبت منظری بال صلب در حرکت فراز و فرود در محدوده رینولدز ریزپرنده‌ها

امیر باقری

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

محمد حسن جوارشکیان*

دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

در این تحقیق با استفاده از روش حجم محدود و کاربرد شبکه‌های دینامیکی به شبیه‌سازی عددی سه بعدی جریان سیال ناپایای تراکم ناپذیر و لایه‌ای در اطراف بال نوسانی با حرکت فراز و فرود، در محدوده اعداد رینولدز ریز پرنده‌ها و ماهی‌ها پرداخته شده است. در این شبیه‌سازی، از تکنیک شبکه‌های دینامیکی با استفاده از روش حرکت جسم صلب، بهره گرفته شده است. نتایج این شبیه‌سازی با نتایج تجربی و عددی منتشر شده مقایسه، که صحت نتایج شبیه‌سازی حاضر را تأیید می‌نماید. در این پژوهش، به بررسی اثر فرکانس کاهیده و دامنه نوسان و نیز مقایسه اثر همزمان این دو، همچنین به بررسی اثر طول بال بر نیروی رانش پرداخته شده است. این شبیه‌سازی‌ها در عدد رینولدز ۳۰۰۰ و در چند نسبت منظری، فرکانس کاهیده و دامنه نوسان انجام شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس کاهیده و دامنه نوسان، زاویه حمله نسبی افزایش یافته که خود منجر به افزایش اختلاف فشار در اطراف جسم می‌شود و در بین فرکانس کاهیده و دامنه نوسان، افزایش فرکانس کاهیده به علت شتاب بالاتر، اثر بیشتری در تولید نیروی رانش دارد. همچنین با افزایش نسبت منظری درصد کمتری از بال تحت تأثیر جریان‌های برگشتی از نوک بال قرار می‌گیرند که این امر در افزایش نیروی رانش مؤثر است.

واژه‌های کلیدی: حرکت فراز و فرود، شبکه‌های دینامیکی، فرکانس کاهیده، دامنه نوسان، نسبت منظری.

Investigations of Oscillation Parameters and Effect of Aspect Ratio on Plunging Motion of Rigid Wing in MAVs Reynolds Numbers

A. Bagheri

Aerospace Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

M. H. Djavarehshkian

Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

Abstract

In this research, the plunging motion of wing in unsteady incompressible and laminar flow is simulated by a numerical method based on finite volume technique and using dynamic mesh. The effects of amplitude, reduced frequency and aspect ratio on the trust generation in MAVs and Fishes Reynolds number region, are investigated. For simulating this oscillating wing, dynamic mesh with rigid body motion is applied. The simulation results are compared with published data to confirm the validity of this research. In this simulation, the effect of reduced frequency, amplitude, their simultaneous effect of them and the effect of aspect ratios investigated. These simulations are in Reynolds 3000 and some aspect ratios, reduced frequencies and amplitudes. This simulation results show that by increasing reduced frequency and amplitude, relative angle of attack increases, which increase pressure difference around the wings. Results showed that increase in reduced frequency is of more importance than the increase in the amplitude because of more acceleration. Low aspect ratio of the wing has negative effect on the production of trust force due to backflow of wing tips.

Keywords: Plunging Motion, Dynamic Mesh, Reduced Frequency, Amplitude, Aspect Ratio Styles.

۱- مقدمه

الهام از این مشخصه‌ها، تلاش‌های بسیاری برای طراحی و ساخت وسایلی که با حرکت نوسانی جابجا می‌شوند، صورت گرفته است که به عنوان نمونه می‌توان به ربات‌های دلفای [۱]، پرنده هوشمند فستو [۲] و پرنده تدبیر [۳] اشاره نمود. لذا آیرودینامیک حرکت ریزپرنده‌ها^۴ که از حرکت نوسانی برای تولید رانش استفاده می‌کنند، بسیار مورد توجه محققین قرار گرفته و به موازات آن شبیه‌سازی عددی و بهینه‌سازی این نوع ریزپرنده‌ها به منظور دستیابی به بیشینه رانش و طراحی بهینه این وسایل، بسیار نقش پررنگی دارند. به تازگی نیز تلاش‌هایی در مورد استخراج نیرو از امواج دریا و باد توسط حرکت نوسانی بال صورت پذیرفته است [۴-۵] لذا بررسی حرکات نوسانی در استخراج بهینه نیرو از امواج دریا و بهینه کردن توربین‌های بادی نیز از اهمیت زیادی برخوردار است.

در طول تاریخ، بشر در تلاش بوده است تا با الگوگیری از حرکت پرنده‌گان رؤیای دیرین خود در پرواز را تحقق بخشد. اما بدون توان علمی و عملی کافی این تلاش‌ها با موفقیت همراه نبودند. با پیشرفت تکنولوژی و توان علمی در سالهای اخیر، شروع تازه‌ای در پرواز به وجود آمده است که هدف آن الگو گیری از حرکت پرنده‌گان است و بیشتر این تلاش‌ها معطوف به شبیه‌سازی حرکت حشرات و ماهی‌ها بوده که نوید دهنده ظهور وسایل پرنده جدید در آینده نزدیک است. مهم‌ترین مشخصه‌ای که از پرواز پرنده‌گان الهام می‌شود نوساناتی نظیر حرکت فراز و فرود^۱، پیچشی^۲، بال زدن^۳ بال‌های آن‌ها می‌باشد که از روش‌های متداول تولید نیرو در بسیاری از حیوانات است. به تازگی با

- 1 Plunging
- 2 Pitching
- 3 Flapping

^۴Micro Aerial Vehicle

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: javarehshkian@um.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۴/۰۴/۲۱

تاریخ پذیرش: ۹۴/۱۲/۱۵

به دلیل توانایی علمی پایین در کنترل و ساخت این نوع وسایل، تحقیقات در این زمینه تا اوایل قرن بیستم به تأخیر افتاد و در این بین بررسی‌های آزمایشگاهی اندکی بر روی این حرکت انجام شد و نتایج جالبی به دست آمد که چراغ راه محققان در آینده شد، فریموس [۶]، کوچ اصفهانی [۷] و لای و پلاتزر [۸] اولین تحقیقات آزمایشگاهی را در اواخر قرن بیستم انجام دادند.

در سال ۲۰۰۸ هیسکات و همکارانش به بررسی اثر انعطاف‌پذیری در راستای بال در حرکت فراز و فرود پرداختند. این آزمایش در تونل آب انجام شده است. برای این بررسی آنها از مقطع بال NACA0012 استفاده کردند و با قرار دادن میله‌هایی آهنی و آلومینیومی در راستای طول وتر و به حرکت در آوردن بال از ریشه آن، اثرات انعطاف‌پذیری را بررسی کردند. این بررسی به‌گونه‌ای انجام شده است که صفحه ریشه بال همانند صفحه تقارن عمل می‌کند [۹].

عمده تحقیقاتی که تاکنون به شبیه‌سازی ریز پرنده‌های بال زن پرداخته‌اند به بررسی اثرات دو بعدی اکتفا کرده‌اند. آنچه که در سال‌های اخیر بیشتر مورد توجه قرار گرفته، یافتن اثرات شکل بالواره نوسانی (مانند میزان ضخامت، محل بیشینه ضخامت، انحنا، انعطاف‌پذیری و ...) بر عملکرد آیرودینامیکی اجسام پرنده و گردابه‌های ایجاد شده ناشی از این حرکت می‌باشد. در سال ۱۳۹۲ باقری و همکاران به بررسی آیرودینامیکی و بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و نوسانی بالواره‌ها در حرکت فراز و فرود با روش پاسخ سطح پرداختند [۱۰].

در سال‌های اخیر با افزایش امکانات محاسباتی، امکان بررسی‌های سه بعدی بیش از پیش فراهم شده است. تحقیقاتی که تا کنون به بررسی سه بعدی حرکت فراز و فرود پرداخته‌اند، بیشتر به بررسی اثرات سیال-سازه و یا بررسی انعطاف‌پذیری محدود بوده‌اند و عده‌ای نیز شبیه‌سازی جریان و نحوه انتشار گردابه‌ها در این حرکت نوسانی را بررسی کرده‌اند. گوردنیر و همکارانش در سال ۲۰۱۳ به بررسی با دقت بالای اثرات آئروالاستیک بال بال‌زن با انعطاف‌پذیری در راستای بال در حرکت فراز و فرود، پرداختند. آنها دریافتند که انعطاف‌پذیری بهینه‌ای در حرکت فراز و فرود وجود دارد که در آن ضریب رانش بیشینه شده و این حد بهینه به حرکت در یک فاز انحراف نوک بال و حرکت ریشه بال مربوط است. آنها متوجه شدند که دقت‌های مرتبه بالای اثرات مذکور به خوبی جریان اطراف بال را شبیه‌سازی می‌کند اما در پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی تفاوت خاصی با دقت‌های پایین‌تر اثرات مذکور ندارند [۱۱]. چیماکورسی و همکارانش در سال ۲۰۰۹ اقدام به تهیه چارچوبی محاسباتی برای بررسی اثرات آئروالاستیکی ریز پرنده‌های بال‌زن پرداختند. افزایش فرکانس کاهیده، جابه‌جایی نوک بال را در بال انعطاف‌پذیر افزایش می‌دهد [۱۲]. در سال ۲۰۱۳ ویسبال و همکاران، تشکیل گردابه در یک بال با نسبت منظری پایین را بطور عددی و تجربی بررسی نمودند [۱۳].

در بیشتر تحقیقات انجام شده، شبیه‌سازی‌های حرکت فراز فرود در اعداد رینولدز بیش از ۱۰۰۰۰ بوده است و تاکنون به بررسی سه بعدی هم زمان فرکانس کاهیده و دامنه نوسان، در اعداد رینولدز ریز پرنده‌ها و ماهی‌ها پرداخته نشده است. همچنین تأثیر طول بال بر نیروی رانش کمتر مورد مطالعه قرار گرفته است. در این تحقیق علاوه بر اینکه فرکانس کاهیده و دامنه نوسان به طور مجزا و همزمان در رینولدز ۳۰۰۰ (محدوده ریز پرنده‌ها و ماهی‌ها) بررسی شده، تأثیر نسبت منظری بال بر نیروی رانش، مورد مطالعه قرار گرفته است.

۲- معادلات حاکم و شبکه‌های دینامیکی

حرکت فراز و فرود خالص، هم می‌تواند به صورت اجباری (پرواز پرندگان و ریز پرنده‌ها) و هم ناشی از نوسان سیال (تولید نیرو از جریان آب) باشد.

این نوع حرکت را می‌توان مطابق معادله (۱) به شکل نوسان سینوسی فرض نمود:

$$y(t) = h \sin(\omega * t) \quad (1)$$

که در این رابطه h دامنه نوسان، ω سرعت زاویه‌ای نوسان است. در این حرکت اعداد بی بعد رینولدز، استروهل، فرکانس کاهیده و دامنه نوسان بی بعد نقش مهمی ایفا می‌کنند. اعداد بی بعد رینولدز (Re) و استروهل (St) به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$Re = (U_{\infty} * c) / \nu \quad (2)$$

$$St = (2 * f * h) / U_{\infty} = (\omega * h) / (\pi * U_{\infty}) \quad (3)$$

در این روابط U لزجت سینماتیکی است که از تقسیم لزجت دینامیکی (μ) بر چگالی (ρ) به دست می‌آید. f فرکانس نوسان و U_{∞} سرعت جریان آزاد است.

دو عدد فرکانس کاهیده (K) و دامنه نوسان بی بعد (H)، اعداد بی بعد سینماتیکی حاکم بر جریان هستند و به ترتیب به صورت زیر تعریف می‌شوند:

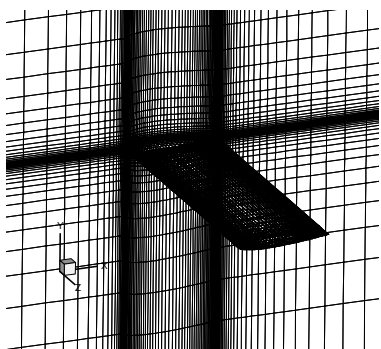
$$K = (\pi * f * c) / U_{\infty} = (\omega * c) / (2 * U_{\infty}) \quad (4)$$

$$H = h / c \quad (5)$$

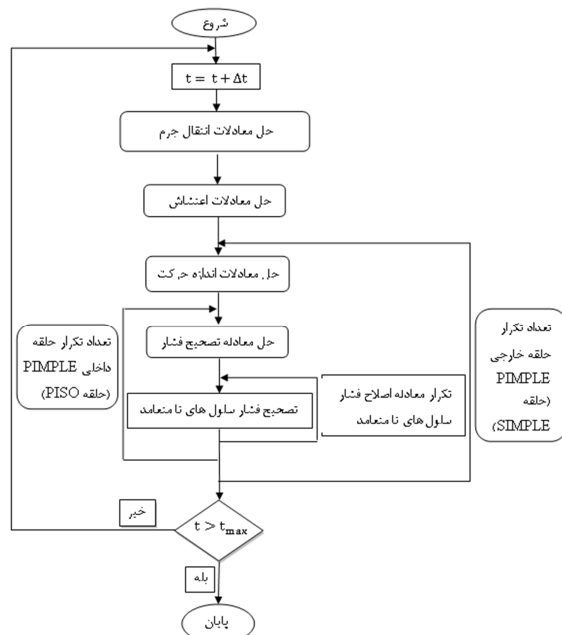
با قرار دادن سرعت جریان آزاد در رابطه (۴) و فرض معلوم بودن فرکانس کاهیده می‌توان، سرعت زاویه‌ای نوسان را محاسبه نمود. با داشتن سرعت فوق و دامنه نوسان و رابطه (۱) معادله حرکت به دست می‌آید که این معادله به بال اعمال می‌شود.

با معلوم بودن معادله حرکت، به منظور شبیه‌سازی عددی باید معادلات حاکم بر جریان حل شوند. در این پژوهش از روش عددی بر مبنای حجم محدود برای گسسته سازی معادلات حاکم استفاده گردیده است که در مرجع [۱۴] نحوه گسسته سازی این معادلات و شبکه‌های دینامیکی مفصلاً شرح داده شده‌اند.

در این تحقیق معادلات گسسته شده جریان با استفاده از الگوریتم جدید PIMPLE که ترکیبی از الگوریتم SIMPLE و PISO است حل شوند [۱۵]. الگوریتم PIMPLE از الگوریتم SIMPLE به عنوان حلقه خارجی جدید در الگوریتم PISO استفاده می‌کند. شکل ۱ نمودار الگوریتم PIMPLE در شبیه‌سازی بدون کنترل باقیمانده‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۱- الگوریتم PIMPLE در شبکه‌های دینامیکی [۱۴]



شکل ۲- ساختار حل شبکه محاسباتی در اطراف بال

ناحیه محاسباتی در راستای عمود بر بال به دو قسمت تقسیم شده است که قسمت نزدیک بال به همراه بال حرکت می‌کند و قسمت دورتر از بال ثابت در نظر گرفته شده است. علت این چیدمان شبکه، حفظ کیفیت شبکه در حین حرکت و کم کردن هزینه محاسبات است. در واقع با استفاده از این روش شبکه ریز اطراف بال به همراه آن جا به جا شده و معادلات فنی در این ناحیه حل نمی‌شود (شکل ۳). برای نیل بدین منظور از روش شبکه حجم محدود متحرک جسم صلب^۲ به همراه حرکت نوسانی خطی^۳ در نرم افزار open free استفاده شده است. خاطر نشان می‌شود که حفظ کیفیت شبکه و جلوگیری از پاشش شبکه یکی از بزرگترین چالش‌ها در شبکه‌های دینامیکی است.

در این شبیه‌سازی پس از ساخت شبکه، ابتدا^۱ برای شرایط تستی در حالت استاتیکی با اعمال شرایط مرزی جریان پایا شبیه‌سازی، سپس از نتایج همگرای این مرحله بعنوان شرایط اولیه برای حالت ناپایا استفاده شده است. در این مرحله پس از بررسی گام زمانی و شبکه مناسب، با تغییرات زمان، موقعیت شبکه (شبکه دینامیکی) با حرکت بال تغییر نموده و به گام بعدی رسیده می‌شود. در صورتیکه با افزایش زمان شبیه‌سازی، نتایج ضریب رانش بطور پریودیک تغییر نماید اجرای برنامه متوقف می‌گردد.

در این شبیه‌سازی فرض شده است که مبدا شروع حرکت بال از محور نوسان و به سمت بالا می‌باشد، در شکل ۴ نحوه حرکت در یک دوره زمانی نشان داده شده است. در این شکل نقاط A, B, و C به ترتیب نشان دهنده مسیر حرکت می‌باشد.

نکته ای که قبل از بررسی نتایج باید به آن توجه نمود این است که از آنجا که شروع حل در این شبیه‌سازی از حالت سکون است، بنابراین در نوسانات ابتدایی نتایج به دست آمده به حالت شبه پایای خود نرسیده و داده برداری بعد از گذشت چند نوسان باید صورت پذیرد. در این شبیه‌سازی به

در این پژوهش از روش کاملاً ضمنی پس‌گرا^۱ مرتبه دو به منظور گسسته سازی مولفه زمان استفاده شده است که به صورت زیر بیان می‌شود [۱۶]:

$$f(t, \phi(t)) = \frac{\partial \phi}{\partial t} \cong \frac{3\phi^{n+1} - 4\phi^n + \phi^{n-1}}{2\Delta t} \quad (5)$$

نرم افزار این مجموعه ای رایگان و منبع باز از روش های مختلف عددی است [۱۷] که قابلیت بالایی در پردازش موازی نسبت به نرم افزار های موجود دارد و شبیه‌سازی‌هایی با استفاده از بیش از هزار پردازنده با استفاده از این نرم افزار صورت گرفته است [۱۸] و در این تحقیق با استفاده از این نرم افزار و بکار بردن ۲۰ پردازنده برای انجام محاسبات استفاده شده است.

۳- نتایج و بررسی آنها

۳-۱- شرایط شبیه‌سازی و اعتبار سنجی

در این شبیه‌سازی از بالی با مقطع NACA0012 استفاده شده است و علت این انتخاب، استفاده از این بال در بسیاری از تحقیقات عددی [۱۱-۱۳] و آزمایشگاهی [۶، ۷ و ۹] است. بررسی فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و تأثیر نسبت منطری بال بر روی نیروی پیشران از نتایج بررسی شده در این قسمت می‌باشد.

ابتدا^۱ به منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی و گام زمانی چند شبیه‌سازی انجام سپس داده های استخراجی بمنظور اعتبار سنجی، با نتایج آزمایش تولن آب هیسکات [۹] در حرکت فراز و فرود خالص مورد مقایسه قرار گرفته است.

ابعاد ناحیه محاسباتی با توجه بررسی انجام شده بر روی استقلال نتایج از ناحیه محاسباتی در راستای جریان، عمود بر آن و در راستای بال به ترتیب ۲۶، ۱۵ و ۲۷ برابر وتر انتخاب شده و ناحیه نوک بال در بال های متفاوت در حدود ۴ برابر طول بال در نظر گرفته شده است. در سطوح ورودی، بالا، پایین و جانی انتهای بال ناحیه محاسباتی شرط مرزی سرعت جریان آزاد قرار داده شده است. در این شرط مرزی سرعت به عنوان شرط مرزی فیزیکی اعمال می‌شود و فشار به عنوان شرط مرزی عددی استخراج می‌شود. در خروجی، از فشار بعنوان شرط مرزی فیزیکی و از بقیه متغیرها بعنوان شرط مرزی عددی استفاده می‌شود. شرط مرزی تقارن در صفحه ریشه بال و عدم لغزش بر روی بال در نظر گرفته شده است. در شکل ۲ ساختار حل شبکه در اطراف بال نشان داده شده است.

²Solid Body Motion FvMesh

³Oscillating Linear Motion

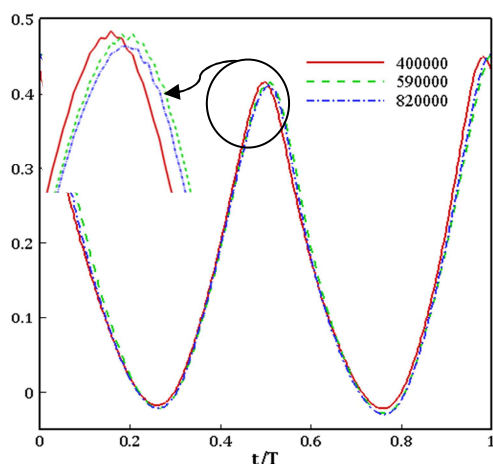
¹Backward

طور متوسط بعد از ۱۴ دوره نوسان، نتایج به حالت شبه پایای تکرار شونده خود می‌رسند.

بررسی اثر ریز کردن شبکه محاسباتی در روش حجم محدود برای بالی به طول ۳۰ سانتی متر و طول وتر ۱۰ سانتی متر در دامنه نوسان بی بعد ۰/۱۷۵ و فرکانس کاهیده ۱/۸۲ در رینولدز ۳۰۰۰۰، صورت پذیرفته است.



شکل ۳- قسمت های متحرک و ثابت شبکه محاسباتی

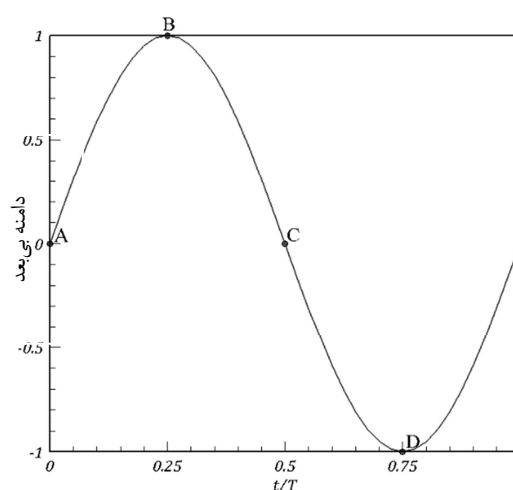


شکل ۵- ضریب رانش در شبکه‌های مختلف در بالی با فرکانس کاهیده ۱/۸۲ و دامنه نوسان بی بعد ۰/۱۷۵

زمانی از یک صدم دوره تا یک سیصدم مسیر منحنی قله تغییر نمی یابد و تنها مقدار آن بزرگتر می شود اما با ریز شدن گام زمانی، اگرچه بزرگی اندازه قله تغییری نمی کند اما مسیر منحنی نیروی رانش در نزدیکی اکسترمم نسبی عوض می شود این موضوع نشان دهنده این است که خطاهای عددی ناشی از ریزتر شدن گام زمانی افزایش یافته و دقت محاسبات کاهش می یابد. ریز شدن گام زمانی به یک پانصدم، باعث اختلاف بیشتر بین دو حالت اخیر می‌شود و بمعنی این است که از نقطه بهینه انتخاب گام زمانی دور می‌شود و خطای گرد کردن رو به افزایش می‌باشد.

برای بررسی صحت شبیه‌سازی، نتایج این شبیه‌سازی با شرایط تستی آزمایش تونل آب هیسکات [۹] مورد مقایسه قرار گرفت که در آن بالی با مقطع NACA0012 و طول وتر ۰/۱ متر و نسبت منظری ۳ در فرکانس کاهیده ۱/۸۲ و دامنه نوسان ۰/۱۷۵ سانتی متر و سرعت ۰/۳۰۱۴ و عدد رینولدز ۳۰۰۰۰ مورد بررسی قرار گرفته است. این موضوع با ملاحظه موارد بررسی شده در ابتدای این قسمت انجام گرفته است.

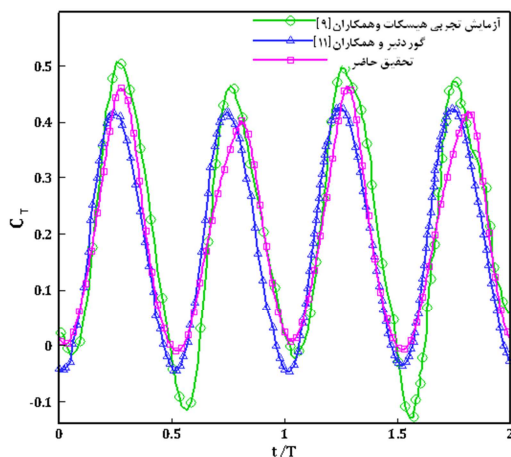
با مقایسه نتایج (شکل ۷) با شبیه‌سازی عددی منتشر شده (گوردنیر ۲۰۱۳ [۱۱]) مشاهده شد که شبیه‌سازی حاضر دقت نتایج را بسیار بهبود داده و موفق به شبیه‌سازی قله های متفاوت شده است امری که گوردنیر موفق به آن نشد. در جدول یک ضریب رانش میانگین سه منحنی شکل ۷ آورده شده است. لازم به ذکر است در گزارشات مربوط به آزمایش تجربی در حدود ۱۰ درصد خطای اندازه گیری ذکر شده است.



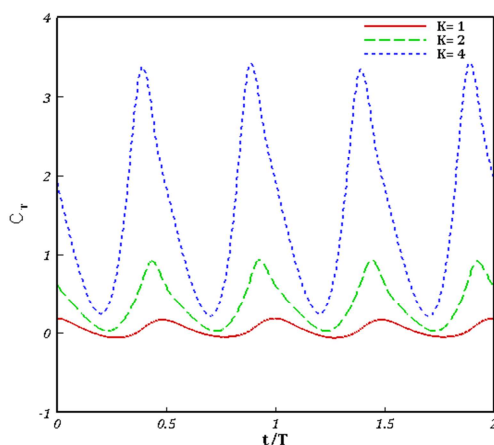
شکل ۴- نحوه حرکت فراز و فرود در یک دوره

شبکه در نواحی نزدیک به بال ریزتر در نظر گرفته شده و ارتفاع اولین سلول در راستای عمود بر وتر ۰/۰۰۰۲۲m است. شبکه‌هایی با تعداد سلول محاسباتی در حدود ۴۰۰۰۰، ۵۹۰۰۰ و ۸۳۰۰۰ مورد مطالعه قرار گرفتند. شکل ۵ تغییرات ضریب رانش را در یک دوره نوسان نشان می‌دهد، همانطور که مشاهده می‌شود با ریزتر شدن شبکه با وجود افزایش بسیار زیاد هزینه محاسبات دقت محاسبات افزایش چشمگیری ندارد. بنابراین به منظور بررسی نتایج از شبکه‌هایی با تعداد سلول هایی بین ۵۹۰۰۰ تا ۸۳۰۰۰ استفاده شده است که در بال ها با نسبت منظری های دیگر با توجه به اندازه آنها تعداد سلول ها تغییر کرده اما کیفیت شبکه ثابت نگه داشته شده است.

یکی دیگر از موضوعاتی که برای اطمینان از صحت محاسبات در شرایط ناپایا باید بررسی شود اثر اندازه گام زمانی در دقت محاسبات است. برای بررسی این موضوع تعداد گام زمانی در هر دوره نوسان مورد مطالعه قرار گرفت. برای این منظور ضریب رانش در بالی در شرایط ذکر شده در قسمت ۱-۳ مورد شبیه‌سازی قرار گرفت و گام زمانی به صورت نسبی از دوره نوسان



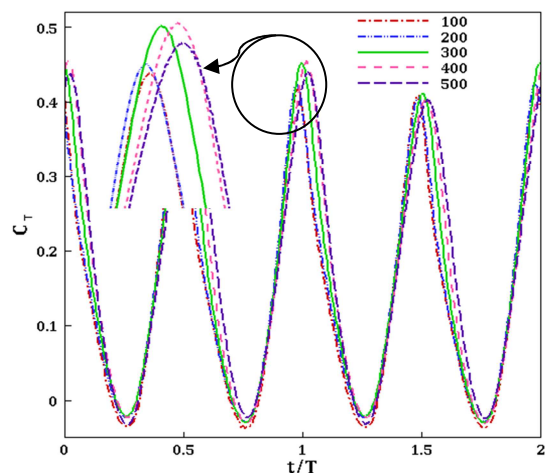
شکل ۷- ضریب رانش به دست آمده از شبیه‌سازی حاصل و داده‌های آزمایشگاهی [۹] و نتایج عددی منتشر شده [۱۱]



شکل ۸- اثر فرکانس کاهیده بر ضریب رانش لحظه‌ای

$$C_{Tmean} = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} C_T(t) dt \quad (۸)$$

همانطور که مشاهده می‌شود ضرایب رانش میانگین نیز با افزایش فرکانس کاهیده افزایش چشمگیری دارند و به این سبب افزایش فرکانس کاهیده امری مطلوب در حرکت نوسانی به شمار می‌رود. برای بررسی بیشتر تغییرات ضریب رانش با افزایش فرکانس کاهیده، توزیع فشار در اطراف ریشه بال در شکل ۹ در حالی با نسبت منظری ۳ و دامنه نوسان بی بعد اشاره شده و در فرکانس‌های کاهیده ۲ و ۴ در دو لحظه عبور از مبدا حرکت به سمت بالا و بالاترین دامنه نوسان، (به ترتیب نقاط A و B در شکل ۴) نشان داده شده‌اند.



شکل ۹- اثر اندازه گام‌زمانی در یک بال با فرکانس کاهیده ۱/۸۲ و دامنه نوسان بی‌بعد ۰/۱۷۵

جدول ۱- ضریب رانش میانگین سه منحنی شکل ۷

ضریب رانش میانگین	درصد خطا	
آزمایش هیسکات	۰/۲۱۰۱	
شبیه‌سازی گوردنیر	۰/۱۹۲۸۹	۸/۱۹۴
شبیه‌سازی حاضر	۰/۱۹۷۲۳	۶/۱۳

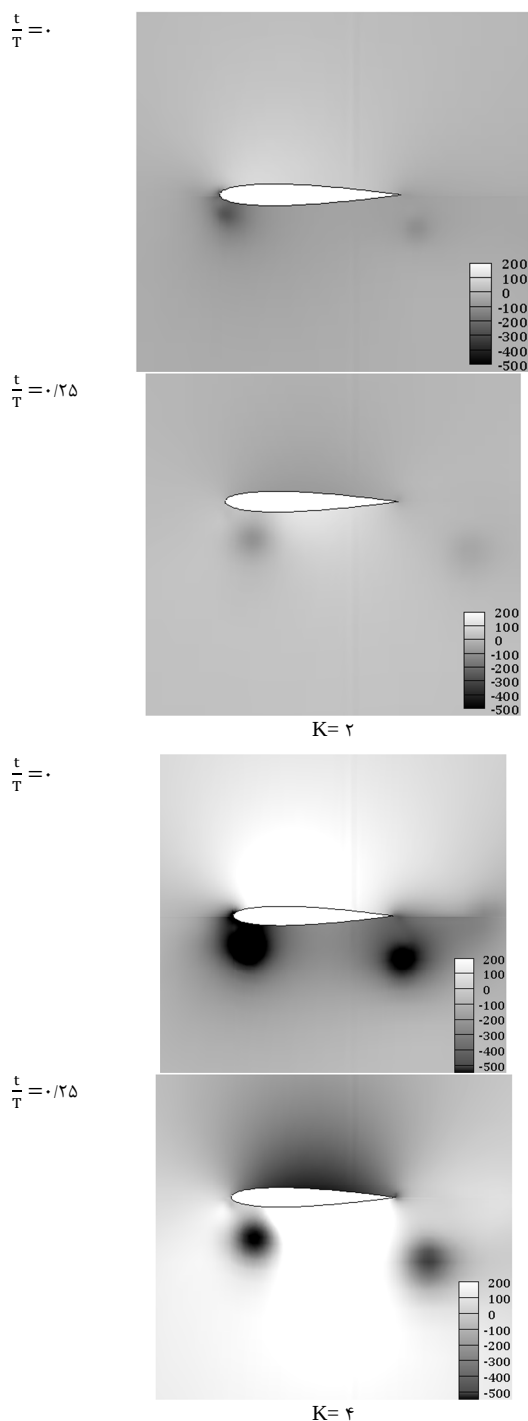
علت بهبود نتایج حاصل از این شبیه‌سازی را باید در استفاده از شبکه مستطیلی نسبت به شبکه دایروی (O) استفاده شده در تحقیق فوق جست. شبکه مستطیلی سازگاری بهتری با حرکت فراز و فرود داشته و کیفیت شبکه در حین حرکت تغییر نمی‌کند. ضمن آنکه در تحقیق گوردنیر از مدل گردابه‌های بزرگ استفاده شده است اما در این پژوهش جریان آرام در نظر گرفته شده و این موضوع نشان دهنده این است که رژیم جریان به جریان آرام نزدیک‌تر از نوع آشفتگی می‌باشد. این رژیم در پژوهش‌های بسیاری [۱۲ و ۱۳] جزء ناحیه آرام شناخته شده است.

۳-۲- بررسی اثر فرکانس کاهیده

به منظور بررسی اثر فرکانس کاهیده در عدد رینولدز ۳۰۰۰، سرعت جریان آزاد ۰/۳۰۱۴ دامنه نوسان بی بعد ۰/۲۵ در فرکانس‌های ۱، ۲ و ۴ برای طول بال با نسبت منظری ۳ انتخاب شده است. در شکل ۸ اثر فرکانس کاهیده بر ضریب رانش لحظه‌ای در دو دوره نوسان رسم شده است. ضریب رانش در واقع منفی نیروی پسا است که از رابطه (۷) به دست می‌آید.

$$C_T = -C_D = -\frac{D}{0.5 * \rho * U^2 cb} \quad (۷)$$

همانطور که مشاهده می‌شود افزایش فرکانس کاهیده، اثر بسیار چشمگیری در ضریب رانش لحظه‌ای دارد. جدول ۲ ضرایب رانش میانگین مطابق موارد اشاره شده بالا بر طبق رابطه (۸) در دو دوره نوسان نشان داده شده است.



شکل ۹- کانتور توزیع فشار در ریشه بال در دو فرکانس کاهیده ۲ و ۴ در دو لحظه عبور از مبدا حرکت به سمت بالا ($t/T = 0$)، بالاترین دامنه نوسان ($t/T = 0.25$)

جدول ۲- تغییرات ضرایب رانش متوسط بر اساس فرکانس کاهیده

K	Ct	درصد افزایش
۱	۰.۰۴۴۶	۰
۲	۰.۳۷۳۹	۷۳۸
۴	۱.۴۹۹۷	۳۲۶۳

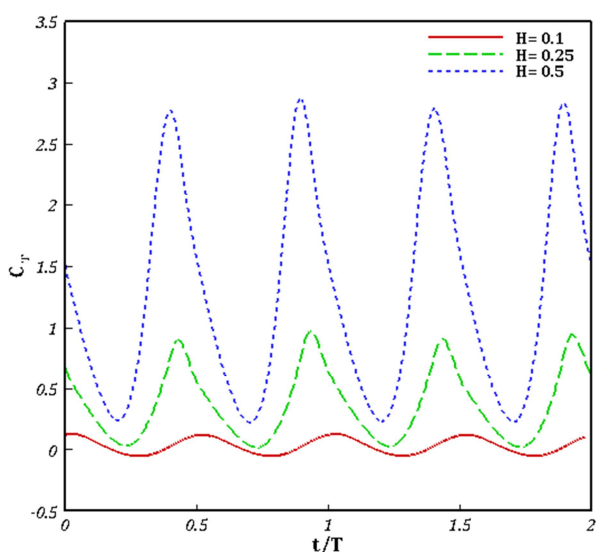
همانطور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود در فرکانس کاهیده بیشتر افت فشار در اطراف بال بیشتر است. علت افزایش اختلاف فشار و یا ایجاد فشار های منفی بزرگتر در اطراف بال با افزایش فرکانس کاهیده را باید در تغییر سرعت حرکت بال جست. با افزایش فرکانس کاهیده، بال در مسافت یکسان، باید با سرعت بیشتری حرکت کند و در نتیجه ناحیه کم فشار ناشی از حرکت بال تقویت شده و منجر به افزایش اختلاف فشار می‌شود. در واقع افزایش سرعت حرکت بال منجر به افزایش زاویه حمله نسبی (شکل ۱۰) شده و افزایش زاویه حمله باعث افزایش اختلاف فشار ها می‌گردد.

۳-۳- بررسی اثر دامنه نوسان

یکی دیگر از پارامترهای سینماتیکی مهم در این نوع از حرکت بال، دامنه نوسان است که در این قسمت به آن پرداخته شده است. برای این منظور سه دامنه نوسان بی بعد ۰/۱، ۰/۲۵ و ۰/۵ را در فرکانس کاهیده ۲ در اعداد رینولدز ۳۰۰۰ و نسبت منظری ۳ مورد بررسی قرار گرفته اند.



شکل ۱۰- طرحواره ایجاد زاویه حمله نسبی در حرکت فراز و فرود (v' سرعت برخورد سیال به جسم یا همان سرعت حرکت جسم است)

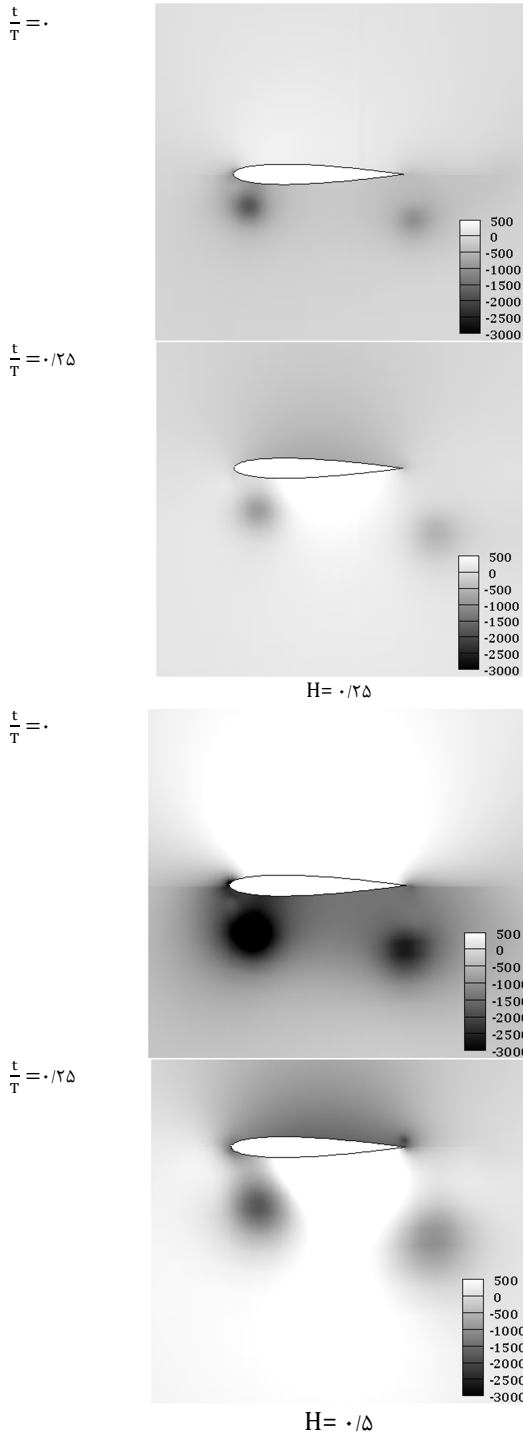


شکل ۱۱- اثر دامنه نوسان بر ضریب رانش لحظه ای

در شکل ۱۱ اثر دامنه نوسان بر ضریب رانش لحظه ای در دو دوره نوسان رسم شده است و در جدول ۳ ضرایب رانش میانگین در موارد مورد بررسی در این قسمت آورده شده است. همانند اثر فرکانس کاهیده، افزایش دامنه نوسان نیز باعث افزایش ضریب رانش میانگین می‌شود.

جدول ۳- تغییرات ضرایب رانش متوسط بر اساس دامنه نوسان

H	Ct	درصد افزایش
۰/۱	۰.۰۲۹۳	۰
۰/۲۵	۰.۳۷۳۹	۱۱۷۶
۰/۵	۱.۲۶۱۹	۴۲۰۷



شکل ۱۲- کانتور توزیع فشار در ریشه بال در دو دامنه نوسان بی بعد ۰/۲۵ و ۰/۵ در دو لحظه عبور از مبدأ حرکت به سمت بالا

برای بررسی بیشتر تغییرات ضریب رانش با افزایش دامنه نوسان توزیع فشار در اطراف ریشه بال و در فرکانس کاهیده ۴ و عدد رینولدز ۳۰۰۰ و دامنه نوسان بی بعد ۰/۲۵ و ۰/۵ در شکل ۱۲ در دو لحظه عبور از مبدأ حرکت به سمت بالا و بالاترین دامنه نوسان (به ترتیب نقاط A و B در شکل ۴) نشان داده شده اند. همانطور که در شکل مشاهده می شود با افزایش دامنه نوسان، افت فشار در اطراف بال بسیار بیشتر می شود. علت افزایش اختلاف فشار و یا ایجاد فشارهای منفی بزرگتر در اطراف بال با افزایش دامنه نوسان را باید در افزایش سرعت حرکت بال جست. با افزایش پارامتر فوق، بال در زمان یکسان، باید با سرعت بیشتری حرکت کند و در نتیجه ناحیه کم فشار ناشی از حرکت بال تقویت شده و منجر به افزایش اختلاف فشار می شود. در واقع افزایش سرعت حرکت بال منجر به زیاد شدن زاویه حمله نسبی (شکل ۱۰) در هر لحظه می شود و به طبع آن، باعث افزایش اختلاف فشارها می گردد.

۳-۴- بررسی همزمان فرکانس کاهیده و دامنه نوسان

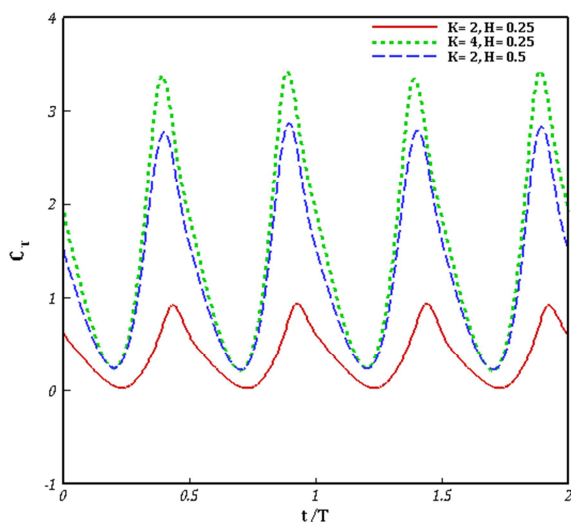
در شکل ۱۳ اثر دامنه و فرکانس کاهیده بر ضریب رانش با یکدیگر مقایسه شده اند. همانطور که در جدول ۴ نیز مشاهده می شود افزایش ضریب رانش ناشی از افزایش فرکانس کاهیده بیشتر از دامنه نوسان است. از آنجا که سرعت حرکت در هر دو حالت یکسان است و از رابطه (۹) به دست می آید، در نتیجه زاویه حمله نسبی ایجاد شده در حین حرکت در هر دو حالت یکسان است، بنابراین می بایست علت این اختلاف را در عامل دیگری جست.

$$y' = h * \omega * \cos(\omega t) \quad (9)$$

به نظر می رسد علت این اختلاف در تفاوت شتاب حرکت در دو حالت است. شتاب حرکت مطابق رابطه (۱۰) به دست می آید، در حالتی که فرکانس کاهیده دو برابر شده، شتاب چهار برابر افزایش یافته، اما با دو برابر شدن دامنه نوسان شتاب نیز به همان اندازه افزایش می یابد. شتاب بیشتر بدین معناست که برای به حرکت در آوردن جسم باید نیروی بیشتری صرف شود و در نتیجه به سیال نیز نیروی بیشتری وارد می شود.

جدول ۴- میانگین ضریب رانش در دو دوره نوسان در دامنه و

فرکانس های متفاوت		
K, H	Ct	درصد افزایش
۰/۲۵, H=۲K=	۰/۳۷۳۹	0
۰/۵, H=۲K=	۱/۲۶۱۹	۲۳۷/۵
۰/۲۵, H=۴K=	۱/۴۹۹۷	۳۰۱/۱



شکل ۱۳- تغییرات ضریب رانش در دو دوره نوسان در دامنه و فرکانس های متفاوت در بالی با نسبت منطری ۳

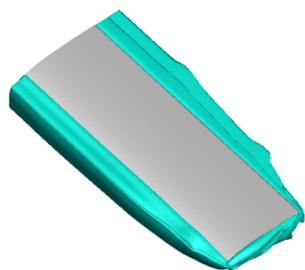
انرژی داده شده به سیال در این حالت بیشتر شده و در نتیجه سیال سریعتر جا به جا می شود و این جا به جایی سریع تر عامل تغییر فشار بیشتر و در نتیجه آن، تولید نیروی رانش بیشتر با افزایش فرکانس کاهیده است.

$$a = -h * \omega^2 * \sin(\omega t) \quad (10)$$

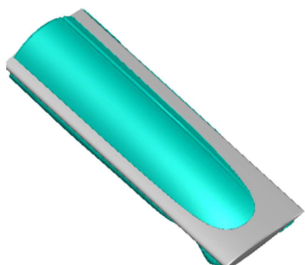
۳-۶- بررسی اثر طول بال

یکی دیگر از دستاوردهای این پژوهش، بررسی اثر طول بال بر روی ضریب رانش تولیدی در حرکت فراز و فرود است. بدین منظور ۴ بال با طول وتر ۱۰ سانتی متر و با نسبت منطری های ۱، ۲، ۳ و ۴ در عدد رینولدز ۳۰۰۰، دامنه نوسان بی بعد ۰/۲۵ و فرکانس کاهیده ۱ مورد بررسی قرار گرفته اند. در شکل ۱۴ سطوح هم فشار (در داخل این سطوح فشار کمتر از بیرون آنها است) ۱۰۰- پاسگال در لحظات مختلف نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود در نوک بال فشار از ناحیه پرفشار به ناحیه کم فشار حرکت کرده است و جریان بر روی جسم تحت تأثیر این جابه جایی قرار گرفته است. در شکل ۱۵ اثر طول بال بر ضریب رانش لحظه ای و در شکل ۱۶ همین اثر بر ضریب رانش متوسط در شرایط فوق نشان داده شده است.

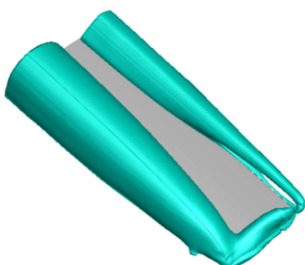
$$\frac{t}{T} = 0$$



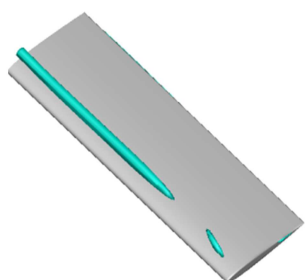
$$\frac{t}{T} = 0.25$$



$$\frac{t}{T} = 0.5$$



$$\frac{t}{T} = 0.75$$



شکل ۱۴- سطوح هم فشار ۱۰۰- پاسگال در چهار لحظه عبور از مبدا حرکت به سمت بالا ($\frac{t}{T} = 0$)، بالاترین دامنه نوسان ($\frac{t}{T} = 0.25$)، عبور از مبدا به سمت پایین ($\frac{t}{T} = 0.5$) و پایین ترین دامنه حرکت ($\frac{t}{T} = 0.75$)

کاهش نیروی رانش می‌شود و امری دلخواه به شمار نمی‌رود. به منظور بررسی بهتر این موضوع، تصویر خطوط جریان بر مقطع ۳۰٪ وتر بال بر روی بال هایی با نسبت منظری ۱ و ۲ در لحظه عبور از مبدا به سمت بالا، در شکل ۱۷ رسم شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش طول بال درصد کمتری از سطح بال تحت تأثیر تغییر فشار در انتهای بال قرار می‌گیرد.

۴- نتیجه گیری

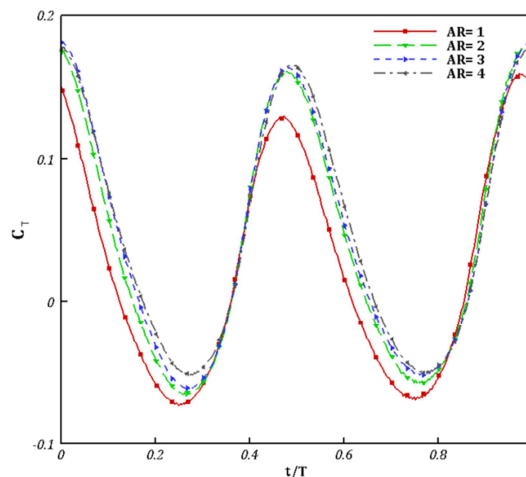
در این تحقیق با استفاده از یک روش عددی بر مبنای حجم محدود و الگوریتم فشار مبنا و کاربرد شبکه‌های دینامیکی به شبیه‌سازی عددی سه بعدی جریان سیال ناپایای غیرقابل تراکم و آرام در اطراف بال نوسانی با مقطع NACA0012، پرداخته شده است. در این پژوهش شبیه‌سازی جریان و پارامترهای نوسانی بر روی بال در محدوده رینولدز ریزپرنده‌ها انجام شده است. این شبیه‌سازی در عدد رینولدز ۳۰۰۰ و در نسبت منظری های ۱، ۲، ۳ و ۴ در فرکانس کاهیده های ۱، ۲، ۴ و دامنه های نوسان بی بعد ۰/۱، ۰/۲۵ و ۰/۵ انجام شده است. نکات اصلی حاصل از این پژوهش عبارتند از: ۱- تغییر فرکانس کاهیده در محدوده رینولدز ریزپرنده‌ها، اثر بسیار چشمگیری در تولید نیروی رانش دارد و با بالا رفتن فرکانس کاهیده نیروی رانش افزایش زیادی می‌یابد که تغییر ضریب رانش با تغییر فرکانس کاهیده، ناشی از افزایش زاویه حمله نسبی می‌باشد. ۲- دامنه نوسان در این محدوده رینولدز نیز اثری همانند اثر فرکانس کاهیده دارد. ۳- در بین فرکانس کاهیده و دامنه نوسان در رینولدز مذکور، تغییرات فرکانس نسبت به دامنه نوسان، اثر بیشتری در تولید نیروی رانش دارد. علت این پدیده، تفاوت در شتاب حرکت در دو حالت است، شتاب با توان دو فرکانس متناسب است، اما با دامنه رابطه مستقیم دارد. شتاب بیشتر به معنای اعمال نیروی بیشتری به سیال است، بنابر این سیال سریعتر جابه‌جا می‌شود و این جا به جایی سریع تر، عامل تغییر فشار بیشتر و در نتیجه، تولید نیروی رانش بیشتر است. ۴- در مجموع یک سیکل نوسان، شدت جریان در لبه بال، با توجه به اختلاف فشار در بالا و پایین آن، متفاوت می‌باشد و بیشترین شدت جریان در گذر از مبدا حرکت پدید می‌آید که توزیع فشار بر روی بال را دستخوش تغییرات می‌کند ۵- با افزایش نسبت منظری، تغییرات ضریب رانش در نسبت منظری های کم، بیشتر بوده و علت آن این است که درصد کمتری از بال در نسبت منظری های بزرگتر تحت تأثیر جریان های برگشتی از نوک بال قرار می‌گیرند، که این امر در افزایش نیروی رانش مؤثر است.

۵- تشکر و قدردانی

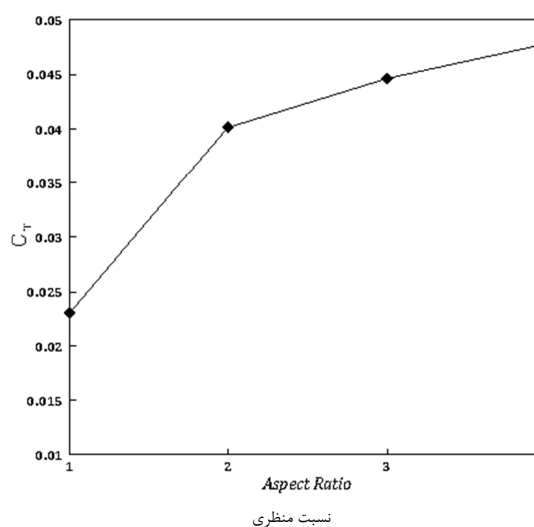
با توجه به اینکه قسمت عمده این شبیه‌سازی در آزمایشگاه پردازش موازی گروه مکانیک-گرایش هوافضا دانشگاه فردوسی مشهد انجام شده است بدین وسیله از مدیریت محترم این آزمایشگاه تشکر و قدردانی می‌شود.

۶- مراجع

- [1] De Clercq K. M., De Kat R., Remes B., Van Oudheusden B. W. and Bijl H., Flow visualization and force measurements on a hovering flapping-wing MAV'DelFly II', 39th AIAA Fluid Dynamics Conference, pp. 22-25, 2009.
- [2] Paranjape A. A., Dorothy M. R., Chung S. -J., and Lee K. D., A Flight Mechanics-Centric Review of Bird-Scale Flapping Flight, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 13, pp. 267-281, 2012.
- [3] Pourtakdoust SH., S. Karimian Ali Abadi, K. Mazaheri and A. Ebrahimi, Experimental analysis of a aeroelastic flapping bird's and



شکل ۱۵- اثر طول بال بر ضریب رانش لحظه ای

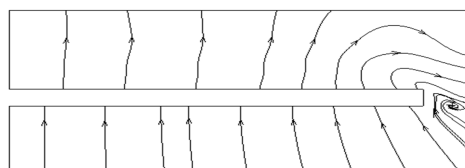


شکل ۱۶- اثر طول بال بر ضریب رانش متوسط

همانطور که در شکل های ۱۵ و ۱۶ مشاهده می‌شود با افزایش نسبت منظری ضریب رانش افزایش چشمگیری در نسبت منظری های کم دارد. علت این موضوع را باید در میزان اثر پذیری جریان از جریان های برگشتی نوک بال جست‌وجو کرد. در طول بال بزرگتر سطح کمتری از بال تحت تأثیر جریان های برگشتی نوک بال قرار گرفته و فشار در نواحی کمتری از بال تحت تأثیر فشار نوک بال قرار می‌گیرد.



AR= ۱



AR= ۲

شکل ۱۷- خطوط جریان در محل بیشینه ضخامت در بال هایی با نسبت منظری ۱ و ۲ در گذر از مبدا به سمت بالا

عبور جریان از انتهای بال از ناحیه پرفشار به ناحیه کم فشار باعث افزایش فشار در ناحیه کم فشار به خصوص در قسمت لبه حمله شده و این امر سبب

- derivation of the extension curves, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 14, No. 1, pp 13-25, 2012. . (In Persian)
- [4] Kinsey GT., Dumas G., Lalande J., Ruel A., Méhut, P. Viarouge, J. Lemay, and Y. Jean, Prototype testing of a hydrokinetic turbine based on oscillating hydrofoils, *Renewable Energy*, vol. 36, pp. 1710-1718, 2011.
- [5] P. T. Ltd. (2011). <http://www.pulsetidal.com>, 2014/3.
- [6] Freymuth P., Propulsive vortical signatures of plunging and pitching airfoils, in *AIAA, Aerospace Sciences Meeting*, 26 th, Reno, NV, 1988.
- [7] Koochesfahani M. M., Vortical patterns in the wake of an oscillating airfoil, *AIAA journal*, Vol. 27, 1989.
- [8] Lai J. and Platzer M., Jet characteristics of a plunging airfoil, *AIAA journal*, vol. 37, 1999.
- [9] Heathcote S., Wang Z., and Gursul I., Effect of spanwise flexibility on flapping wing propulsion, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, pp. 183-199, 2008.
- [10] Bagheri A., Esmaeli A., Djavareshkian MH., Zamanifard AM., Aerodynamic investigation and optimization of airfoil geometry and oscillation parameters in the plunging motion using RSM, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 16, pp. 101-111, 2015. (In Persian)
- [11] R. E. Gordnier, S. Kumar Chimakurthi, C. E. S. Cesnik, and P. J. Attar, High-fidelity aeroelastic computations of a flapping wing with spanwise flexibility, *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 40, pp. 86-104, 2013.
- [12] Chimakurthi S. K., Tang J., Palacios R., Cesnik C. E. S., and Shyy W., Computational aeroelasticity framework for analyzing flapping wing micro air vehicles, *AIAA journal*, vol. 47, pp. 1865-1878, 2009.
- [13] Visbal M., Yilmaz T. O. and Rockwell D., Three-dimensional vortex formation on a heaving low-aspect-ratio wing: Computations and experiments, *Journal of Fluids and Structures*, 2013.
- [14] Bagheri A., *Three Dimensional Simulation of Plunging Wing With OpenFOAM*, MSc Thesis, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University, Mashhad, 2014. (In Persian)
- [15] github.com/OpenFOAM/OpenFOAM-2.0.x/tree/master/applications/solvers/incompressible/pimpleFoam, 2014.
- [16] Wülbaut T. and Deconinck H., *Improving Monotonicity of the 2 nd Order Backward Difference Time Integration Scheme by Temporal Limiting*, *Computational Fluid Dynamics 2008*, ed: Springer, pp. 733-738, 2009.
- [17] Sarreshtehdari A., Varedy SR., *heat transfer and fluid flow modeling by OpenFOAM*, Shahrood industrial University Press, 2012. (In Persian)
- [18] www.openfoam.org/features/parallel-computing.php, 2014/3.