



**زیربرنامه:**

Defin\_BoundPoint\_Displac\_3D

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| **توسعه دهندگان** | مرتضی نامور |  |
| مجید ولی خانی |  |
| **تهیه کنندگان مستند** | مجید ولی خانی | |
| **تاییدکنندگان** | مرتضی نامور | |
| **تاریخ تنظیم سند** | 5/4/1396 | |
| **شناسه سند** |  | |
| **زبان برنامه‌نویسی** | **Fortran 90** | |

1. وظایف

در این زیربرنامه میزان جابجایی نقاط مرز دیوار با توجه به شماره آزمایش و میزان گام زمانی تعیین می­شود.

1. توضیحات و تئوری

در تست­های آزمایشگاهی انجام شده بر روی ایرفویل متحرک جابجایی­های مختلفی اعمال و بررسی شده است، در اکثر موارد جابجایی­ها بصورت نوسانی می­باشند. نوسان­ها ممکن است بصورت دورانی یا جابجایی خطی و یا ترکیبی باشد و هر یک ممکن است دامنه و فرکانس متفاوتی داشته باشند. در این زیر برنامه جابجایی تعدادی تست آزمایشگاهی انجام شده بر روی ایرفویل NACA0012 و NACA64A01 در نظر گرفته شده است تا نتایج عددی کد ALE تدوین شده با نتایج تجربی هر یک از تست کیس­ها مقایسه و میزان دقت حلگر عددی در شبیه سازی آیرودینامیک اجسام متحرک را تعیین نمود.

تعدادی از آزمایش­های استاندارد انجام شده در زمینه آیرودینامیک اجسام متحرک که پدیده­های مختلف آیرودینامیکی در آن­ها وجود دارد، جهت اطمینان از صحت پیاده سازی برنامه و همچنین سنجش توانایی آن بررسی خواهد شد. آزمایش­های استفاده شده بطور خلاصه مطابق با ‏جدول (1) می­باشد. آزمایش­ها به گونه­ای انتخاب شده اند که طیف نسبتاً وسیعی از اعداد ماخ و جابجایی با شکل و اندازه­های مختلف را در بر گیرد.

1. آزمایش­های استاندارد آیرودینامیک اجسام متحرک

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **شماره** | **هندسه** | **عدد ماخ** | **زاویه حمله متوسط** | **شماره مرجع** | **نوع حرکت مرزها** |
| 2M1 | ایرفویل NACA0012 | 0.60 | 2.89 | [1] | حرکت دورانی نوسانی  Pitching |
| 2M2 | ایرفویل NACA0012 | 0.755 | 0.016 | [1] | حرکت دورانی نوسانی  Pitching |
| 2M3 | ایرفویل NACA64A010 | 0.80 | 0.00 | [2] | حرکت دورانی نوسانی  Pitching |
| 2M4 | ایرفویل NACA0012 | 0.30 | -0.03 | [1] | حرکت دورانی رمپ  Ramp |
| 2M5 | ایرفویل NACA0012 | 0.10 | 0.00 | [3] | حرکت خطی نوسانی  Plunging |
| 2M6 | ایرفویل NACA0012 | 0.05 | 0.00 | [3] | حرکت خطی نوسانی  Plunging |
| 2M7 | ایرفویل NACA0012 | 0.30 | 0.00 | [4] | حرکت خطی نوسانی  Plunging |

* 1. آزمایش­های حرکت دورانی نوسانی

حرکت دورانی نوسانی با استفاده از رابطه ‏(1) حول یک چهارم کورد (0.25C) تعریف شده است. در ‏جدول (2) مشخصات کامل حرکت ایرفویل در آزمایش­های 2M1 تا 2M3 ارائه شده است.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

باتوجه به اینکه معادلات حاکم در حل عددی به صورت بی بعد شده مورد استفاده قرار می­گیرد، بنابراین فرکانس نوسانات با استفاده از بی بعد سازی بصورت رابطه محاسبه می­شود.

1. عدد رینولدز و مشخصات حرکت ایرفویل در آزمایش­های دورانی نوسانی

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **شماره** | **عدد رینولدز** | **زاویه حمله متوسط** | **زاویه حمله نوسانی** | **فرکانس کاهیده** | **فرکانس نوسان** |
| 2M1 |  | 2.89 | 2.41 | 0.0808 | 50.32 |
| 2M2 |  | 0.016 | 2.51 | 0.0814 | 62.5 |
| 2M3 |  | 0.00 | 1.01 | 0.2020 | 34.4 |

* 1. آزمایش حرکت دورانی رمپ

حرکت رمپ با رابطه ‏(2) حول یک چهارم کورد (0.25C) تعریف شده است. آزمایش با استفاده از ایرفویل با طول کورد انجام شده است. در ‏جدول (3) مشخصات کامل حرکت دورانی رمپ ایرفویل در آزمایش 2M4 ارائه شده است.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

باتوجه به اینکه معادلات حاکم در حل عددی به صورت بی بعد شده مورد استفاده قرار می­گیرد، بنابراین نرخ تغییر زاویه حمله با استفاده از بی بعد سازی بصورت رابطه محاسبه می­شود. سرعت صوت گاز حین آزمایش با استفاده از رابطه برابر با  *محاسبه می­شود در نتیجه نرخ تغییر زاویه حمله بی بعد شده برابر با در محاسبات عددی مورد استفاده قرار می­گیرد.*

1. عدد رینولدز و مشخصات حرکت ایرفویل در آزمایش­ حرکت رمپ Ramp

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **شماره** | **عدد رینولدز** | **زاویه حمله اولیه** | **زاویه حمله ثانویه** | **مقدار تقریبی** |  |  |
| 2M4 |  | -0.03 | 15.54 | 1280 | 0.02545 | 1.45818 |

* 1. آزمایش حرکت خطی نوسانی

حرکت خطی نوسانی برای آزمایش­های شماره 2M5 و 2M6 بصورت رابطه ‏(3) و برای آزمایش شماره 2M7 بصورت رابطه ‏(4) تعریف شده است.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |

در حرکت خطی نوسانی بردار سرعت جابجایی ایرفویل به بردار سرعت جریان آزاد اضافه می­شود و باعث ایجاد زاویه حمله القایی می­شود. زاویه حمله القایی ایرفویل در هر لحظه از حرکت خطی نوسانی بصورت رابطه ‏(5) محاسبه می­شود [3].

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

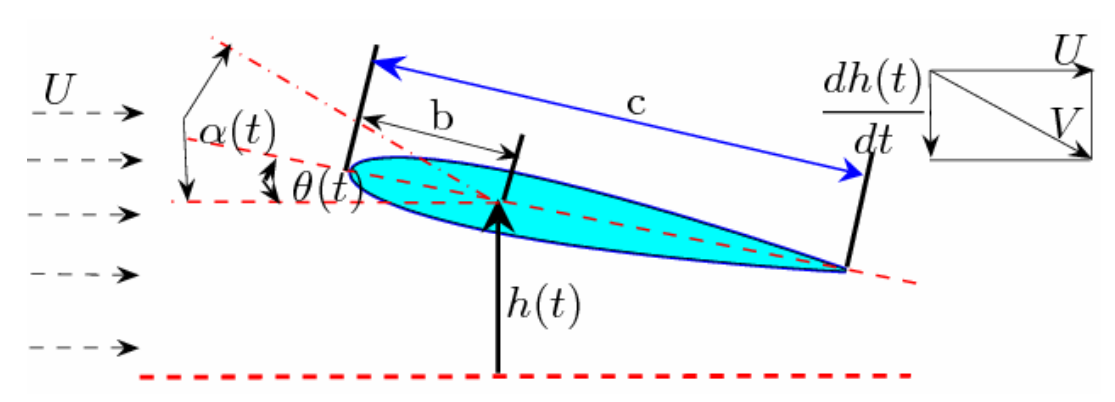
در ‏جدول (4) مشخصات کامل حرکت ایرفویل در آزمایش­های 2M5 تا 2M7 ارائه شده است. در این قسمت نیز فرکانس نوسانات با استفاده از بی بعد سازی بصورت رابطه محاسبه می­شود.

1. عدد رینولدز و مشخصات حرکت ایرفویل در آزمایش­های خطی نوسانی

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| **شماره** | **عدد رینولدز** | **زاویه حمله اولیه** | **دامنه نوسان** | **فرکانس کاهیده** |
| 2M5 |  | 0.0 | 0.0125 | 4.0 |
| 2M6 |  | 0.0 | 0.0125 | 4.0 |
| 2M7 |  | 0.0 | 0.10 | 1.5 |

در حالت کلی شماتیک حرکت­های Pitching و Plunging بصورت ترکیبی مطابق ‏شکل (1) می باشد. زاویه حمله سینماتیکی ایرفویل می­باشد که با استفاده از رابطه ‏(6) محاسبه می­شود. با توجه به رابطه ‏(6) زاویه حمله سینماتیکی از جمع زاویه حمله حرکت دورانی (Pitching) که با نشان داده می­شود و زاویه حمله القایی حرکت خطی عمود بر راستای جریان (Plunging) که با نشان داده می­شود، بدست می­آید.

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |



1. شماتیکی از حرکت ترکیبی دورانی و خطی ایرفویل[5]
2. بخش‌های زیربرنامه

در این قسمت، توضیح تمامی بخش‌های زیربرنامه، مطابق شماره‌گذاری انجام شده در متن برنامه کامپیوتری ارائه شده است.

1. مقدار دهی اولیه صفر به آرایه های جابجایی نقاط

در ابتدای این زیر برنامه میزان جابجایی نقاط با صفر مقدار دهی اولیه می­شوند و در ادامه­ی این زیر برنامه با توجه به نوع تست کیس و گام زمانی شبیه سازی مقدار جابجایی مرزهای متحرک در هر گام جابجایی مشخص می­شود.

1. محاسبه و ذخیره عدد پی

عدد پی در پارامتر محلی PI ذخیره می­شود و برای تبدیل واحد زاویه از درجه به رادیان و بالعکس مورد استفاده قرار می­گیرد.

\* در ادامه مراحل 3 تا 13 تقریبا بطور مشابه در هر تست کیس استفاده شده است بنابراین از تکرار توضیحات صرف نظر شده است.

1. اعمال جابجایی تست کیس مورد نظر

با توجه به شماره تست کیس جابجایی نقاط مرز متحرک (ایرفویل) محاسبه و ذخیره می­شود.

1. ذخیره مرکز دوران

در صورتی که جابجایی مورد نظر بصورت دورانی باشد نیاز است که مرکز دوران آن مشخص باشد. در اغلب مسائل مرکز دوران در فاصله کورد از لبه حمله ایرفویل می­باشد و با توجه به موقعیت ایرفویل در شبکه مختصات این نقطه در متغیرهای و ذخیره می­شود.

1. تعریف مشخصات جابجایی

اگر حرکت مرز بصورت Pitching باشد در این قسمت حداکثر زاویه دوران و فرکانس نوسان (فرکانس کاهیده) تعریف می شود. اگر حرکت مرز بصورت Ramp باشد در این قسمت حداکثر زاویه دوران و سرعت دوران تعریف می شود. اگر حرکت مرز بصورت Plunging باشد دامنه نوسان و فرکانس نوسان (فرکانس کاهیده) در این قسمت تعریف می­شود.

1. تعیین میزان جابجایی ایرفویل

میزان دوران به رادیان یا میزان جابجایی خطی ایرفول با توجه به شماره تست کیس به وسیله یکی از روابط ‏(1) تا ‏(4) تعیین می­شود.

1. اعمال جابجایی ایرفویل بر نقاط مرزی

پس از مشخص شدن میزان جابجایی ایرفویل از مرحله قبل میزان جابجایی تک تک نقاط مرزی محاسبه و در آرایه مربوطه ذخیره می شود. به همین دلیل حلقه­ای برای فراخوانی اضلاع مرزی ایجاد می­شود.

1. ذخیره شماره نقطه مرزی در متغیر P1

شماره اولین نقطه از هر ضلع مرزی در متغیر محلی P1 ذخیره می­شود.

1. محاسبه بردار نقطه مرزی با ابتدای مرکز دوران

در مسائلی که جابجایی مرز بصورت دورانی می باشد، برداری که ابتدای آن مرکز دوران و انتهای آن مختصات نقطه مرزی است محاسبه و در متغیرهای محلی X\_Vec و Y\_Vec ذخیره می­شود.

1. محاسبه مختصات جدید نقطه مرزی پس از دوران

با استفاده از ماتریس تبدیل دوران مختصات جدید نقاط مرزی محاسبه می­شود.

1. محاسبه میزان جابجایی نقطه مرزی

با تفریق مختصات جدید نقاط مرزی از مختصات قدیم میزان جابجایی هر یک از نقاط مرزی مشخص می­شود.

1. بروز رسانی زاویه حمله ایرفویل

در صورتی که جابجایی به صورت دورانی باشد میزان دوران به زاویه حمله اضافه می­شود و در صورتی که جابجایی به صورت خطی عمود بر راستای جریان باشد زاویه حمله القایی به وسیله­ی رابطه ‏(5) تعیین می­شود.

1. دستور توقف شبیه سازی

هر یک از مسایل مدت زمان مشخصی برای انجام شبیه سازی نیاز دارد. به عنوان مثال در مسائل ایرفویل نوسانی حداقل دو سیکل از حرکت ایرفویل باید شبیه سازی شود. در صورتی که زمان شبیه سازی به زمان نهایی برسد اجرای شبیه سازی متوقف می­شود.

1. مراجع

[1] R. H. Landon, “NACA 0012 oscillatory and transient pitching,” DTIC Document, 2000.

[2] S. Davis, “NACA 64A010 (NACA AMES MODEL) OSCILLATORY PITCHING,” in *AGARD Report No.702 COMPENDIUM OF UNSTEADY AERODYNAMIC MEASUREMENTS*, 1982.

[3] S. Yang, S. Luo, F. Liu, and H.-M. Tsai, “Computation of the Flows over Flapping Airfoils by the Euler Equations,” in *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005, p. 1404.

[4] I. H. Tuncer and M. F. Platzer, “Thrust generation due to airfoil flapping,” *AIAA journal*, vol. 34, no. 2, pp. 324–331, 1996.

[5] Y. Lian and W. Shyy, “Aerodynamics of low Reynolds number plunging airfoil under gusty environment,” *AIAA paper*, vol. 71, p. 2007, 2007.