

شبیه‌سازی عددی جریان حول بدنه‌ی بالگرد روبین با مدل‌سازی روتور*

احمد صداقت^(۱)روح‌اله ارسطوئی^(۲)

چکیده در این پژوهش، جریان سه بعدی حول بدنه‌ی بالگرد در حضور روتور در حالت پایا شبیه‌سازی شده است. روتور توسط مدل دیسک محرک با یک شبکه‌ی حلقوی مدل‌سازی می‌گردد و با جملات چشمه به معادلات مومنتم افزوده می‌شود. این مدل‌سازی روتور، سرعت محاسبات عددی را به‌نحو چشمگیری افزایش می‌دهد. جریان حول این بالگرد، در شش وضعیت مختلف از نسبت پیش‌روش و ضریب تراست روتور شبیه‌سازی شده است. دقت نتایج حاصل از توزیع‌های یکنواخت، خطی و تئوری المان پره بر جملات چشمه‌ی مومنتم بررسی شده است و با انتخاب توزیع توسط تئوری المان پره به‌همراه تصحیحاتی بر زوایای گام روتور، ضرایب فشار بر روی بدنه‌ی بالگرد، تغییرات نیروی تراست و قدرت آن به‌نحو قابل قبولی با نتایج تجربی منطبق شده است. برای ضریب تراست اسمی ۰/۰۶ روش‌های مختلف بارگذاری روتور برای نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ با نتایج تجربی مقایسه شده است. در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ برای نتایج سطح بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان روش‌های به‌کار گرفته‌شده ملاحظه نمی‌شود. در نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ برای سمتی که تیغه‌ها به بالگرد نزدیک می‌شوند (سمت استاربوردر)، وضعیت نتایج روش‌های همراه با اصلاح، به‌ترتیب روش المان پره است. حضور پایه تأثیر بسزایی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ داشته است و موجب کاهش فشار در قسمت‌های عمده‌ای از دم بالگرد شده است.

واژه‌های کلیدی بدنه و روتور بالگرد، شبیه‌سازی عددی، دیسک محرک.

Simulation of Flow Field around a Generic Helicopter Fuselage by Modeling the Rotor

A. Sedaghat

R. Arastooie

Abstract In this research, the steady-state flow field around a 3D body and rotor configuration of the ROBIN helicopter is simulated. The rotor is modeled by an actuator disk. For this purpose, an annular computational domain replaces the rotor and some modeled source terms are added to the momentum equations. This modeling of rotor considerably speed up computational time. The flow field over this helicopter fuselage is simulated for six cases of different advance ratios and thrust coefficients. The accuracy of using uniform, linear and BET distributions for the rotor in the source term is investigated. With the BET and some corrections to pitch angles, pressure coefficients and variation of thrust and power of rotor are predicted in agreement with experimental data. For the nominal thrust coefficient of 0.06, different loading methods on rotor using experimental results are compared for two advance ratio of 0.05 and 0.23. In the advance ratio of 0.23 for the upper surface of helicopter, no considerable difference among the different employed methods is observed. However, for the advance ratio of 0.05 and for the side that helicopter blades get closer to the body (Starboard side), the results with the modified methods are better than BET method. The presence of strut in the computational domain has important effects in high speeds and causes reduction of pressure coefficients over body especially in downstream of the strut.

Key Words Helicopter Body and Rotor, Numerical Simulations, Actuator Disk.

* تاریخ دریافت مقاله ۹۱/۷/۱۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۵/۱۴ می‌باشد.

(۱) نویسنده‌ی مسؤول: استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان.

(۲) کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان.

مقدمه

تحلیل میدان جریان پیچیده حول بالگرد، به بهبود طراحی آن کمک می‌کند. هنگامی که بخواهیم آزمایش‌های بسیار پرهزینه‌ی تونل باد را کاهش دهیم، شبیه‌سازی محاسباتی اهمیت فوق‌العاده‌ای پیدا می‌کند. دیدگاه محاسباتی مورد استفاده به موضوع شبیه‌سازی بستگی دارد که می‌تواند از بررسی رفتار جزئی تیغه‌های روتور تا اثرات متوسط زمانی روتورها بر یکدیگر یا بر روی بدنه تغییر کند.

برهم‌کنش آیرودینامیکی میان روتور و بدنه نیز موضوع مهمی است که از شروع طراحی یک بالگرد جدید باید در نظر گرفته شود. هندسه‌ی بدنه‌ی بالگرد نسبتاً ناهموار است به طوری که می‌تواند موجب جدایش جریان و ایجاد گردابه شود. اثر متقابل جریان ناشی از روتور و جریان حول بدنه، باعث به وجود آمدن پدیده‌های بسیاری است که شرایط پروازی را محدود می‌سازند. از آن جمله می‌توان به تغییر کارایی، افزایش سطح آلودگی صوتی (چه در داخل و چه در خارج بالگرد) و پاسخ نامناسب بالگرد به فرامین خلبان اشاره کرد.

در ادامه بدون توجه به روش‌های گوناگونی که برای شبیه‌سازی جریان حول بالگرد به کار گرفته شده است، توجه خود را تنها به استفاده از تئوری دیسک فعال‌ساز (A.D.) Actuator Disk معطوف می‌کنیم. در این روش روتور با یک دیسک، که مسیر عبور تیغه‌های آن را می‌پوشاند جایگزین می‌شود و با فرض حالت پایا، اثر دینامیکی متوسط آن مدل می‌شود. برای این نحوه مدل‌سازی روتور دو دیدگاه وجود دارد. عده‌ای با اعمال یک سری شرایط مرزی در موقعیت روتور، اثر آن را در نظر گرفته‌اند و افراد دیگر اثر روتور را با اضافه کردن جملات چشمه به معادلات مختلف جریان به وجود آورده‌اند که بعضی از این کارها را در ادامه مرور می‌کنیم.

چافین [1]، یک پرش در فشار و سرعت مماسی بر دیسک اعمال کرده است و آن را دیسک فشار نامیده است. او از این روش برای تخمین اثر روتور بالگرد یا ملخ هواپیما بر اجزای آیرودینامیکی آن‌ها استفاده کرده است.

چویتون [2]، شرایط مرزی به کار گرفته شده برای A.D. را به سه دسته طبقه‌بندی کرده است. به عنوان روش اول، شرط مرزی را بر متغیرهای معادلات جریان اعمال کرده است. سپس، یک بار با استفاده از «روش مشخصه‌ها» بر متغیرهای مسأله و بار دیگر بر عبارات شار موجود در معادلات، شرایطی اعمال کرده است.

برایان و همکارانش [3]، برای اعمال A.D. در شبکه‌ی حل، آن را یک بار به عنوان سطحی بین دو مجموعه از سلول‌ها در نظر گرفته‌اند و مجدداً در دیدگاهی عمومی‌تر (برای ساده شدن شبکه‌سازی) اجازه داده‌اند که این سطح به طور آزاد شبکه‌ی محاسباتی را قطع کند و سپس عبارت‌های چشمه را به روش‌های مختلف (یکنواخت، خطی، تئوری المان پره Blade Element Theory (BET) بر A.D. توزیع کرده‌اند و نتایج خود را با آزمایش‌های تجربی مقایسه نموده‌اند.

بتچارت [4] تیغه‌های چرخان روتور را با یک دیسک بی‌نهایت نازک، جایگزین کرده است که مومتم و انرژی جریان با عبور از آن، به اندازه‌ی کار و انرژی که روتور به آن می‌دهد، افزایش پیدا می‌کند. شرط مرزی دیسک در فصل مشترک دو بلوک شبکه قرار دارد و بر مبنای تئوری مشخصه‌هاست. شار در قسمت بالایی سطح روتور، از شرط مرزی خروجی مادون صوت کلاسیک به همراه بقای جرم محلی، محاسبه شده است. برای قسمت تحتانی آن، از شرط مرزی ورودی زیر صوت استفاده شده است و شار، با اضافه کردن یک بردار چشمه متناظر با انرژی و مومتم متوسط زمانی روتور، محاسبه شده است. بتچارت [4] یک بار از توزیع یکنواخت تراست، متناظر با پرش فشار بر

مجموعه‌ی بدنه‌ی صلب و روتور الاستیک ارائه دهند. ییفنگ و دیگران [9] به مدل‌سازی روتور به‌روش تحلیلی پرداخته‌اند. هیونگ و زنگیانگ [10] جریان حول بدنه‌ی بالگرد در حرکت رو به جلو و با دو روتور را شبیه‌سازی کردند. اخیراً محققان زیادی به شبیه‌سازی کامل بالگرد در اروپا توجه نشان داده‌اند [11-14].

راجاگوپالان [15] گزارشی از پروژه‌های موفقیت‌آمیز خود و همکارانش در پیش‌بینی کارایی ملخ هواپیما، حل جریان حول روتور تنها در شرایط پرواز عمودی و پرواز رو به جلو و تحلیل برهم‌کنش میان روتور و بدنه‌ی بالگرد با استفاده از به‌کارگیری جملات چشمه‌ی مومتم ارائه کرده است. در کار حاضر برای محاسبه‌ی جملات چشمه از روش BET به‌همراه اصلاح تراست و گشتاور استفاده شده است. به این معنی که زوایای گام روتور آن قدر تغییر داده می‌شود که تراست حاصل از جملات چشمه به‌میزان واقعی برسد و گشتاور حول هاب روتور صفر شود.

در این مقاله، شبیه‌سازی جریان حول بدنه‌ی بالگرد تحت تأثیر دینامیک روتور صورت می‌پذیرد. مدل‌سازی روتور توسط افزودن جملات چشمه (Source terms) به معادلات مومتم در یک حجم حلقوی در شبکه‌ی حل عددی اعمال شده است. جملات چشمه به روش‌های مختلفی در ناحیه‌ی روتور ایجاد و ارزیابی می‌شود. بنابراین از مدل‌سازی کامل پره‌های روتور و حرکات پیچیده‌ی آن‌ها اجتناب شده است ولی تأثیر آن‌ها به‌نحو مطلوبی مدل‌سازی شده است. برای حل معادلات جریان حول بدنه‌ی بالگرد تحت تأثیر روتور از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است.

تئوری و روش کار

تیغه‌های روتور با حرکت خود، مقدار معینی مومتم به سیال می‌دهند. بنابراین معقول به‌نظر می‌رسد که فرض

دیسک استفاده کرده است و بار دیگر، برای توزیع تراست از کد خارجی متار METAR (Modele d'Etude de l'Aérodynamique du Rotor) که توسط یوروکوپتر (EUROCOPTER) برای محاسبات آیرودینامیکی روتور تولید شده بود، استفاده کرده است و جریان حول یک بالگرد ۸ تنی را شبیه‌سازی کرده است.

پیرو قراردادی برای مطالعه‌ی بالگرد، سه گروه مختلف کاری در AFDD (The US Army Aero GIT و ONERA, flight dynamics Directorate) (Georgia Institute of Technology)، هر یک با کدهای CFD مختلفی که در اختیار داشته‌اند، جریان حول بالگرد Dauphin 365N را حل کرده‌اند. آن‌ها در این کار از یک نوع روش خطوط برآزا (Lifting line method) برای محاسبه‌ی پرش فشار بر دیسک استفاده کرده‌اند. هر سه گروه توانسته‌اند، ضرایب فشار در اکثر نقاط بالگرد را به‌نحو قابل قبولی پیش‌بینی کنند اما نیروهای وارد بر بالگرد را نتوانسته‌اند به‌خوبی پیش‌بینی کنند [5].

آلمن و لانگ [6]، ابتدا تراست روتور دم بالگرد Comanche را با استفاده از دیدگاه متوسط زمانی به‌کمک تئوری المان پره به‌صورت تابعی از گام کلی آن و سرعت پرواز به‌دست آورده‌اند و سپس از این تابع در شبیه‌سازی جریان ناپایا، برای درک حساسیت کنترل سمتی بالگرد به تغییر گام کلی روتور دم آن استفاده کرده‌اند.

برای دیدگاه متوسط زمانی، علاوه بر موارد ذکرشده، می‌توان کاربردهایی را هم‌چون توزیع دود موتور (Engine plume distribution) و هم‌چنین توزیع دما بر بدنه‌ی بالگرد متصور شد.

اسماعیل [7] به حل جریان حول بدنه‌ی یک نوع بالگرد در حرکت هاور و رو به جلو به‌کمک نرم‌افزار فلونت (FLUENT) پرداخته است. پن و رنلیانگ [8] هم به‌روش تحلیلی تلاش نمودند مدلی ساده از

حلقه‌ی مربوط به روتور محاسبه می‌شود. واحد عبارت‌های چشمه در معادله‌ی مومتم برابر با N/m^3 می‌شود. با توجه به شکل روتور، ناحیه‌ی مربوط به آن در شبکه‌ی محاسباتی، حجمی حلقوی دارای شعاع خارجی برابر با شعاع روتور، شعاع داخلی برابر با بریدگی ریشه روتور و ضخامت در حدود ضخامت تیغه‌های روتور می‌باشد و در این ضخامت، تنها یک ردیف سلول قرار می‌گیرد.

مدل‌سازی جملات چشمه. برای نسبت دادن عبارت چشمه به سلول‌های مختلف در ناحیه‌ی روتور یا به عبارت دیگر بارگذاری بر صفحه‌ی روتور، راه‌های گوناگونی وجود دارد که چهار مورد از آن‌ها، توضیح داده می‌شود. در قسمت‌های بعدی، نتایج حاصل از به کارگیری این روش‌ها و مزایا و معایب آن‌ها نسبت به یکدیگر بررسی خواهد شد.

به‌عنوان روش اول، فرض می‌شود تمام صفحه‌ی روتور نیروی یک‌نواختی به هوا وارد می‌کند. با توجه به ضخامت ثابت ناحیه‌ی روتور، مقدار نیروی روتور در واحد حجم مقداری ثابت برابر با نیروی تراست بر حجم کل ناحیه‌ی روتور خواهد بود که با تجزیه این نیرو، مقدار عبارت چشمه برای معادلات مومتم در راستای محورهای مختصات به دست می‌آید.

در روش دوم، در قسمت متناظر با ریشه تیغه‌ها در حجم حلقوی مربوط، عبارت‌های چشمه را صفر قرار می‌دهیم. عبارت‌های چشمه به‌طور خطی افزایش می‌یابند و در شعاع روتور به مقدار بیشینه‌ی خود می‌رسند. در عین حال باید نیروی حاصل از کل این جملات برابر با نیروی تراست باشد. به این ترتیب، تابع خطی نیرو بر واحد سطح روتور را به‌صورت زیر می‌توان نوشت [15]:

$$f(r) = \frac{T}{2\pi \left(\frac{R_0^3 - R_i^3}{3} - \frac{R_0^2 - R_i^2}{2} \times R_i \right)} (r - R_i) \quad (2)$$

شود حضور تیغه‌های در حال چرخش می‌تواند توسط چشمه‌هایی در معادلات مومتم، مدل شود. استفاده از چشمه‌های مومتم، تیغه‌ها را تا نقاط نزدیک به آن‌ها شبیه‌سازی می‌کند، اما به دلیل عدم حضور جسم جامد در موقعیت تیغه‌ها، لایه‌ی مرزی روی تیغه‌ها را حل نمی‌کند. در عوض با توجه به کاهش سلول‌های لازم در اطراف تیغه‌ها و هم‌چنین فرض پایا بودن جریان، به سوپرکامپیوتر احتیاج نخواهد بود و زمان محاسبات نیز به شدت کاهش پیدا می‌کند.

جزئیات روش به سه قسمت معادلات مورد استفاده، ارزیابی نیروهای تولید شده توسط روتور و جفت کردن آن‌ها با معادلات و روش حل تقسیم می‌شود. نوع معادلات مورد استفاده شامل اویلر، ناویر-استوکس آرام، ناویر-استوکس به‌همراه مدل‌سازی اغتشاش بر دقت نتایج و البته زمان محاسبات اثر می‌گذارد و انتخاب آن‌ها به میزان دقت لازم و حافظه و توانایی رایانه مورد استفاده بستگی دارد. در این‌جا از معادلات تراکم‌ناپذیر ناویر-استوکس به‌همراه مدل اغتشاش $k-\epsilon$ استاندارد استفاده شده است. چگونگی توزیع نیروها، در قسمت‌های بعدی همین بخش توضیح داده می‌شود. الگوریتم عددی مورد استفاده ممکن است بر زمان هم‌گرایی جواب تأثیر بگذارد.

به‌طور نمونه معادله‌ی مومتم برای جریان پایای آرام با صرف‌نظر از نیروی گرانش در شکل تانسوری به‌صورت زیر است [17]:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + S_i \quad (1)$$

که S_i برابر با مؤلفه‌ی i ام نیروی ناشی از روتور بر سیال در واحد حجم قرار داده می‌شود. در اینجا عبارت‌های چشمه S_i در هر سلول شبکه‌ی عددی در

در این قسمت چگونگی استفاده از این نظریه برای محاسبه نیروی وارد بر مقاطع مختلف روتور (یا به عبارت دیگر محاسبه عبارت‌های چشمه برای سلول‌های مختلف ناحیه روتور) توضیح داده می‌شود. ابتدا باید سرعت و زاویه برخورد جریان هوا با مقاطع مختلف تیغه‌ها به دست آید.

برای تعیین نیرویی که برش نشان داده شده در شکل (۱) از تیغه روتور بر روی سیال وارد می‌کند، از سه بردار برای تعیین وضعیت حرکت استفاده می‌شود. با توجه به تعاریف \vec{r} و \vec{n} می‌توان نوشت [15]:

$$\vec{p} = \frac{1}{|\vec{r}|} \vec{r} \times \vec{n} \quad (4)$$

سرعت جریان هوا، \vec{V} از حل معادلات فراهم می‌شود. $\vec{V} \cdot \vec{n}$ مؤلفه سرعت هوا در جهت عمود بر مسیر تیغه‌های روتور است. $\vec{V} \cdot \vec{p}$ مؤلفه سرعت جریان آزاد در راستای موازی با مسیر تیغه‌ها می‌باشد. سرعت هوا نسبت به روتور در راستای حرکت روتور از مجموع سرعت جریان هوا در راستای روتور و سرعت حرکت روتور به دست می‌آید [15].

$$\vec{V}_{rp} = \vec{V} \cdot \vec{p} + (\vec{r} \times \vec{\Omega}) \cdot \vec{p} \quad (5)$$

هم‌چنین اندازه‌ی سرعت نسبی هوا برابر است با [15]:

$$V_r = \sqrt{(\vec{V} \cdot \vec{p} + (\vec{r} \times \vec{\Omega}) \cdot \vec{p})^2 + (\vec{V} \cdot \vec{n})^2} \quad (6)$$

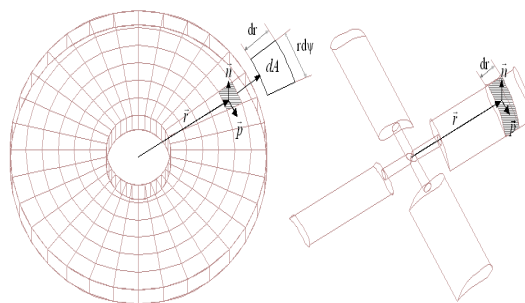
زاویه برخورد هوا با مقطع پره بایستی تعیین شود. زاویه‌ای که هر مقطع از تیغه با صفحه‌ی روتور می‌سازد، زاویه حمل‌ه هندسی نامیده می‌شود. این زاویه مطابق شکل (۲) با توجه به مشخصات فنی روتور از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید [15]:

$$\alpha_g = \theta_c - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi - (0.75 - \frac{r}{R}) \alpha_t \quad (7)$$

عبارت‌های چشمه معادلات مومنتم برای سلولی که در فاصله‌ی شعاعی r از مرکز روتور قرار دارد از روابط زیر به دست می‌آیند [15]:

$$S_x = \frac{f(r)}{h} \vec{n} \cdot \vec{e}_x; S_y = \frac{f(r)}{h} \vec{n} \cdot \vec{e}_y; S_z = \frac{f(r)}{h} \vec{n} \cdot \vec{e}_z \quad (3)$$

وجود علامت منفی به این دلیل است که باید نیرویی در خلاف جهت تراست به سیال وارد شود. روش دیگر تعیین عبارت‌های چشمه به کمک تئوری المان پره (BET) [15] است. در صورتی که سرعت برخورد جریان هوا و زاویه برخورد آن با یک ایرفویل دوبعدی بررسی شود با استفاده از نتایج آزمایشگاهی برای ضریب لیفت و درگ و روابطی بسیار ساده، نیروی وارد بر ایرفویل به دست می‌آید. تیغه‌های روتور را می‌توان به صورت مجموعه‌ای از ایرفویل‌ها که در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند در نظر گرفت. با استفاده از روش بسیار ساده‌ی فوق و البته در نظر گرفتن اثرات سه‌بعدی بودن جریان، به هر برش کوچک از روتور بالگرد می‌توان نیرویی نسبت داد. مجموع نیروهای وارد بر مقاطع کوچکی که در کنار یکدیگر قرار گرفته‌اند، تخمین بسیار خوبی برای نیروی وارد بر روتور می‌باشد. مطالب فوق اساس تئوری المان پره است.



شکل ۱ تعیین وضعیت حرکت مقطعی از تیغه در کنار سلول متناظر از ناحیه‌ی روتور

حجم هر سلول، رابطه‌ی زیر را می‌توان نوشت:

$$dv = h r d\psi dr \quad (12)$$

h و $d\psi$ از روی شبکه معلوم هستند. r نیز از روی مختصات مرکز سلول توسط نرم‌افزار در دسترس است. به این ترتیب dr از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$dr = \frac{dv}{hrd\psi} \quad (13)$$

از طرفی، هر تیغه تنها کسری از زمان برابر با $\frac{d\psi}{2\pi}$ را بر سطح سلول می‌گذراند و اگر تعداد تیغه‌ها (N) باشد، برای به دست آوردن نیروی متناظر با هر سلول باید مقادیر dL و dD در $N \frac{d\psi}{2\pi}$ ضرب شود. نیروی وارد بر هر مقطع ایرفویل از برآیند نیروهای لیفت و درگ با در نظر گرفتن ضرایب فوق به دست می‌آید. با تجزیه این نیرو در راستای \vec{n} ، dT و در راستای \vec{p} ، dQ به دست می‌آیند:

$$dT = N \frac{d\psi}{2\pi} [dL \cos(\alpha_i) - dD \sin(\alpha_i)] \quad (14)$$

$$dQ = N \frac{d\psi}{2\pi} [dL \sin(\alpha_i) + dD \cos(\alpha_i)] \quad (15)$$

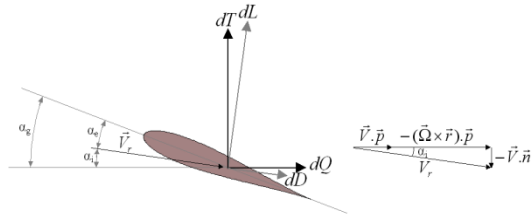
ضرایب تراست و گشتاور شافت بدین صورت تعریف می‌شوند:

$$C_T/\sigma = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_{ref}^2 A \sigma} \quad (16)$$

$$C_Q/\sigma = \frac{Q}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_{ref}^2 A l_{ref} \sigma} \quad (17)$$

همین نیروها در جهت عکس، از جانب روتور به سیال وارد می‌شود که با در نظر گرفتن جهت بردارهای \vec{p} و \vec{n} با محورهای مختصات، می‌توان مقدار عبارت چشمه برای هر سلول را به صورت زیر محاسبه کرد:

تنها متغیرهای رابطه‌ی فوق Γ و ψ هستند که برای هر سلول در ناحیه‌ی روتور معلوم می‌باشند. زاویه‌ی حمله‌ی هندسی از زاویه‌ی برخورد واقعی جریان هوا با مقطع به اندازه‌ی α_i انحراف دارد.



شکل ۲ محاسبه‌ی نیروی وارد بر برشی از تیغه

با توجه به شکل، α_i از رابطه‌ی زیر تعیین می‌شود [15]:

$$\alpha_i = \arctan \left(\frac{-\vec{V} \cdot \vec{n}}{\vec{V} \cdot \vec{p} + (\vec{r} \times \vec{\Omega}) \cdot \vec{p}} \right) \quad (8)$$

زاویه‌ی برخورد مؤثر را می‌توان با کم کردن α_i از α_g به دست آورد:

$$\alpha_e = \alpha_g - \alpha_i \quad (9)$$

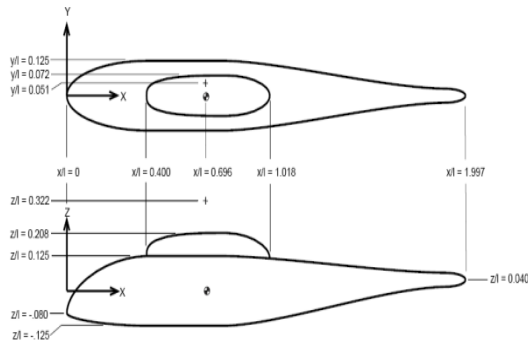
با داشتن α_e و سرعت باد نسبی، ضریب لیفت و درگ را می‌توان از نتایج تجربی موجود به دست آورد. نیروهای لیفت dL و درگ dD وارد بر مقطعی از ایرفویل به پهنای dr و طول وتر c از روابط زیر به دست می‌آیند:

$$dL = \frac{\rho_\infty V_r^2 c_l c dr}{2} \quad (10)$$

$$dD = \frac{\rho_\infty V_r^2 c_d c dr}{2} \quad (11)$$

به عبارت دیگر dr فاصله‌ی شعاعی است که هر سلول در بر می‌گیرد. حجم هر سلول معلوم است. برای

جداگانه نصب شده، آزمایش‌هایی صورت گرفته است [16]. هدف از انجام این آزمایش‌ها، به دست آوردن توزیع فشار دوره‌ای و پایا بر بدنه‌ی بالگرد مدل بوده است، به گونه‌ای که برای معتبرسازی مطالعات CFD مناسب باشد. داده‌های آزمایشی در سه ضریب تراست اسمی مختلف (۰/۰۴، ۰/۰۶۴، ۰/۰۸۰) و چهار نسبت پیش‌روش λ مختلف (۰/۰۱، ۰/۰۵، ۰/۱۵، ۰/۲۳) به دست آمده است که موارد نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ برای معتبرسازی روش به کار گرفته شده، استفاده شده است.



شکل ۳ شماتیک هندسه‌ی بدنه‌ی بالگرد ROBIN [17]

در این آزمایش از ترکیب ROBIN (Rotor Body Interaction) مطابق شکل (۳) استفاده شده است [17]. معادله شکل بالگرد از معادلات بیضی‌گون استخراج شده است. طول مشخصه‌ی l که در شکل دیده می‌شود برابر با ۳۹/۳۵ اینچ (۰/۹۹۹۴۹ متر) است.

در این مقاله نتایج به دست آمده برای نیروی محوری و نیروی جانبی وارد بر بدنه‌ی بالگرد نیز ارائه شده است و به نظر می‌رسد نتایجی که از حل معادلات اولر به دست بیاید به واسطه‌ی عدم احتساب اثرات لزجت چنین دقتی نداشته باشد. شبکه‌ی مورد استفاده برای حل لزج در شکل (۴) ارائه شده است.

روتور آزمایش، چهار تیغه دارد. مفاصل بال زدن (Flapping hinge) و تأخیری (Lag hinge) روتور در فاصله‌ی ۲ اینچی از مرکز آن قرار دارند. هیچ ارتباطی

$$S_x = -(n_x dT + p_x dQ) \quad (18)$$

$$S_y = -(n_y dT + p_y dQ) \quad (19)$$

$$S_z = -(n_z dT + p_z dQ) \quad (20)$$

که زیرنویس‌های x, y, z مؤلفه‌های \vec{n} و \vec{p} را در راستای محورهای مختصات کارترین مشخص می‌کنند. ضریب فشار بر بدنه از $C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_{ref}^2}$ به دست می‌آید.

جریان حول روتور، سه‌بعدی است. زاویه‌ی گام روتور در هر گردش، حول یک مقدار ثابت به صورت دوره‌ای تغییر می‌کند. با توجه به متفاوت بودن این شرایط با شرایط جریان پایای دوبعدی حول ایرفویل، مجموع نیروهای به دست آمده برای مقاطع مختلف روتور از قسمت قبل با نیروی واقعی تراست روتور تفاوت دارد. هم‌چنین گشتاور حول هاب روتور باید صفر باشد زیرا در غیر این صورت، روتور تا جایی که گشتاور صفر شود خواهد چرخید. پیش‌بینی صحیح کارایی بالگرد و بارهای آیرودینامیکی وارد بر آن حاصل نخواهد شد، مگر این که شرایط فوق برای گشتاور و نیروی تراست ارضا شود. به همین منظور، زوایای گام روتور را باید طی حل به مرور تغییر داد تا جایی که به شرایط مورد نظر رسید. به این کار، تریم (Trim) یا اصلاح می‌گویند. با تغییر زاویه گام کلی می‌توان تراست را اصلاح نمود و با تغییر هم‌زمان زوایای گام کلی و دوره‌ای می‌توان هم تراست و هم گشتاور را اصلاح کرد.

بالگرد مورد بررسی

در تونل باد زیر صوت ۱۴ در ۲۲ فوت لانگلی بر بدنه‌ی یک بالگرد مدل به همراه روتور آن که به‌طور

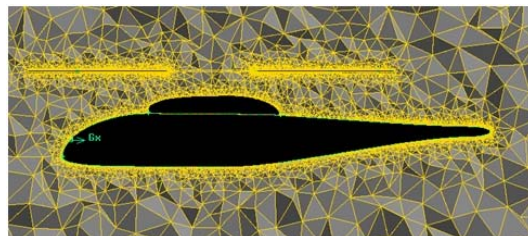
مقادیر تجربی مقایسه شده است. از آنجا که جملات چشمه در فرآیند حل تکراری با تغییر میدان جریان، تغییر می‌کنند و میدان جریان نیز متقابلاً از تغییر جملات چشمه تأثیر می‌پذیرد، احتیاجی به تعریف معیار دیگری به غیر از کاهش باقیمانده‌ی معادلات و احیاناً یک معیار مرسوم دیگر مشابه عدم تغییر در ضریب نیروی محوری وارد بر بدنه‌ی بالگرد برای تأیید همگرایی حل وجود ندارد زیرا هرگونه تغییر در جملات چشمه موجب تغییر در کل میدان حل می‌شود و ضریب نیرو تغییر می‌نماید و البته کاهش باقیمانده معادلات هم به معنای به سمت ثبات رفتن میدان جریان و از جمله نواحی حول روتور و جملات چشمه‌ی مربوط خواهد بود که در این مقاله در نظر گرفته شد و نتایج پس از همگرایی ارائه شد.

نتایج عددی

ارسطویی [18] به کمک نرم افزار فلونتت به حل معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده‌ی رینولدز (RANS) با استفاده از مدل اغتشاشی $k-\epsilon$ استاندارد برای جریان تراکم‌ناپذیر اطراف بدنه‌ی بالگرد با فرض پایا بودن جریان و چشم‌پوشی از نیروی گرانش پرداخته است. برای قسمت روتور UDF نویسی در نرم‌افزار فلونتت انجام شده است که به طور مبسوط در آن مرجع ارائه شده است. هم‌چنین از استقلال شبکه و همگرایی نتایج اطمینان حاصل شده است و در این مقاله صرفاً به اهم نتایج در خصوص بالگرد که اعتبارسنجی هم شده‌اند پرداخته می‌شود و خواننده علاقمند به جزئیات عددی به مرجع [18] ارجاع می‌شود.

اثر روش‌های مختلف بارگذاری روتور. برای ضریب تراست اسمی 0.06 روش‌های مختلف بارگذاری روتور با نتایج تجربی مقایسه شده است. در شکل‌های

میان حرکت گام روتور و بال زدن آن وجود ندارد. تیغه‌های روتور مورد استفاده در این آزمایش دارای نمای افقی مستطیلی با مقطع NACA0012، طول وتر $2/61$ اینچ، شعاع $33/88$ اینچ و پیچش خطی $8-$ درجه می‌باشد. بریدگی ریشه‌ی روتور در 24 درصدی شعاع آن است. مشکلات ساخت و نصب باعث شده است تا مرکز روتور حدود 2 اینچ از صفحه تقارن بدنه فاصله بگیرد. مرکز روتور در موقعیت $x/l=0.696$ ، $y/l=0.051$ و $z/l=0.322$ قرار دارد. اولین هارمونیک بال زدن روتور از طریق کنترل‌های مربوط برابر با صفر قرار داده شده است. زاویه‌ی محور روتور برای نسبت پیش‌روش 0.05 برابر با صفر درجه و برای نسبت پیش‌روش 0.23 برابر با $3-$ درجه قرار داده شده است. در صورتی که از بالا به روتور نگاه کنیم، حرکت آن پادساعتگرد است. اندازه‌ی نامی سرعت روتور 2000 دور بر دقیقه است.



(الف)

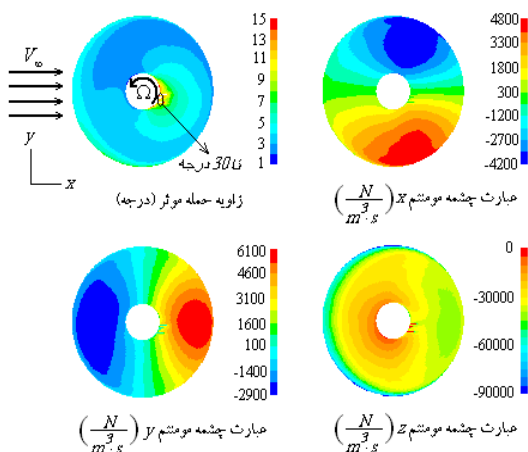


(ب)

شکل ۴ شمای توزیع شبکه‌ی عددی حول بالگرد، (الف) در اطراف بدنه و (ب) روی بدنه

فشار در سطح بالایی بالگرد و سه مقطع از بدنه در مختصات طولی x برابر با 0.35 ، $1/17$ ، و $1/35$ متر با

می‌رسد که دنباله‌ی روتور توسط انرژی زیاد جریان آزاد به سمت عقب رانده می‌شود و در نتیجه اثر روتور بر ضرایب فشار به دست آمده در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ بسیار کم‌تر است. با توجه به این موضوع، مباحث مطرح شده در این‌جا برای بررسی سطح بالایی بالگرد مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ خواهد بود.

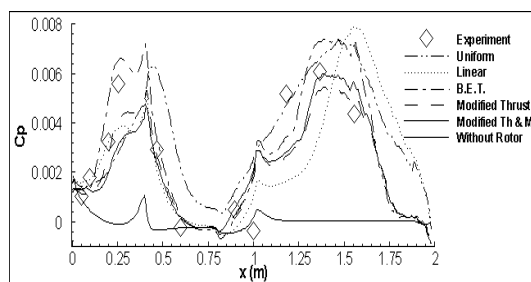


شکل ۶ مدل روتور در $\lambda = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$

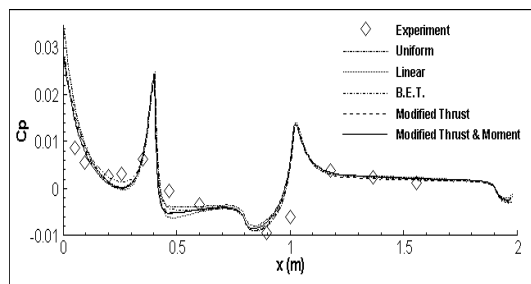
مقدار بیشینه‌ی فشار بر روی دم بالگرد در تمامی روش‌ها در موقعیتی عقب‌تر از نتایج تجربی قرار دارد و این می‌رساند که در روش‌های عددی زاویه‌ی دنباله‌ی روتور با جریان آزاد هوا بیشتر از مقدار واقعی آن پیش‌بینی شده است. این وضعیت به‌ویژه برای توزیع خطی جملات چشمه ملاحظه می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب فشار به دست آمده از روش BET، در سطح بالایی بالگرد به‌ویژه بر روی دم آن بسیار بیش‌تر از مقادیر تجربی و هم‌چنین نتایج حاصل از سایر روش‌ها می‌باشد. هنگامی که از روش BET برای بارگذاری روتور استفاده می‌شود، با توجه به تفاوت شرایط ایرفویل دوبعدی با مقاطع روتور، نیروی تراست و نیز گشتاور حول محورهای $\psi = 0^\circ$ و $\psi = 270^\circ$ که توسط روش ایجاد شده با شرایط واقعی متفاوت است.

(۵-الف و ب) ضرایب فشار در سطح بالایی بالگرد به‌ترتیب برای نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ با نتایج تجربی مقایسه شده است. در این قسمت، مزایا و معایب هر یک از این روش‌ها با یکدیگر مقایسه می‌شود.

برای جملات چشمه در نرم‌افزار، کانتورهای توزیع جملات چشمه در راستاهای مختلف موجود است که در شکل (۶) یک نمونه‌ی آن در راستاهای مختلف نمایش داده شده است. علاوه بر این، تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی مؤثر نیز در شکل (۶) برای یک نمونه در صفحه‌ی روتور نشان داده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۷ ضریب فشار در سطح بالایی بالگرد برای (الف) $\lambda = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$ (ب) $\lambda = 0.231$ و $C_T/\sigma = 0.0657$ به‌ازای بارگذاری‌های مختلف روتور (نتایج تجربی [16])

در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ برای نتایج سطح بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان روش‌های به‌کار گرفته شده ملاحظه نمی‌شود. در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ به‌نظر

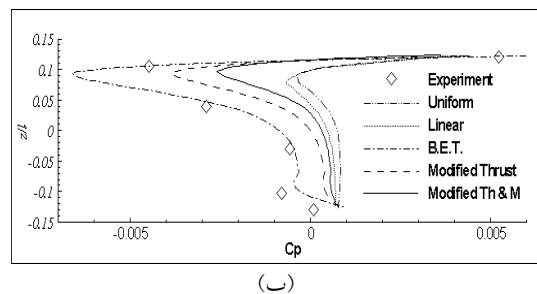
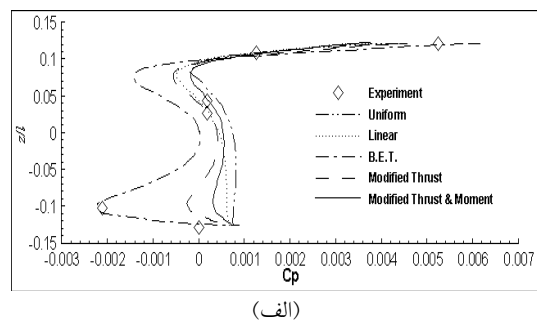
در شکل (۷) نتایج به دست آمده برای مقطع $x=0.35m$ در نسبت پیش‌روش 0.05 و ضریب تراست اسمی 0.06 آورده شده است. برای سمتی که تیغه‌ها به بالگرد نزدیک می‌شوند (سمت استاربورد)، وضعیت نتایج روش‌های همراه با اصلاح، به‌تر از روش BET است اما در سمت دیگر (سمت پورت) ملاحظه می‌شود که روش‌های همراه با اصلاح نتوانسته‌اند کاهش فشار لازم را در گوشه‌ی مقطع یعنی هنگامی که جریان تغییر مسیر می‌دهد به‌خوبی پیش‌بینی کنند. این شاید به این دلیل باشد که علی‌رغم پیش‌بینی خوب فشار در سطح بالایی بالگرد نتوانسته‌اند سرعت رو به پایین لازم را ایجاد کنند.

مزیت روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده کرده‌اند این است که می‌توانند تاحدودی عدم تقارن فشار را در دو طرف بالگرد پیش‌بینی کنند. اما در توزیع یکنواخت و خطی به‌دلیل تقارن موجود در جمله‌های چشمه، این عدم تقارن وجود ندارد و اندک تفاوتی که میان ضرایب فشار در دو طرف بالگرد در نتایج به دست آمده از این دو روش مشاهده می‌شود ناشی از این موضوع است که در مسأله‌ی حاضر روتور اندکی از صفحه‌ی تقارن بالگرد فاصله دارد.

اثر حضور پایه در شبیه‌سازی. در فاصله‌ی یک متری از دماغه، بالگرد بر روی یک تیر نصب شده است (شکل ۸). اورفیس‌های اندازه‌گیری فشار از کنار این تیر عبور می‌کنند و بر روی آن‌ها یک نوار پیچیده شده است. اگرچه این تیر شکل هندسی مشخصی ندارد اما برای تعیین اثر آن به‌طور کیفی یک تیر با مقطع تقریباً مستطیلی به‌جای آن در شبکه قرار داده‌ایم تا اثر حضور آن را بررسی کنیم.

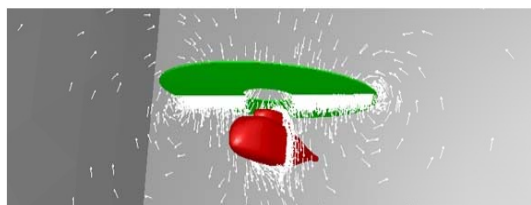
در نسبت پیش‌روش 0.05 ، حضور پایه در شبکه‌ی حل تأثیر چندانی در ضرایب فشار به دست آمده برای مقاطعی از بالگرد که عقب‌تر از آن قرار دارند، نداشته است. در این سرعت جهت حرکت هوا در این نواحی، بیش‌تر به سمت پایین بالگرد است.

در صورت اصلاح نکردن زوایای گام، نیروهای تراست شبیه‌سازی شده از مقادیر واقعی در حدود 40% درصد بیش‌تر به دست می‌آید. زوایای گام تیغه‌ها در روش BET همان زوایای است که هر جزء از روتور در حین عبور از یک موقعیت شعاعی و دورانی با توجه به زوایای گام کلی ملخ به دست می‌آید. هم‌چنین گشتاورها که باید مقادیری نزدیک به صفر داشته باشند، مقادیری از مرتبه‌ی 10 نیوتن‌متر دارند به‌طوری که به‌راحتی می‌توانند روتور را در جهت متناظر با خود بچرخانند. از طرف دیگر، همان‌طور که در قسمت بعدی مشاهده خواهد شد، نیروی رو به پایین وارد بر بالگرد با افزایش نیروی تراست روتور، افزایش می‌یابد. بنابراین با توجه به موارد فوق اصلاح زوایای گام برای رسیدن به تراست مطلوب ضروری به‌نظر می‌رسد. در مابقی روش‌ها، نیروی تراست، برابر با مقدار واقعی خود تنظیم می‌شود.

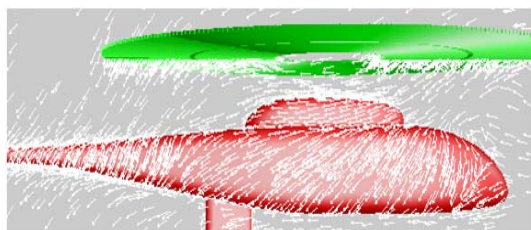


شکل ۷ ضریب فشار در مقطع $x=0.35m$ برای (الف) سمت استاربورد و (ب) سمت پورت در نسبت پیش‌روش 0.05 و ضریب تراست 0.06 (نتایج تجربی [16])

شود. در حالی که در نقاط بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان دو وضعیت شبیه‌سازی مشاهده نمی‌شود. در سایر قسمت‌ها فشار در وضعیت دارای تیر کم‌تر از حالت دیگر است و با نتایج تجربی نیز هم‌خوانی به‌تری دارد. چون در حال حاضر نتایج تجربی برای توزیع فشار در روتور وجود ندارد، چند نقطه‌ی داده‌برداری برای فشار روی سطح بالایی بالگرد در نزدیکی مرکز روتور وجود دارد که در این جا ذکر می‌شود. در شکل (۱۰-الف) نمای سه‌بعدی مؤلفه‌های y و z بردارهای سرعت نرمال شده در صفحه $x=0.695m$ از میدان حل که از مرکز روتور می‌گذرد ترسیم شده‌اند. در شکل (۱۰-ب) نمای دوبعدی این سرعت‌ها دیده می‌شود. دقیقاً در زیر روتور، جریان به سمت پایین است اما با فاصله گرفتن از روتور با توجه به فشار زیاد در نواحی پایین‌تر از روتور، جهت جریان عکس شده است. به‌ویژه چرخش جریان در لبه‌های خارجی روتور و حرکت از نواحی پرفشار تحتانی روتور به قسمت‌های کم‌فشار فوقانی آن جلب توجه می‌کند.



(الف)



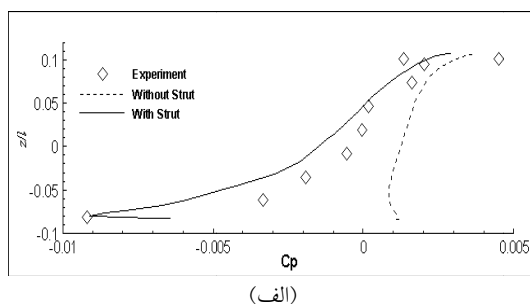
(ب)

شکل ۱۰ بردارهای سرعت نرمال در $\mu = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$ در صفحه‌ی (الف) $x = 0.695m$ و (ب) صفحه تقارن سمت استاربورد

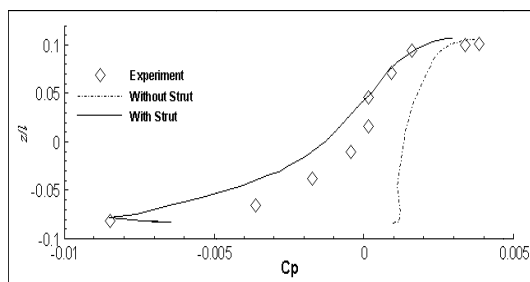


شکل ۸ مدل بالگرد نصب‌شده در تونل باد و پایه‌ی نگه‌دارنده‌ی آن [16]

در شکل (۹) ضرایب فشار به دست آمده از تئوری المان پره به‌همراه اصلاح تراست و گشتاور در موقعیت $x=1.17m$ برای حالت‌های همراه با تیر و بدون آن برای نسبت سرعت 0.23 و ضریب تراست اسمی 0.06 با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه شده است.



(الف)



(ب)

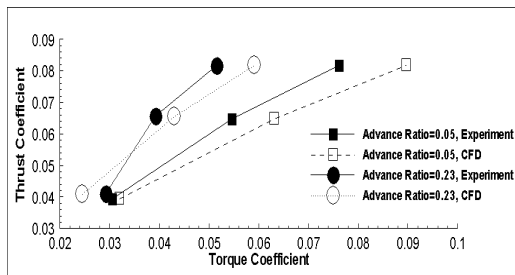
شکل ۹ ضریب فشار در مقطع $x=1.17m$ برای (الف) سمت استاربورد و (ب) سمت پورت در نسبت پیش‌روش 0.23 و ضریب تراست 0.06 (نتایج تجربی [16])

انتظار می‌رود که وجود تیر باعث شود که زیر بالگرد در مقابل تیر ناحیه‌ای با فشار زیاد و در پشت آن ناحیه‌ای با فشاری کم‌تر از وضعیت بدون تیر ایجاد

شکل تیر و هم‌چنین امکان نشت جریان هوا از کنار آن به داخل بدنه‌ی بالگرد مدل، باید نتایج این قسمت را با احتیاط تفسیر کرد.

با افزایش سرعت جریان آزاد، به‌دلیل افزایش نیروی اصطکاک و درگ فشاری، نیروی محوری وارد بر بالگرد نیز افزایش می‌یابد. همان‌طور که انتظار می‌رود، در هر یک از نسبت‌های پیش‌روش نیروی رو به پایین وارد بر بدنه با افزایش نیروی تراست افزایش می‌یابد. البته در سرعت‌های زیاد تأثیر نیروی تراست بر این نیرو اندک است.

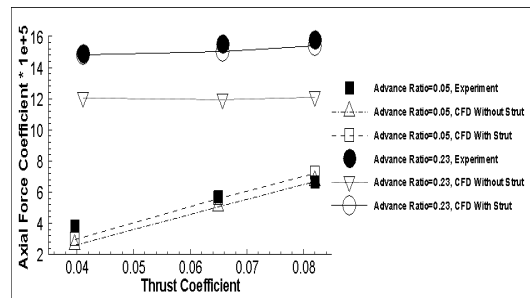
بررسی روتور. در شکل (۱۳) نمودار نیروی تراست ایجاد شده در روتور بر حسب گشتاور شافت آن رسم شده است. در شبیه‌سازی، این گشتاور از مجموع گشتاور اعمال شده توسط نیروهای داخل صفحه روتور حول شافت آن به دست آمده است. نتایج به دست آمده از مدل روتور، توافق خوبی با رفتار واقعی روتور دارند.



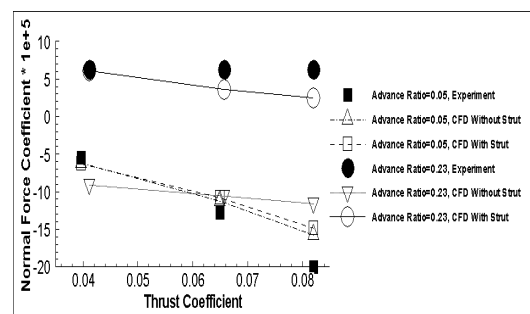
شکل ۱۳ تغییر نیروی تراست با گشتاور روتور (نتایج تونل باد [16])

نتیجه‌گیری و پیشنهادها

با استفاده از توزیع خطی به‌کار گرفته‌شده برای بارگذاری روتور، نمی‌توان ضرایب فشار را به‌درستی پیش‌بینی کرد. نتایج حاصل از توزیع یک‌نواخت جملات چشمه را به‌عنوان حدس اولیه‌ای مناسب برای روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده می‌کنند،



شکل ۱۱ نیروی محوری وارد بر بدنه (نتایج تونل باد [16])



شکل ۱۲ نیروی قائم وارد بر بدنه (نتایج تونل باد [16])

در شکل‌های (۱۱ و ۱۲) نیروهای وارد بر بالگرد برای بررسی تأثیر حضور پایه بر آن‌ها رسم شده‌اند. هر چند با در نظر گرفتن پایه در شبیه‌سازی، تفاوت چندانی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ ایجاد نشده است اما حضور پایه تأثیر بسزایی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ داشته است و موجب کاهش فشار در قسمت‌های عمده‌ای از دم بالگرد شده است. همین موضوع با توجه به سطح تصویر بالگرد در برابر جریان، موجب افزایش نیروی وارد بر بالگرد در راستای جریان شده است.

علاوه بر مطالب فوق کاهش سرعت جریان در مقابل پایه، موجب افزایش فشار جریان در این نواحی گردیده است و افزایش فشار در زیر بالگرد با توجه به سطح گسترده‌ی این نواحی در راستای محور z نسبت به قسمت‌های دیگر بالگرد، باعث اعمال نیرویی رو به بالا بر بدنه شده است. البته با توجه به دقیق نبودن

C_A	$\frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A}$	ضریب نیروی محوری،
c_d		ضریب درگ
c_l		ضریب لیفت
C_N	$\frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A}$	ضریب نیروی عمودی،
C_p	$\frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2}$	ضریب فشار،
C_Q/σ	$\frac{Q}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A l_{ref} \sigma}$	ضریب گشتاور شافت،
C_T/σ	$\frac{T}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A \sigma}$	ضریب تراست،
dr		پهنای مقطع
\bar{e}_i		بردار یکه در راستای محور i
h		ضخامت ناحیه‌ی روتور
l_{ref}	0.0717 m, R/12	طول مرجع محاسبات،
\bar{n}		بردار واحد، عمود بر روتور و در سوی نیروی تراست
P		فشار نسبی استاتیک محلی، پاسکال
p_∞		فشار استاتیک جریان آزاد، پاسکال
\bar{p}		بردار یکه در خلاف جهت حرکت روتور
Q		گشتاور شافت روتور، نیوتن متر
R	0.8605 m	شعاع روتور،
r		فاصله مرکز هر سلول تا مرکز روتور
\bar{r}		بردار یکه که مرکز روتور را به مقطع مورد نظر از تیغه وصل می‌کند
S_i		عبارت چشمه برای جهت i
T		نیروی تراست روتور، نیوتن
V_{ref}	$\sqrt{2} R\Omega$	سرعت مرجع،
V_∞		سرعت جریان آزاد هوا، m/s
		نشانه‌های یونانی
α_t		زاویه‌ی پیچش روتور

می‌توان به‌کار برد. بارگذاری روتور به‌روش BET، همراه با اصلاح زوایای گام می‌تواند برخی ویژگی‌های کارایی روتور مانند تغییرات تراست با گشتاور شافت (قدرت) را به‌خوبی پیش‌بینی کند.

ضرایب فشار بر سطح بالایی بالگرد توسط روش‌های همراه با اصلاح به‌خوبی پیش‌بینی شده است. اما این روش‌ها در هنگام عبور جریان از روی گوشه‌های مقاطع به‌خوبی نتوانسته‌اند کاهش فشار لازم را ایجاد کنند. بهبود روابط به‌کار گرفته‌شده برای محاسبه‌ی نیروهای وارد بر مقاطع روتور، مانند در نظر گرفتن اثر تراکم‌پذیری به‌کمک عدد ماخ محلی و همچنین در نظر گرفتن بعضی اثرات سه‌بعدی جریان احتمالاً می‌تواند به واقعی‌تر شدن زوایای گام و تغییرات کم‌تر آن‌ها از مقادیر اصلی خود بیانجامد و باعث نزدیک شدن نتایج روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده می‌کنند به یکدیگر منجر شود و می‌تواند در پیش‌بینی به‌تر ضرایب فشار مؤثر باشد.

نیروی محوری وارد بر بالگرد به‌خوبی پیش‌بینی شده است. روند تغییرات نیروی وارد شده بر بالگرد در راستای عمود بر جریان با تغییرات تراست روتور و نسبت پیش‌روش جریان مناسب به‌نظر می‌رسد اما مقادیر به‌دست آمده با نتایج تجربی اختلاف دارند که از دلایل آن می‌توان به تغییرات ایجاد شده در جریان در اثر حضور پایه‌ی مدل اشاره کرد. مناسب است مدل‌های دیگری نیز که پایه در موقعیت‌های پایانی بدنه‌ی آنها قرار دارد نیز برای بررسی بیشتر این موضوع شبیه‌سازی شوند.

فهرست نمادها و نشانه‌ها

نشانه‌های لاتین

A	$2.3262m^2, \pi R^2$	سطح دیسک روتور،
A_1		گام دوره‌ای جانبی
B_1		گام دوره‌ای طولی

Ω	سرعت زاویه‌ای روتور، 209.44 rad/s	μ	لزجت مولکولی
$\bar{\Omega}$	بردار سرعت زاویه‌ای روتور	λ	نسبت پیش‌روش، $\frac{V_{\infty}}{R\Omega}$
ψ	زاویه دوران روتور	ρ_{∞}	چگالی جریان آزاد هوا، kg/m ³
θ_c	گام کلی	σ	صلبیت روتور، 0.098

مراجع

1. Chaffin, M.S., "A Guide to the Use of the Pressure Disk Rotor Model as Implemented in INS3D-UP", *NASA-CR-4692*, (1995).
2. Chuiton, F., "Actuator disc modeling for helicopter rotors", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, Issue 4, pp. 285-297, (2004).
3. O'Brien, D.M. and Smith, M.J., "Analysis of Rotor-Fuselage Interactions Using Various Rotor Models", *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, (2005).
4. Bettschart, N., "Rotor Fuselage Interaction: Euler and Navier-Stokes Computations with an Actuator Disk", *Presented at the American Helicopter Society, 55th Annual Forum*, Montreal, Canada, (1999).
5. Renaud, T., O'Brien, D., Smith, M. and Postdam, M., "Evaluation of Isolated Fuselage and Rotor-Fuselage Interaction using CFD", *Presented at the American Helicopter Society, 60th Annual Forum*, Baltimore, MD, (2004).
6. Alpman, E. and Long, L., "Unsteady RAH-66 Comanche Flowfield Simulations Including Fan-in-Fin", *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Orlando, Florida, (2003).
7. Ismail, M.H.B., "A Computational simulation of rotor-fuselage flow interaction in hovering and forward flight", Master thesis, University of Technology, Malaysia, (2007).
8. Pan, L. and Renliang, C., "A Mathematical Model for Helicopter Comprehensive Analysis", *Chinese Journal of Aeronautics*, 23, pp. 320-326, (2010).
9. Yifeng, W., Haowen, W. and Zheng, G., "Dynamic Modeling of Helicopter Rotor Blades", *Tsinghua Science and Technology*, 14(S2), (2009).
10. Heyong, X.U. and Zhengyin Y.E., "Numerical Simulation of Unsteady Flow Around Forward Flight Helicopter with Coaxial Rotors", *Chinese Journal of Aeronautics*, 24, pp. 1-7, (2011).
11. Antoniadis, A.F., Drikakis, D., Zhong, B., Barakos, G., Steijl, R., Biava, M., Vigevano, L., Brocklehurst, A., Boelens, O., Dietz, M., Embacher, M. and Khier, W., "Assessment of CFD methods against experimental flow measurements for helicopter flows", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 86-100, (2012).
12. Biava, M., Khier, W. and Vigevano, L., "CFD prediction of air flow past a full helicopter configuration", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 3-18, (2012).

13. Steijl, R. and Barakos, G.N., "CFD analysis of complete helicopter configurations – lessons learnt from the GOAHEAD project", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19 (1), pp. 58-71, (2012).
14. Biava, M. and Vigevano, L., "Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 37-49, (2012).
15. Rajagopalan, R.G., "A Procedure for Rotor Performance, Flowfield and Interference: A Perspective", *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, (2000).
16. Mineck, R.E., "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor", *NASA TM-2000-210286*, (2000).
17. Freeman, C.E. and Mineck, R.E., "Fuselage Surface Pressure measurements of a Helicopter Wind-Tunnel Model With a 3.15-Meter Diameter Single Rotor", *NASA TM-80051*, (1979).

۱۸. روح اله ارسطویی، شبیه سازی جریان حول بالگرد در حضور روتور، پایان نامه کارشناسی ارشد تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان (۱۳۸۷).