



ارائه شده توسط:

سایت ترجمه فا

مرجع جدیدترین مقالات ترجمه شده

از نشریات معتبر

# شبیه سازی عددی جریان ناپایدار در اطراف پرواز پیشرو هلیکوپتر با روتورهای هم

## محور

### چکیده

معادلات سه بعدی اویلر ناپایدار به طور عددی برای شبیه سازی جریان های در اطراف ناپایدار هلیکوپتر در پرواز به جلو با روتورهای هم محور بر اساس شبکه های بدون ساختار واژگون پویا حل می شوند. عملکرد دو روتورهای هم محور هر دو بدتر می شود به خاطر تعامل آیرودینامیک مربوط بین آنها ، و تاثیر روتور بالایی بر روی روتور پایین بیشتر از روتور پایینی بر روی روتور بالایی است. سرعت فشار باد به سمت پایین در سطح روتور پایینی بسیار بزرگتر از آن در سطح بالای روتور، و سرعت فشار باد به سمت پایین در سطح بالای روتور کمی بزرگتر از آن در سطح روتور منفرد است. سرعت فشار باد به سمت پایین و ضریب محوری هر دو بزرگتر می شوند وقتی زاویه پره ها اضافه می گردد. هنگامی که فاصله بین دو روتورهای هم محور افزایش می یابد، ضریب محوری روتور بالایی افزایش می یابد، اما ضریب محوری در کل کمی کاهش می یابد، چرا که کاهش ضریب محوری روتور پایینی بزرگتر از افزایش ضریب محوری روتور بالایی است.

**کلمات کلیدی :** روتورهای هم محور ؛ شبکه بدون ساختار، شبکه های واژگون؛ ضریب محوری؛ جریان تعامل ، هلیکوپترها، شبیه سازی عددی

### ۱. مقدمه

پیکربندی هم محور روتورها یکی از راه حل های تکنولوژیکی برای افزایش توانایی حمل بار هلیکوپتر است. از آنجا که دو روتور نیروی شبکه را به جای روتور واحد در طرح مرسوم تولید می کنند، قطر روتورها می تواند برای حمل همان مقدار وزن کاهش یابد. جذاب ترین قابلیت طراحی هم محور فشردگی حاصل و ایمنی خودرو می باشد. ثانياً،

گشتاورهای پیچشی معکوس تولید شده توسط دو روتور با توجه به جهت مخالف چرخش لغو خواهد شد و روتور دم و پایه ای که سطوح دم را تحمل میکند می تواند حذف شود، که منجر به یک وسیله نقلیه کوچک تر و سبک تر می شود.

در مقایسه با روتور منفرد بالگرد، آیرودینامیک و فیزیک جریان روتورهای هم محور هلیکوپتر نسبتاً کمتر مورد مطالعه و درک قرار گرفته است. روش تئوری فشار هوا در ابتدا برای مطالعه روتورهای هم محور مورد استفاده قرار گرفت، و پس از آن مدل گرداب [۱-۲]، مدل گرداب ازاد [۳]، نظریه حرکت [۴]، پیش بینی شد و تئوری حرکت عنصر تیغه (BEMT) [۵-۶] برای تجزیه و تحلیل روتورهای هم محور به کار گرفته شد. به تازگی، معادلات ناپایدار اوایلر / Navier - استوکس بر اساس شبکه های واژگون ساختاریافته برای شبیه سازی جریان زمان دقیق در اطراف روتورهای هم محور مورد استفاده قرار گرفت [۷-۹]. در ملت ما، برخی از محققان از روش شرایط منبع حرکت [۱۰-۱۱]، مد بیداری-سختی [۱۲]، تجزیه و تحلیل تجربی داده ها [۱۳]، و مدل گرداب آزاد [۱۴] برای بررسی ویژگی های روتورهای هم محور استفاده نمودند. به جز زمان دقیق روش شبیه سازی ناپایدار، همه روش های دیگر برخی از تقریب ها را برای روتور صورت دادند، و از ویژگی جریان مفصل نزدیک تیغه ها و گرداب تیغه ها در دم نمی تواند شبیه سازی شود، و راه حل ها فقط به طور متوسط انجام شد. در مطالعه قبلی، شو، و همکاران. آیرودینامیک برای روتور بالگرد در پرواز ثابت در سطح زمین های هم محور را بررسی نمودند با حل معادلات اوایلر ناپایدار بر اساس ساختار شبکه های واژگون پویا [۱۵]. در حال حاضر، مطالعات زمان دقیق شبیه سازی عددی هلیکوپتر با روتورهای هم محور پرواز رو به جلو نشده اند موجود در نوشته جات آزاد در داخل کشور یافت نشده است.

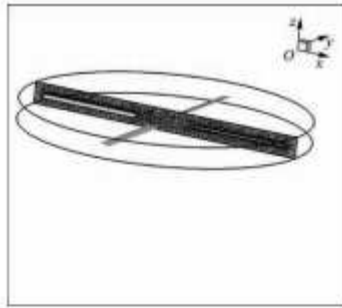
در مقاله حاضر، معادلات سه بعدی اوایلر ناپایدار برای شبیه سازی جریان رو به جلو پرواز هلی کوپتر در اطراف روتورهای هم محور بر اساس شبکه های بدون ساختار واژگون پویا حل می شوند. ویژگی تعامل مربوط به آیرودینامیک از هلیکوپتر هم محور روتور در پرواز به جلو، و تاثیر برخی از پارامترها بر عملکرد محور روتور به طور نسبتاً جزئی مورد بررسی قرار گرفته است.

## ۲. ایجاد شبکه واژگون بدون ساختار

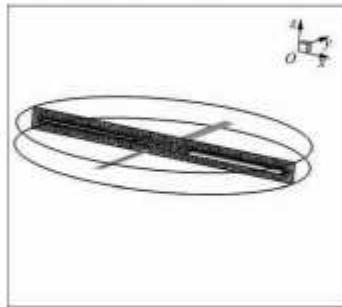
برای عدم وجود مدل استاندارد از هلیکوپتر با روتورهای هم محور، در اینجا از مونتاژ مدل استفاده می کنیم. بدنه مدل ناسا (سازمان هوانوردی و فضا) رابین (تعامل روتور - بدنه) پیکربندی برای بدنه هلیکوپتر با روتورهای هم محور استفاده می شود، و روتورهای هم محور روتورهای دو لایه چهار تیغه هستند. بدنه رابین دارای پیکربندی تحلیلی است، و مختصات بدنه رابین با معادلات فوق العاده بیضی تعریف شده است. برای ایستگاه طولی بدنه بدون بعد معین، مختصات بدون بعد سطح مقطع از توابع تحلیلی برای ارتفاع، عرض، تیر یا الوار خمیده و کج و قدرت بیضوی مدل به دست می آید، و مرجع [۱۶] عملکرد دقیق تحلیلی را می دهد. تیغه ها از NACA (کمیته ملی مشورتی هوانوردی) و بخش airfoil ۰۰۱۲ ساخته شده و دارای شکل مستطیل صفحه ای با نسبت ابعاد ۱۲٫۹۸ است. قطع ریشه در ۲۴٪ از شعاع است. تیغه های که دارای هیچ پیچ و تاب و غیر خطی نیست و زاویه انحراف رو به جلو برای محور روتور ۰ درجه است.

روتور دو لایه در جهت معکوس با سرعت بالا در هنگام کار بر روی روتورهای هم محور می چرخد. برای عملیات موثر از میدان جریان پیچیده مربوط به حرکت نسبی بین پره ها و بدنه، دامنه محاسباتی به سه ناحیه فرعی تجزیه می شود. دو ناحیه فرعی چرخشی شامل روتور بالا و پایین به ترتیب می شود، و با آنها می چرخد. ناحیه فرعی ساکن بقیه میدان جریان از جمله بدنه و دم دور از روتور را پوشش می دهد.

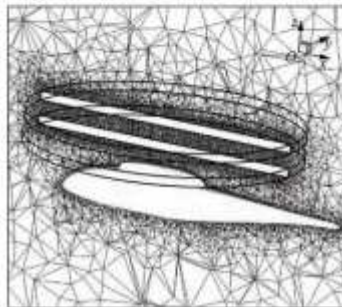
بعد از ایجاد شبکه، ما می توانیم شبکه های بدون ساختار واژگون را برای تنظیمات هلیکوپتر با روتورهای هم محور به دست آوریم، با سه مش ناحیه فرعی، همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است. مشهای تکه از ناحیه فرعی بالای روتور و ناحیه فرعی پایین و ناحیه فرعی بدنه در شکل 1(a) تا (c) نمایش داده شده است، و تداخل مشهای تکه در شکل 1(d) نشان داده شده است. روش تولید شبکه های بدون ساختار واژگون به طور مفصل در مراجع [۱۷] -- [۱۸]. ارائه شده است. این روش می تواند اطمینان حاصل نماید که همیشه منطقی برای ناحیه تداخل بین ناحیه فرعی واژگون در هر پله زمانی در مدت شبیه سازی ناپایدار بدون بازسازی مرز حفره و ایجاد شبکه معکوس است، که باعث افزایش بهره وری تولید واژگون و شبیه سازی شبکه های ناپایدار می شود.



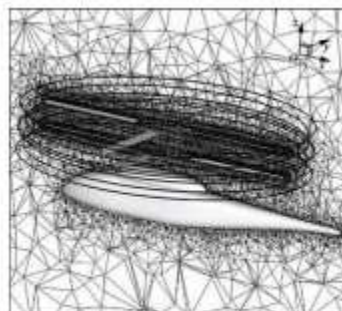
(a) Slice meshes of top rotor subzone



(b) Slice meshes of bottom rotor subzone



(c) Slice meshes of fuselage subzone



(d) Slice meshes of all subzones overlapped

شکل ۱. شبکه های واژگون هلی کوپتر با روتورهای هم محور

### ۳.۱. معادله حاکم

معادلات اوپلر ناپایدار در لاگرانژی شکلول دلخواه (ALE) Eulerian [۱۹] با استفاده از روش حجم محدود - مرکز در سیستم هماهنگی حرکتی گسسته شده است. شکل انتگرالی از معادلات اوپلر ناپایدار برای دامنه محدود  $\Omega$  با مرکز  $\partial \Omega$  می تواند به صورت زیر نوشته شود

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} Q dV + \iint_{\partial \Omega} F(Q) \cdot n dS = 0 \quad (1)$$

که در آن  $f(Q)$  بردار شار چسبنده و  $n$  بردار نرمال واحد سطح بیرونی روی مرز است. متغیرهای  $\rho$  و  $E0$  به ترتیب چگالی و کل انرژی در واحد حجم هستند.  $u, v, w$  سرعت ها در محورهای  $x, y, z$  و  $\gamma$  (سرعت فشار باد به سمت پایین) هستند و آنها از سرعت صوتی جریان ورودی بدون بعد هستند. شار چسبنده در وجه هر سلول در طرح تفاوت جیمسون مرکزی محاسبه شده است. برای بدست آوردن دقت مرتبه دوم فضایی، برآورد متغیرهای متغیر در هر وجه سلول توسط درون یابی راه حل با استفاده از بسط سری تیلور در همسایگی مرکز هر سلول به دست می آید. گرادیان راه حل مورد نیاز سلول به طور متوسط در مرکز سلول برای گسترش فوق از قضیه گاوس توسط ارزیابی انتگرال سطحی برای سطح بسته از چهار ضلعی محاسبه می شود. همچنین نیاز به مقدار گره از راه حل دارد که می تواند از احاطه نمودن داده های مرکز سلول با استفاده از روش اجرایی متوسط گیری لاپلاسین- پسودو دقیق مرتبه اول محاسبه شود.

### ۳.۲. پله زمانی

پله زمانی [۲۰] برای پیشبرد راه حل زمانی دقیق در زمان را برای عنصر حجم  $ith$  به شرح زیر اتخاذ می شود:

$$\frac{d}{d\tau} (Q_i^{n+1} V_i^{n+1}) + R^*(Q_i^{n+1}) = 0 \quad (2)$$

$$R^*(Q_i^{n+1}) = \frac{3Q_i^{n+1} V_i^{n+1} - 4Q_i^n V_i^n + Q_i^{n-1} V_i^{n-1}}{2\Delta t} + R(Q_i^{n+1}) \quad (3)$$

که در آن  $\tau$  زمان شبه است،  $\Delta t$  مقیاس واقعی از پله زمانی،  $V_i$  عنصر حجم در سطح زمان، باقی مانده در شبه پله زمانی. یک طرح پله زمانی چند مرحله صریح برای گسسته سازی مشتق زمانی در معادله. (۲) استفاده شده است. این راه حل هم از زمان  $t$  تا  $t + \Delta t$  با چهار مرحله رانگ - Kutta طرح [۲۱] پیش می رود به صورت زیر

$$\left. \begin{aligned} W^{(0)} &= (W^*)_t \\ W^{(1)} &= W^{(0)} - \alpha_j \Delta t R^* (W^{(0)}) \\ (W^*)_{t+\Delta t} &= W^{(4)} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

که در آن  $j = 1, 2, 3, 4$  شمارنده مرحله برای طرح چهار مرحله و  $\alpha_j$  ضریب چند مرحله برای مرحله  $j$ th با مقادیر بودن  $1/4, 3/4, 2/4, 1/4$  به ترتیب در این مقاله است.

#### ۴. نتایج و بحث

##### ۴.۱. شبیه سازی روتورهای هم محور در پرواز ثابت در سطح زمین

اعتبار روش حاضر برای پیش بینی جریان رو به جلو پرواز در اطراف هلی کوپتر با روتورهای هم محور برای مدل روتورهای هم محور در پرواز ثابت در سطح زمین صورت می گیرد، که در ژاپن در اواخر دهه ۱۹۷۰ آزمایش [۲۲] شده است. حالت پرواز ثابت در سطح زمین به عنوان یک پرواز رو به جلو ویژه در نظر گرفته شده است، یعنی نسبت پیشبرد صفر است. تیغه ها دارای بخش NACA 0012 airfoil با زاویه پیچ و تاب هستند و مدل محاسبه دارای هیچ بدنه ای نیست. پارامترهای روتورهای هم محور در جدول ۱ نشان داده شده است.

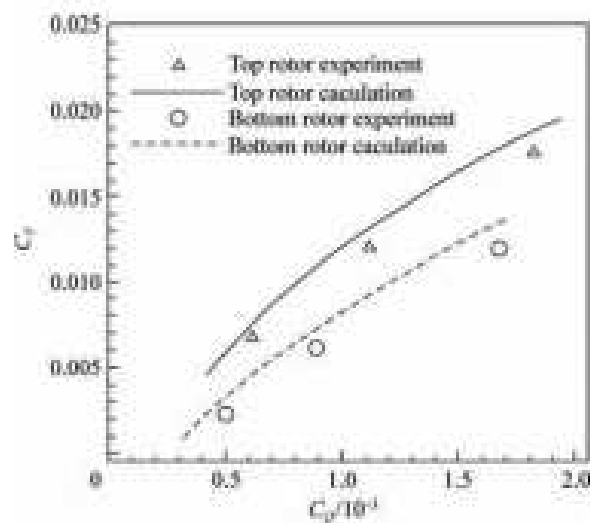
Name of parameter	Symbol	Value
Radius of rotor	$R/m$	0.38
Rotor spacing	$l/m$	0.10
Airfoil chord	$c/m$	0.06
Root cutout	$r_c/\%$	21
Rotational speed	$\omega(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	324.5
Collective angle	$\theta(^{\circ})$	3-12

جدول ۱ پارامترهای روتورهای هم محور آزمایشی

مشهای تکه از شبکه های بدون ساختار واژگون در شکل ۲ نشان داده شده است. پس از یک سری محاسبات ناپایدار، تنوع ضریب محوری  $C_t$  با ضریب گشتاور  $C_Q$  در شکل ۳ نشان داده شده است و دارای توافق نسبتاً خوب با داده

های تجربی هستند، که نشان می دهد که روش حاضر موثر و دقیق برای پیش بینی جریان ناپایدار در اطراف روتورهای هم محور است.

از شکل ۳ ما می توانید دریابیم که رانش روتور بالا بزرگتر از آن است که از روتور پایین با همان ضریب گشتاور، با توجه به تعامل آیرودینامیک بین دو روتور. برای روتور پایین ، گرداب دم از روتور به طور مستقیم از طریق سطح روتور پایین به گرداب دم می پیماید، و فشار باد به سمت پایین اثر جمعی از دو روتور است، که منجر به کاهش زاویه موثر حمله روتور پایین می شود. پس رانش از روتور پایین کمتر از روتور بالا است.



شکل ۳. مقایسه منحنی های  $C_q-C_t$  در آزمایش و محاسبه.

#### ۴.۲. شبیه سازی پرواز هلیکوپتر به جلو با روتوهای هم محور

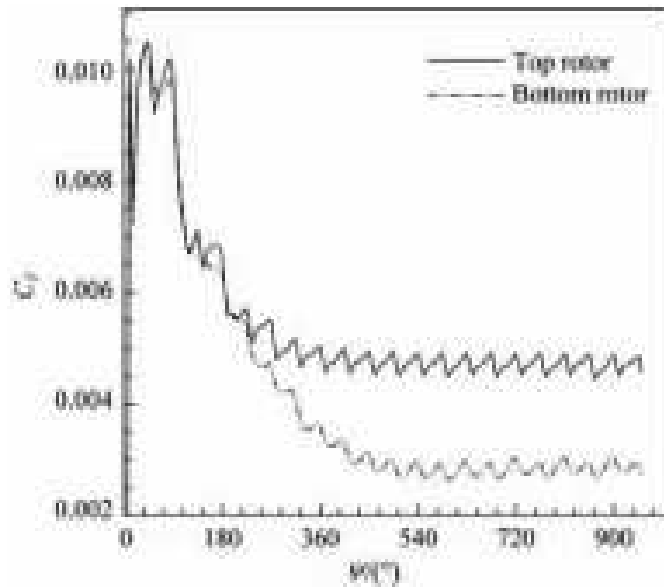
جریان ناپایدار در اطراف پرواز هلیکوپتر به جلو با روتورهای هم محور به منظور تعامل مربوط به آیرودینامیک میان دو روتور و بدنه شبیه سازی شده است. پارامترهای محاسبه به طور مفصل در جدول ۲ نشان داده شده است. برای مقایسه بین هلی کوپتر با روتورهای هم محور و هلیکوپتر با روتور منفرد، جریان ناپایدار در اطراف هلی کوپتر روتور منفرد نیز شبیه سازی شده است ، و تنظیمات هلیکوپتر با روتور منفرد تنها پیکربندی هلیکوپتر با روتورهای هم محور در بالای صفحه روتور حذف شده است.



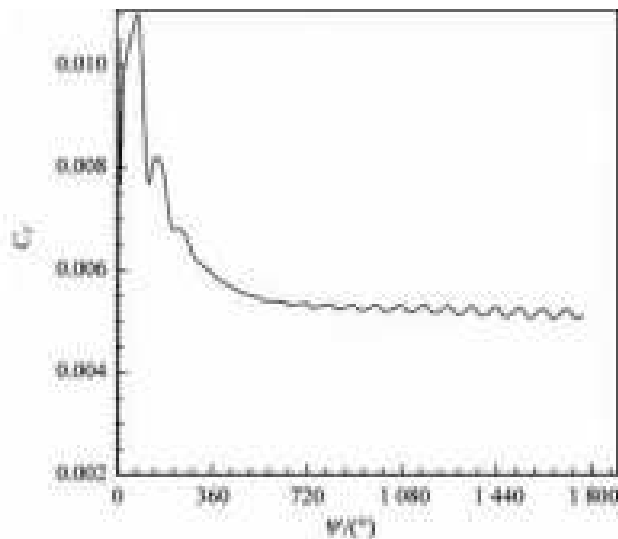
Name of parameter	Symbol	Value
Advancing ratio	$\mu$	0.03
Radius of rotor	$R/m$	0.86
Rotor spacing	$l/m$	0.16
Tip Mach number	$M_t$	0.52
Shaft tilting angle	$\alpha_s(^{\circ})$	0
Attack angle	$\alpha(^{\circ})$	0
Coaxing angle	$\beta(^{\circ})$	0
Longitudinal flapping angle	$\beta_1(^{\circ})$	0
Lateral flapping angle	$\beta_2(^{\circ})$	0
Collective angle	$\theta(^{\circ})$	8
Longitudinal pitching angle	$\theta_1(^{\circ})$	0
Lateral pitching angle	$\theta_2(^{\circ})$	0

جدول ۲ پارامترهای محاسباتی هلیکوپتر هم محور روتور

ضرایب محوری از روتورهای هم محور و روتور منفرد متفاوت در زاویه  $\psi$  سمت در اشکال ۴ و ۵ داده شده است و بعد از دوره دوم ، نتایج راه حل های ماندگار دوره ای هستند. برای روتورهای هم محور، رانش از روتور بالا بزرگتر از آن رانش روتور پایینی است، در حالی که رانش روتور منفرد کمی بزرگتر از روتور بالایی است. از مقایسه دو شکل، ما می توانیم دریابیم که هشت خوشه در یک دوره از منحنی رانش روتور هم محور وجود دارد، در حالی که تنها چهار خوشه در یک دوره از منحنی رانش روتور منفرد وجود دارد، و این اوج نوسانات رانش روتور هم محور بزرگتر از آن برای روتور منفرد است. برای روتورهای هم محور، اوج نوسانات روتور بالایی کمی بزرگتر از آن از روتور پایین است. برای مدل های بالگرد با روتور منفرد، تنها بدنه دارای نفوذ تعاملی آیرودینامیک در روتور است و بنابراین ظاهر نوسان محوری به فعل و انفعالات مربوط به آیرودینامیک بین روتور چرخشی و بدنه نسبت داده می شود زمانی که تیغه از طریق ناحیه بالای بدنه عبور می کند، با در نظر گرفتن نفوذ احتمالی



شکل ۴. منحنی ضریب رانش روتورهای هم محور.

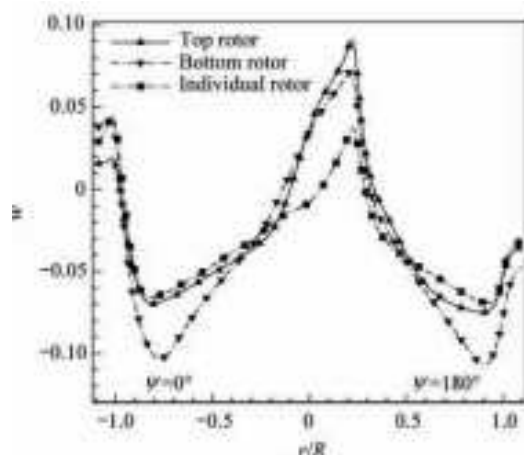


شکل ۵. منحنی ضریب رانش روتور منفرد

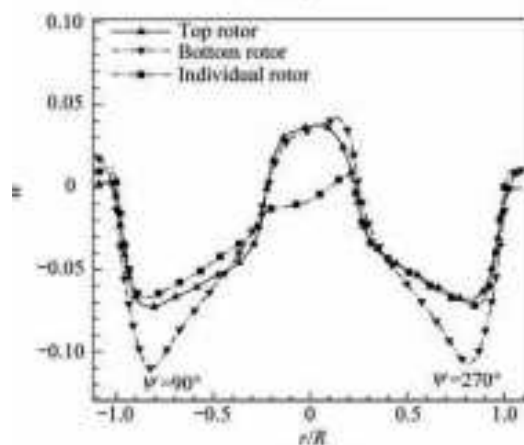
جریان نامتقارن وارد می شود. هرچند برای مدل بالگرد با روتور هم محور، نه تنها بدنه دارای تاثیر در روتور است، بلکه همچنین دو روتورهای هم محور دارای اثر آیرودینامیک قوی بر یکدیگر هستند، بنابراین مکان های هشت خوشه ها دو روتورهای هم محور برخورد دارند، زیرا روتور می تواند به دیگری برای هشت بار در یک دور چرخش برخورد نماید. نوسان بزرگتر خوشه روتور هم محور نسبت به روتور منفرد نشان می دهد که فعل و انفعالات

آیرودینامیک بین روتورهای هم محور که بسیار قوی تر از آن بین روتور و بدنه است. برای روتور پایینی، نوسان محوری ناشی از اثر جمعی تعاملات روتور بالایی و بدنه است، و اثر تعامل بدنه روتور پایینی قوی تر از اثر آن در روتور بالایی است به علت فاصله کوتاه روتور پایینی با بدنه، بنابراین نوسان خوشه رانش روتور پایینی کمتر از روتور بالایی است.

مقایسه سرعت فشار باد به سمت پایین  $W$  در سطوح روتور در سطوح طولی و جانبی به ترتیب از طریق مرکز دیسک روتور در شکل ۶ ارائه شده است. ۲ نشان دهنده فاصله شعاعی از مرکز روتور است. سرعت فشار باد به سمت پایین در روتور بالایی کمی بزرگتر از روتور منفرد، و سرعت فشار باد به سمت پایین در روتور پایینی بسیار بزرگتر نسبت به روتور بالایی است. این را می توان به شرح زیر توضیح داد.



(a) Longitudinal



(b) Lateral

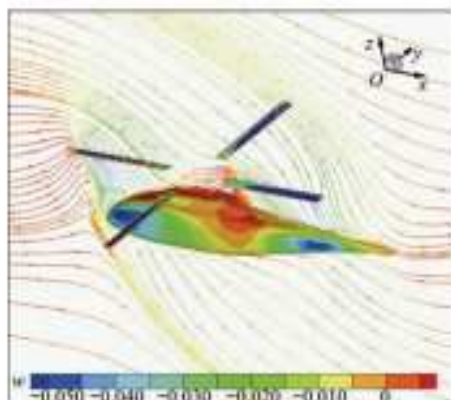
شکل ۶ مقایسه سرعت فشار باد به سمت پایین.

روتور پایین در جریان خارجی روتور بالایی قرار گرفته است و روتور بالایی سرعت فشار باد به سمت پایین بزرگی را در محل روتور پایینی تولید می کند، بنابراین به پایین روتور به خودی خود فشار باد به سمت پایین را اضافه می کند، بنابراین سرعت جمعی حاصل فشار باد به سمت پایین در محل سطح روتور پایینی بسیار بزرگتر از آن برای روتور منفرد است. از سوی دیگر، اختلاف سرعت فشار باد به سمت پایین می تواند با تفاوت مقادیر رانش بین دو روتورهای هم محور در شکل ۴ توضیح داده شود. سرعت بزرگتر فشار باد به سمت پایین زاویه موثر حمله روتور پایینی را کاهش می دهد، که منجر به ضریب رانش کوچکتر می شود.

جریان خطوط فضایی از طریق سطح واسط طولی در محل تیغه صفر صفحه افقی در شکل ۷ برای مدل های هلیکوپتر با دو روتورهای منفرد و هم محور نشان داده شده است. این نشان داد که جریان در اطراف هلیکوپتر با روتورهای هم محور دارای فشار باد به سمت پایین قوی تر از هلیکوپتر با روتور منفرد است، به دلیل رانش بزرگتر تولید شده توسط روتورهای هم محور، که منجر به یک جریان قوی تر فشار باد به سمت پایین می شود.



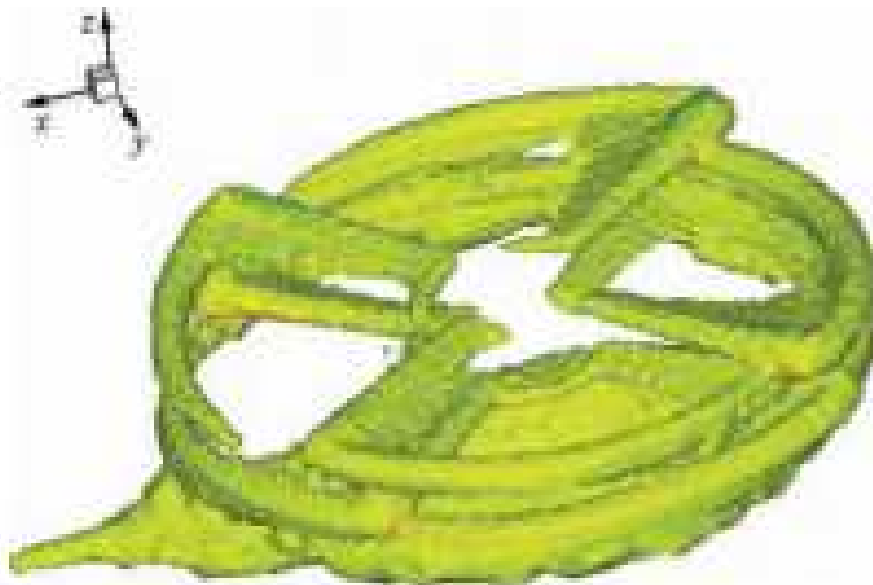
(a) Coaxial rotor helicopter



(b) Individual rotor helicopter

## شکل ۷ خطوط جریان در صفحه واسط طولی

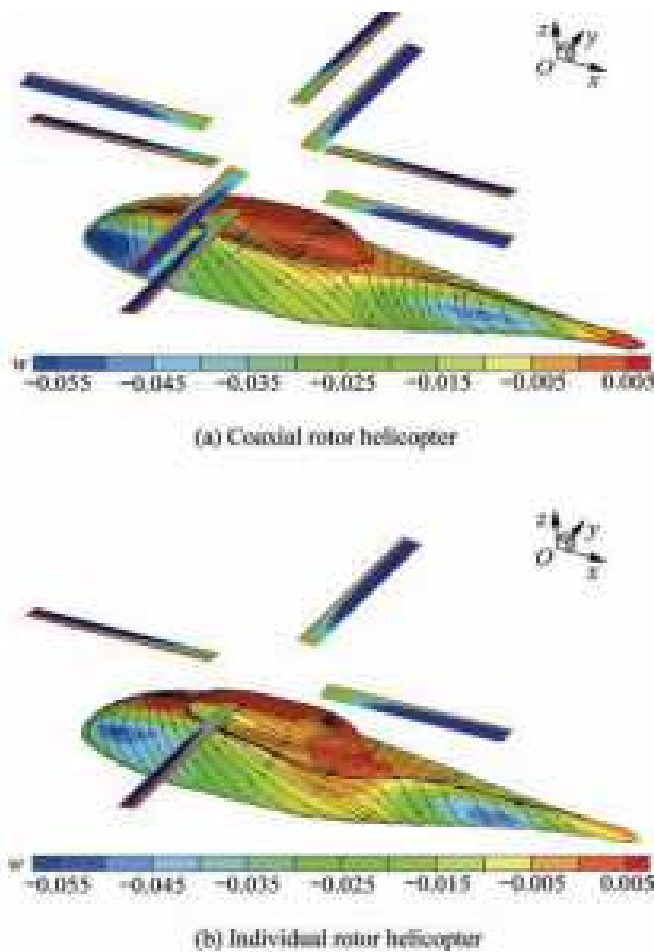
شکل ۸ نشان می دهد خطوط ایزو - حالت گردابی محاسبه شده از راه حل شبکه های واژگون در لحظه معین را نشان می دهد. شکل نشان می دهد که موقعیت تیغه های روتور در آن سطح زمانی، و جریان گردابی آمده از تیغه ها مجزا دیده می شود. تشکیل گرداب نوک عقبی، رفتن آن به پایین روتور، و برخورد با گرداب نوک در بدنه می تواند در شکل مشاهده شود. تشکیل گرداب دیسک روتور شبیه به گرداب نوک بال ثابت نیز به وضوح نشان داده است.



شکل ۸. سطح ایزو-گردابی لحظه ای در میدان جریان

جریان خطوط در سطح بدنه هلیکوپتر با روتورهای هم محور و هلیکوپتر با روتورهای منفرد هر دو در شکل ۹ نشان داده شده است جریان گردابی در بالای بدنه وجود دارد، و جهات گرداب مانند جهت چرخش روتور پایینی و روتور منفرد بود. این نشان داده شده که قدرت گرداب از مدل هلی کوپتر با روتورهای هم محور ضعیف تر نسبت به مدل های بالگرد با روتور منفرد است، چرا گرداب دم معکوس که توسط روتور بالایی القا شده قدرت گرداب در بالای بدنه

را کاهش می دهد. علاوه بر این، مراکز گرداب از هر دو مدل در پشت مراکز شافت روتور به دلیل سرعت مولفه در جهت جریان برای جریان های ورودی هستند.



شکل ۹. جریان خطوط سطحی روی بدنه

به منظور بررسی اثر زاویه جمعی پره  $\theta$  در عملکرد پرواز به جلو بالگرد با روتور هم محور، دو مدل با جمعی زاویه تیغه ۱۲ درجه در اینجا شبیه سازی شده اند، و مقایسه آن با موارد زاویه تیغه جمعی ۸ درجه در جدول ۳ داده شده است.

Parameter	$C_T$			
	Top rotor	Bottom rotor	Summation	Individual rotor
$\theta=8^\circ$	0.004 7	0.002 9	0.007 6	0.005 1
$\theta=12^\circ$	0.007 8	0.005 7	0.013 5	0.008 6
Increment	0.003 1	0.002 8	0.005 9	0.003 5

جدول ۳ مقایسه ضرایب رانش بین زوایای مختلف جمعی

از جدول ۳، ما می توانیم دریابیم که رانش روتورهای روتور هم محور و منفرد کلاً افزایش می یابد زمانی که زاویه جمعی تیغه بزرگتر می شود. افزایش در روتور بالا بزرگتر از روتور پایینی و افزایش از روتور منفرد کمی بزرگتر از روتور بالایی است.

بعلاوه، اثر فاصله روتور در عملکرد هلی کوپتر با روتور هم محور نیز در اینجا با افزایش فاصله روتور به ۰,۲۴ متر با زاویه مجموع تیغه در ۸ درجه بررسی شده است. نتایج محاسبه در جدول ۴ نشان داده شده است.

Parameter	$C_T$		
	Top rotor	Bottom rotor	Summation
$H=0.16\text{ m}$	0.004 70	0.002 90	0.007 60
$H=0.24\text{ m}$	0.004 75	0.002 68	0.007 40
Increment	0.000 05	-0.000 22	-0.000 20

جدول ۴ مقایسه ضرایب رانشی بین فواصل مختلف روتور

از جدول شماره ۴، ما می توانیم دریابیم که زمانی که فاصله روتور بزرگتر می شود، ضریب رانش روتور بالایی کمی افزایش می یابد، اما ضریب رانش روتور پایینی بیشتر کاهش می یابد، و در نتیجه ضریب رانش در کل کاهش می یابد. نتیجه مقایسه نشان می دهد که این تداخل آیرودینامیک از روتور پایینی در روتور بالایی کاهش می یابد، در حالی که تداخل در روتور بالایی افزایش یافته با رانش حاصل که کمی کاهش یافته است.

در مقاله حاضر ، جریان در اطراف هلیکوپتر با پرواز رو به جلو با روتورهای هم محور و منفرد با حل معادلات سه بعدی اویلر ناپایدار بر اساس شبکه های بدون ساختار واژگون پویا شبیه سازی شده است ، و برخی از نتایج به دست آمده به شرح زیر است.

(۱) در مقایسه با بالگرد با روتور منفرد، رانش هر دو روتورهای هم محور کوچکتر است، به خصوص رانش روتور پایینی بسیار کوچکتر است ، که نشان می دهد که تعامل بین روتورهای هم محور منجر به کاهش عملکرد روتورهای هم محور ، به خصوص روتور پایینی می شود.

(۲) تعامل بین روتورهای هم محور باعث می شود سرعت فشار باد به سمت پایین در سطح روتور پایینی بسیار بزرگتر از سطح روتور منفرد، و سرعت فشار باد به سمت پایین در سطح روتور بالایی کمی بزرگتر از آن در سطح روتور منفرد باشد.

(۳) جریان گردابه با فشار به سمت بالا در بالای بدنه در هر دو مدل هلی کوپتر وجود دارد ، و قدرت هلیکوپتر با روتور هم محور ضعیف تر از آن از هلی کوپتر های با روتور منفرد است.

(۴) سرعت فشار باد به سمت پایین و ضریب رانش افزایش می یابد هنگامی که زاویه جمعی تیغه بزرگتر می شود.

(۵) هنگامی که فاصله روتور افزایش می یابد، ضریب رانش برای روتور بالایی افزایش و برای روتور پایینی کاهش می یابد، و رانش کلی کمی کاهش می یابد.

نشان داده شد که روش حاضر از شبکه های بدون ساختار واژگون پویا کارآمد و قوی برای شبیه سازی جریان ناپایدار در اطراف بالگرد با روتور هم محور است، و فهم جدیدی از سیستم هم محور روتور و روتور / بدنه تعاملات در آینده برای کشف مشکلات آیرودینامیک از سیستم روتور هم محور مورد مطالعه قرار خواهد گرفت.



## References

- [1] Andrew M J. Co-axial rotor aerodynamics in hover. *Vertica* 1981; 5(2):163-172.
- [2] Saito S, Azuma A. A numerical approach to co-axial rotor aerodynamics. *Vertica* 1982; 6(3):253-266.
- [3] Bagai A, Leishman J G. Free-wake analysis of tandem, tilt-rotor and co-axial rotor configurations. *Journal of the American Helicopter Society* 1996; 41(3):196-207.
- [4] Leishman J G, Syal M. Figure of merit definition for coaxial rotors. *Journal of the American Helicopter Society* 2008; 53(3): 290-300.
- [5] Leishman J G, Ananthan S. An optimum coaxial rotor system for axial flight. *Journal of the American Helicopter Society* 2008; 53(4): 366-381.
- [6] Leishman J G. Aerodynamic performance considerations in the design of a coaxial proprotor. *Journal of the American Helicopter Society* 2009; 54(1): 012005-1-14.
- [7] Lakshminarayan V K, Baeder J D. Computational investigation of micro-scale coaxial rotor aerodynamics in hover. *Journal of Aircraft* 2010; 47(3): 940-955.
- [8] Lakshminarayan V K, Baeder J D. High resolution computational investigation of trimmed coaxial rotor aerodynamics in hover. *Journal of the American Helicopter Society* 2009; 54(4): 042008-1-21.
- [9] Lakshminarayan V K, Baeder J D. Computational investigation of small scale coaxial rotor aerodynamics in hover. *AIAA-2009-1069*, 2009.
- [10] Tong Z L, Sun M. Navier-Stokes calculations of coaxial rotor aerodynamics. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 1998; 19(1):1-5. [in Chinese]
- [11] Kang N, Sun M. Navier-Stokes calculations of wake and ground vortex induced by a rotor in forward flight with ground effects. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 1996; 17(7):7-12. [in Chinese]
- [12] Chen M, Hu J Z, Cao Y H. Rigid-wake analysis of rotor aerodynamics in forward flight. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics* 2004; 30(1):74-78. [in Chinese]
- [13] Deng Y M, Tao R, Hu J Z. Experimental investigation of the aerodynamic interaction between upper and lower rotors of a coaxial helicopter. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 2003; 24(1):10-14. [in Chinese]
- [14] Huang S L, Xu G H, Li C H. Flow field analysis of coaxial twin rotors based on free wake. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics* 2008; 40(6):721-726. [in Chinese]
- [15] Xu H Y, Ye Z Y. Numerical simulation of interaction unsteady flows around coaxial rotors. *Journal of Aerospace Power* 2011. [in Chinese] (in Press).
- [16] Raymond E M, Gorton S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor. *NASA TM 2000-210286*, 2000.
- [17] Xu He Y, Ye Z Y, Wang G, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids. *Journal of Northwestern Polytechnical University* 2006; 24(6): 763-767. [in Chinese]
- [18] Xu H Y, Ye Z Y, Wang G, et al. Simulation of helicopter forward flight flow using unstructured overset grids. *AIAA-2009-1285*, 2009.
- [19] Gleize V, Pape A L. Low Mach number preconditioning for unsteady flow in general ALE formulation. *AIAA-2006-687*, 2006.
- [20] Jameson A. Time dependent calculations using multi-grid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings. *AIAA-1991-1596*, 1991.
- [21] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping scheme. *AIAA-1981-1259*, 1981.
- [22] Colin P C. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research. *NASA TP 3675*, 1997.

این مقاله، از سری مقالات ترجمه شده رایگان سایت ترجمه فا میباشد که با فرمت PDF در اختیار شما عزیزان قرار گرفته است. در صورت تمایل میتوانید با کلیک بر روی دکمه های زیر از سایر مقالات نیز استفاده نمایید:

لیست مقالات ترجمه شده ✓

لیست مقالات ترجمه شده رایگان ✓

لیست جدیدترین مقالات انگلیسی ISI ✓

سایت ترجمه فا ؛ مرجع جدیدترین مقالات ترجمه شده از نشریات معتبر خارجی