

علمی- پژوهشی

شبیه‌سازی عددی و بررسی تأثیرات مولد گردابه بر ضرایب

آیرودینامیکی روتور اصلی بالگرد در پرواز ایستا

امیر حمزه فرج الهی^۱ بیژن حبیب اله نیاورانی^۲ محسن رستمی^۳ علی اصغر نادری^۴ فرید باقرپور^۵
 دانشگاه امام علی^(ع)، تهران، ایران، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران
 دانشگاه امام علی^(ع)، تهران، ایران

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۳/۲۱؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۹/۰۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۲۰؛ تاریخ انتشار: ۱۴۰۰/۱۲/۰۱)

DOR: <https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1400.10.2.4.1>

چکیده

در تحقیق حاضر، اثرات مولدهای گردابه بر نیروهای آیرودینامیکی روی روتور اصلی بالگرد در پرواز ایستا بررسی شده است. گردابه‌های اطراف پره‌های بالگرد تأثیر بسزایی بر نویز و نیروهای آیرودینامیکی دارند. استفاده از مولدهای گردابه یک روش مناسب برای کاهش اثرات جریان جدا شده و گردابه‌های اطراف روتور بالگرد است. در این تحقیق مولدهای گردابه دارای چهار چیدمان مختلف می‌باشند. برای شبیه‌سازی جریان سه‌بعدی اطراف روتور اصلی بالگرد از نرم‌افزار فلونت استفاده شده است. شبکه‌های مورد استفاده به صورت شبکه بی‌سازمان می‌باشند. اعتبار سنجی با نتایج تجربی کاردونا و تانگ انجام شده است، به همین منظور از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ و زاویه حمله ۸° برای پره‌های روتور اصلی بالگرد استفاده شده است. در این مطالعه نتایج حاصل نشان می‌دهند که استفاده از مولدهای گردابه باعث کاهش قدرت گردابه و اندازه‌ی ابعاد گردابه‌های عرضی می‌شود همچنین این بررسی‌ها نشان می‌دهد که ضریب پیشران و ضریب گشتاور پره‌های بالگرد نسبت به حالت بدون مولد گردابه به ترتیب افزایش و کاهش داشته است.

واژه‌های کلیدی: مولد گردابه، شبیه‌سازی عددی، ضرایب آیرودینامیکی، پرواز ایستا

Numerical Simulation and Investigation of the Effects of Vortex Generator on Aerodynamic Coefficients of the Main Helicopter Rotor in Hover

Farajollahi, A.H.¹ Niavarani, B.H.² Rostami, M.³ Naderi, A.A.⁴ Bagherpour, F.⁵
 Imam Ali University, Tehran, Iran; University of Science and Industry, Tehran Iran; Imam Ali University, Tehran, Iran

(Received: 2021/06/11, Revised: 2021/11/29, Accepted: 2021/01/10, Published: 2022/02/20)

ABSTRACT

In present study, the effect of vortex generators on the aerodynamic forces of a helicopter's main rotor in hover is investigated. Vortices around blades have a significant effect on Noise and aerodynamic forces. Using vortex generators is an appropriate method for decreasing the influence of flow separation and vortex around a rotor. In this study, vortex generators include four different arrangements. The numerical simulation of main rotors of the helicopter blades is done by using Fluent software. The mesh grid is used in the form of unstructured. A validation with Cardona and Tang results is done. For this reason, NACA 0012 airfoil and an attack angle of 8° are used for the blades of the main rotor. It can be revealed from the results that by using vortex generators, a decrease in vortex power and dimensions of transverse vortices has occurred. Also, the results show that the thrust coefficient and torque coefficient of the helicopter blades compared to the Non-vortex generators mode has increased and decreased, respectively.

Keywords: Vortex Generator, Numerical Simulation, Aerodynamic Coefficients, Hover

۱- استادیار (نویسنده مسئول): a.farajollahi@sharif.edu۲- کارشناس ارشد: bijan_habibollah@alumni.iust.ac.ir۳- استادیار: cpt.rostami@gmail.com۴- استادیار: aa.naderi1@yahoo.com۵- مربی: farid.bagherpor@gmail.com

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

فهرست علائم و اختصارات

C	وتر ایرفویل، m
C_D	ضریب گشتاور
C_T	ضریب پیشران
E	انرژی کل بر واحد حجم، J/kg
h	آنتالپی، $J/kg.k$
k	ضریب هدایت حرارتی
P	فشار، N/m^2
Q	گشتاور روتور، $N.m$
R	شعاع روتور بالگرد، m
S_D	مساحت دیسک روتور، m^2
T	دما، K
t	زمان، s
Tr	نیروی پیشران، N
V_r	سرعت نسبی، m/s
علائم یونانی	
μ	ضریب لزجت مولکولی، kg/ms
ρ	چگالی، kg/m^3
τ	تنش، N/m^2
ω	سرعت چرخشی روتور، rad/s

۱- مقدمه

وسایل پرنده عمودپرواز در سال‌های اخیر کاربردهای تجاری و نظامی پیدا کرده‌اند که در این میان بالگردها به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد مانند توانایی نشست و برخاست در مساحت کم، سرعت بالا و مانوردهی بالا توجه بسیاری به خود جلب کرده‌اند. روتور اصلی بالگرد یکی از مهم‌ترین بخش‌های یک بالگرد است. مؤثرترین عامل در رفتار آیرودینامیکی بالگردها، حرکت چرخشی روتور آن است. بر این اساس آیرودینامیک بالگردها متأثر از پدیده‌های پیچیده و غیرخطی سیالاتی است که باعث دشوارتر شدن شبیه‌سازی و بررسی آزمایشگاهی آن‌ها می‌شود. در حرکت چرخشی روتور یک بالگرد، اولین پدیده مهم ایجادشده، گردابه‌های نوک باله‌ها و دنباله‌های گردابی حاصل از آن‌ها است، این دنباله‌ها با تأثیر بر توزیع فشار روی پره، باعث ایجاد نیروهای آیرودینامیکی بیشتر در مقاطع نزدیک به نوک پره‌ها می‌شود. به دلیل عدم توزیع یکسان فشار در طول یک باله، گردابه‌های نوک باله‌ها در روتور بالگردها می‌توانند گردابه‌های قوی‌تر و با رفتار پیچیده‌تری نسبت به باله‌های یک وسیله‌ی

پرنده بال ثابت، مانند هواپیماها ایجاد کنند، همچنین یکی دیگر از اثرات این گردابه‌ها، برهم کنش آن‌ها با یکدیگر است که باعث ایجاد ارتعاش در سازه‌ی روتور و ایجاد نویز می‌شود [۱].

گلدشتاین در سال ۱۹۲۹ دنباله‌های گردابی حاصل از چرخش روتور را با دقت بیشتری تحلیل نمود. در پژوهش وی از روش دنباله آزاد برای مدل‌سازی گردابه‌های ایجادشده حول ملخ اصلی بالگرد استفاده شده است [۲].

مولدهای گردابه، زیرمجموعه‌ای از ابزار کنترل جریان بشمار می‌روند. هدف اصلی این مولدها، ایجاد اختلاط بین لایه‌مرزی و جریان آزاد است، این اختلاط موجب افزایش مومنتوم لایه‌مرزی و در نتیجه افزایش پایداری آن در برابر پدیده‌ای مانند جدایش می‌شود [۳-۶]. مولدهای گردابه را می‌توان به‌عنوان چشمه‌ی مومنتوم نیز در نظر گرفت. با افزایش مومنتوم لایه‌مرزی، روند طبیعی کاهش مومنتوم لایه‌مرزی که نشات گرفته از اصطکاک و گرادیان فشاری معکوس است، به هم می‌خورد و در نتیجه می‌توان از جدایش جریان جلوگیری کرد. جدایش جریان با برهم زدن توزیع فشار، موجب کاهش شدید و ناگهانی ضریب برآ و افزایش ضریب پسا می‌شود که در بالگردها به ترتیب کاهش نیروی پیشران و افزایش گشتاور را به همراه دارد. در صورت ایجاد جدایش جریان، مولدهای گردابه با ایجاد اختلاط از رشد و بزرگ شدن ناحیه جریان برگشتی جلوگیری می‌کنند. با عدم ایجاد یا محدود کردن جریان برگشتی، افت فشار ایجاد شده در نتیجه‌ی جدایش، بازیابی شده و در نتیجه اثرات جدایش محدود به ناحیه جدا شده و کمینه خواهند شد [۷].

سال‌هاست که مولدهای گردابه برای کنترل جداسازی در پره‌های معمولی استفاده می‌شود. تیلور در اواخر سال‌های دهه ۴۰ استفاده از مولدهای گردابه را مطرح نمود [۸]. استفاده از مولدهای گردابه با اهداف گوناگونی انجام شده است. شوباو و اسپانگنبرگ از مولدهای گردابه برای تأخیر در جدایش لایه‌مرزی استفاده کرده‌اند [۹]. باگ و گرگورک مطالعه‌ای بر روی عملکرد ایرفویل با مولدهای گردابه به‌منظور افزایش نیروی برآ بال‌های هواپیما انجام داده‌اند [۱۰]. براون و همکاران از مولدهای گردابه برای کنترل جدایش در دیفیوزرهای زیر صوت استفاده کرده‌اند [۱۱]. گرداب جریانی توسط تعامل بین جریان آزاد و جت هوا

با توجه به موارد بررسی شده در پژوهش‌های گذشته، تحقیقی در مورد تأثیر وجود مولدهای گردابه بر روی نیروهای آیرودینامیکی پره‌های بالگرد یافت نشده است و به همین دلیل در این پژوهش به بررسی اثر وجود مولدهای گردابه بر نیروهای آیرودینامیکی پرداخته شده است.

مبنای این پروژه استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی و توانایی استفاده از نرم‌افزار فلوئنت در بررسی مشخصات آیرودینامیکی پره‌های روتور بالگرد مدل کاردونا و تانگ با مقطع ایرفویل ناکا ۱۰۱۲ و انجام صحت‌سنجی با داده‌های موجود آزمایشگاهی و در نهایت بررسی اثرات مولدهای گردابه بر ضرایب آیرودینامیکی پره‌ها است.

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر میدان جریان اطراف روتور بالگرد شامل سه معادله پیوستگی، مومنتوم و انرژی می‌شود. این معادلات در حالت لزج، تراکم‌پذیر و سه‌بعدی فرض شده‌اند. معادله بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

معادله بقای اندازه حرکت:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (3)$$

معادله انرژی:

$$(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i(\rho E + p)) = \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left(k \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_i(\tau_{ij}) \right) + S_h$$

$$E = h - \frac{\partial p}{\partial \rho} + \frac{\partial u_i^2}{2} \quad (5)$$

در معادله (۴) دو ترم سمت راست معادله به ترتیب بیانگر انتقال انرژی به صورت هدایت و پراکندگی لزجت و ترم آخر بیانگر واکنش‌های شیمیایی و حرارت حجمی است.

جریان‌های لزج با اعداد رینولدز بالا دچار اغتشاش می‌گردند. شاخصه‌ی جریان‌های مغشوش، سرعت‌های نوسانی است که باعث می‌شود کمیت‌های انتقالی مانند مومنتوم انرژی و... نیز دچار نوسان شوند. به دلیل آنکه این نوسانات

تشکیل شده است که از ظهور نیروی پسای پارازیتی یا مزاحم جلوگیری می‌کند و استفاده از این فناوری در تأخیر جداسازی جریان و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل مؤثر است [۱۲]. در پژوهش‌های مختلف عملکرد مولدهای گردابه برای کاهش نیروی پسای آیرودینامیکی در وسایل نقلیه‌ی زمینی مانند کامیون‌ها یا واگن‌ها با سرعت متوسط بالا بررسی شده است [۱۳-۱۴]. مزایای مولدهای گردابه برای توربین‌های بادی کاهش سطح سر و صدا از طریق کاهش اثرات اصطکاک تیغه است که توسط زائو و همکارانش ثابت شده است [۱۵]. در پژوهش‌های مختلف کاربرد مولدهای گردابه در کاهش واماندگی دینامیکی بر روی پره‌های بالگرد مورد بررسی قرار گرفته است [۱۶-۱۷]. مولدهای گردابه می‌توانند کارایی و ثبات عملکرد کمپرسورها با بارگذاری بالا را بهبود بخشند و روند فعلی طراحی موتور توربین گاز را با افزایش قابل توجه نسبت نیروی پیشران به وزن تغییر دهد [۱۸-۱۹].

گیربختی و همکاران در پژوهشی در سال ۲۰۱۵ عملکرد مولدهای گردابه در کاهش نیروی پسای بالگرد با کمک شبیه‌سازی‌های عددی و آزمایش‌های تونل باد را بررسی کردند که در این پژوهش مولدهای گردابه بر روی قسمت زیرین بدنه‌ی بالگرد قرار داده شده است [۲۰]. در پژوهشی که توسط جعفری و همکارانش انجام گرفت، مدل‌های توربولانسی مختلفی بر روی جریان حول روتور یک بالگرد بررسی شده است و نشان داده شده که مدل k- ω SST نسبت به دیگر مدل‌های توربولانسی نتایج را با دقت بالاتر ارائه می‌دهد [۲۱].

مشهورترین یافته‌ی آزمایشگاهی موجود که به بررسی آیرودینامیکی روتور یک بالگرد پرداخته است، توسط کارادونا و تانگ انجام شده است، آن‌ها با انجام یک مطالعه بر روی باله‌های بدون پیچش با پره ناکا ۱۰۱۲ و بررسی مشخصات و دنباله‌های نوک باله‌ها حاصل از چرخش روتور و... اطلاعات کاملی درباره ضریب پیشران و ضرایب برآ در مقاطع متفاوتی و رفتار دنباله‌ها ارائه کرده‌اند که در این پژوهش به‌عنوان یکی از منابع صحت‌سنجی استفاده است [۲۲].

دو ضریب بی بعد مهم در تحلیل روتور بالگرد، ضریب پیشران و ضریب گشتاور است که به ترتیب از روابط (۱۱) و (۱۲) به دست می آید:

$$C_T = \frac{Tr}{0.5\rho V_{tip}^2 S_D} = \frac{Tr}{0.5\rho(R\omega)^2 \pi R^2} \quad (11)$$

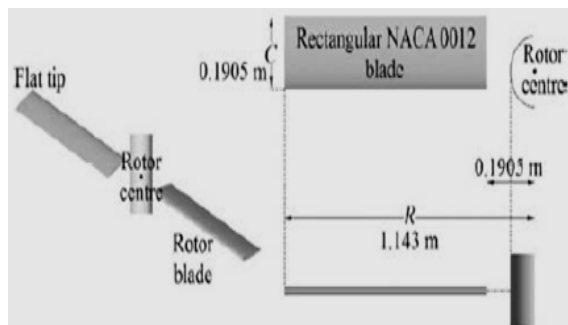
$$C_Q = \frac{Q}{0.5\rho V_{tip}^2 S_D R} = \frac{Q}{0.5\rho(R\omega)^2 \pi R^2 R} \quad (12)$$

قدرت مورد نیاز روتور بالگرد نیز از معادله زیر محاسبه می شود:

$$Power = \omega * Q \quad (13)$$

۳- شبیه سازی عددی

در این مطالعه از نرم افزار فلونت که بر اساس روش محاسباتی حجم محدود است برای تحلیل جریان اطراف روتور اصلی بالگرد استفاده می شود. این نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی قابلیت شبیه سازی جریان های مختلفی را دارا است و می توان از مدل های توربولانسی مختلف با توجه به ویژگی های میدان جریان استفاده کرد. در این پژوهش از روتور کاردونا و تانگ با مشخصات حالت پروازی ایستا استفاده شده است. نتایج تجربی این روتور در پژوهش های بسیاری برای صحت سنجی انتخاب شده است. دو پرهی روتور با مقطع ناکا ۰۰۱۲ و شعاع ۱/۱۴۳ متر و وتر ثابت ۰/۱۹۰۵ متر است. پره بدون پیچش و زاویه ای حمله آن ۸ درجه است. سرعت های دورانی روتور ۱۲۵۰، ۱۷۵۰، ۲۲۵۰ و ۲۵۰۰ دور بر دقیقه است. در شکل ۱ مشخصات کامل پرهی روتور کاردونا و تانگ نشان داده شده است.



شکل (۱): مشخصات روتور اصلی بالگرد.

هدف این تحقیق بررسی اثر وجود مولدهای گردابه بر روی نیروهای آیرودینامیکی پره های روتور اصلی بالگرد است. به همین دلیل باید پرهی استاندارد که نتایج تجربی آن موجود و مشخص است انتخاب گردد و نتایج عددی با نتایج

در اندازه کوچک و با فرکانس بالا رخ می دهند همواره در محاسبات مهندسی برای تحلیل جریان مشکل ساز می باشند، با متوسط گیری از این نوسانات حل آن ها آسان تر می گردد. در اثر متوسط گیری ترم $-\rho'u_i'u_j'$ به معادله مومنوم اضافه می شود.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(-\rho'u_i'u_j') = \mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_j}{\partial x_j})\delta_{ij} \quad (6)$$

این مؤلفه های اضافی از طریق مدل های توربولانسی قابل حل می باشند.

چرخش پره جریان ناپایا در اطراف خود تولید می کند چرا که پره فضای اطراف خود را به صورت تناوبی جاروب می کند؛ اما می توان با فرض چرخشی بودن میدان جریان همراه با پره جریان را پایا در نظر گرفت و محاسبات را تا حد زیادی ساده نمود. در این شرایط جریان نسبت به مرجع چرخان پایا است.

رابطه بین سرعت نسبی و مطلق به صورت زیر است:

$$V_r = v - \omega * r \quad (7)$$

بر این اساس تغییراتی نیز در سمت چپ معادله مومنوم ایجاد می شود. معادله (۸) برای مرجع ثابت و معادله (۹) برای مرجع چرخان چنین است.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \nabla(\rho v v) \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \nabla(\rho v_r v_r) \quad (9)$$

$$+ 2\omega * v_r + \omega * \omega * r(1) + \rho \frac{\partial \omega}{\partial t} * r$$

با توجه به شکل هندسی و طبیعت چرخشی جریان اطراف ملخ، معادلات دیفرانسیل حاکم برای جریان مغشوش است. در این حالت کمیت های برداری و اسکالر لحظه ای به دو عبارت متوسط نوسانی به صورت زیر شکسته می شوند و سپس بر روی زمان متوسط گیری می شوند:

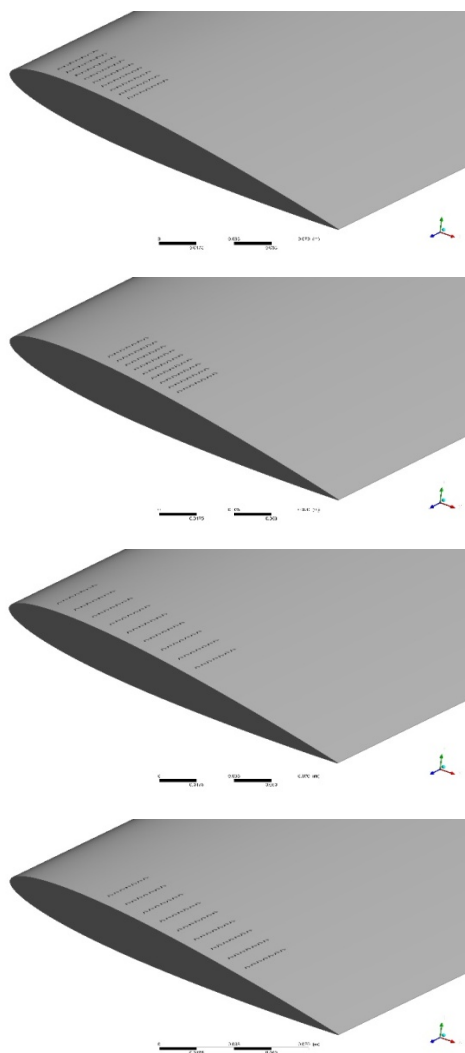
$$\bar{\varphi}_i = \bar{\varphi}_i + \varphi_i' \quad (10)$$

در این حالت ترم های اضافی ناشی از اغتشاش جریان وارد مسئله می شوند که برای حل باید مدل اغتشاشی مناسب در نظر گرفت.

۳. شروع قرارگیری مولد در فاصله ۵٪ وتر از لبه حمله است و مولدها با فاصله ۱۰ میلی‌متری از یکدیگر در راستای وتر ایرفویل قرار دارند.

۴. شروع قرارگیری مولد در فاصله ۲۵٪ وتر از لبه حمله است و مولدها با فاصله ۱۰ میلی‌متری از یکدیگر در راستای وتر ایرفویل قرار دارند.

در شکل ۳ چیدمان مولدهای گردابه نشان داده شده است.

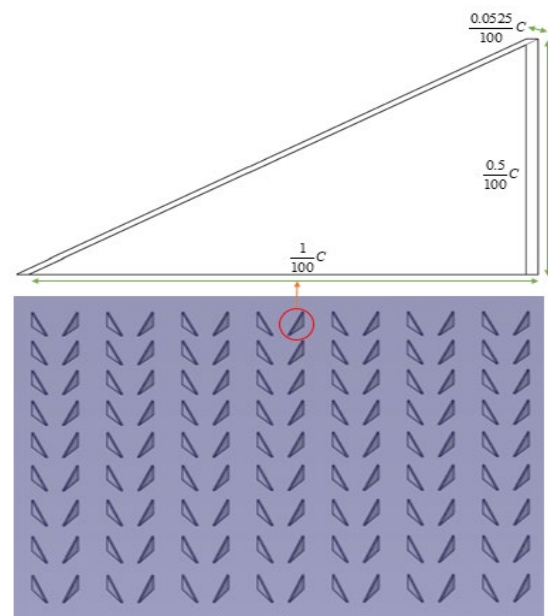


شکل (۳): چهار چیدمان مختلف مولد گردابه.

با توجه به مطالب گفته شده در این مطالعه از مدل توربولانسی SST $k-\omega$ برای بررسی جریان حول روتور استفاده شده است. در شبیه‌سازی روش قاب مرجع چرخان بکار برده شده است. الگوریتم مرحله‌ای سیمپل برای کوپل فشار و سرعت و گسسته‌سازی مرتبه دوم برای تخمین تمام

تجربی مقایسه شود. سپس از شبیه‌سازی و مقایسه‌ی پاسخ‌ها با نتایج تجربی گزارش شده توسط کاردونا و تانگ می‌توان از درستی نتایج شبیه‌سازی اطمینان حاصل کرد و از این روش برای شبیه‌سازی پره‌های روتور بالگرد همراه با مولدهای گردابه استفاده کرد.

هندسه روتور بالگرد توسط نرم‌افزار سالیدورکس^۱ ایجاد شده است. مولدهای گردابه به صورت مثلث‌های قائم‌الزاویه می‌باشند که طول ضلع بزرگ‌تر برابر یک درصد طول وتر ایرفویل و طول ضلع کوچک‌تر برابر نیم درصد طول وتر ایرفویل است. مولدهای گردابه با یکدیگر زاویه ۶۰ درجه دارند. در شکل ۲ شکل نهایی مولدهای گردابه نشان داده شده است.



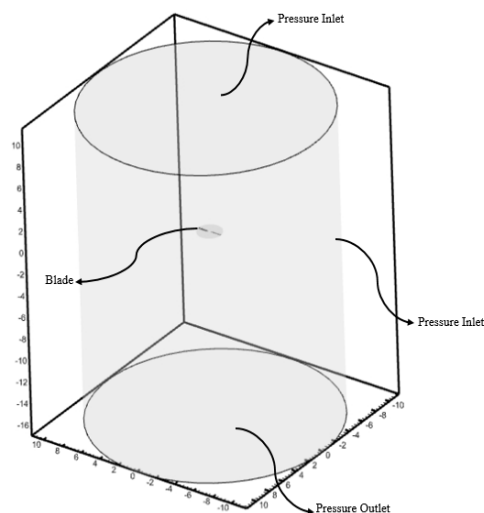
شکل (۲): ابعاد و هندسه مولد گردابه.

مولدهای گردابه به صورت مثلثی شکل و در چهار چیدمان مختلف به شرح زیر بر روی پره‌های بالگرد قرار گرفته‌است:

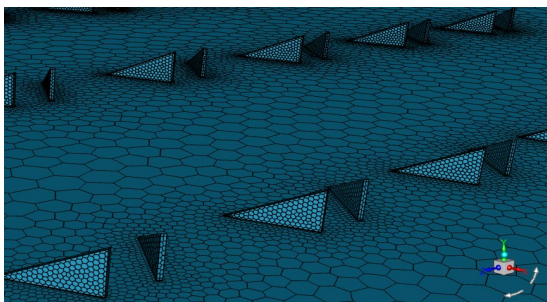
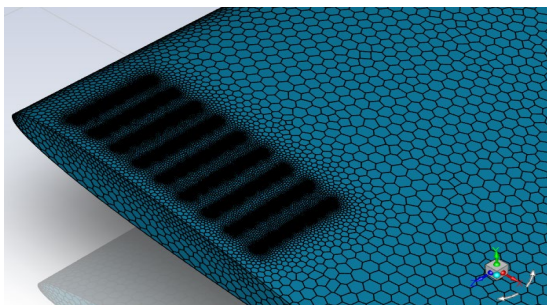
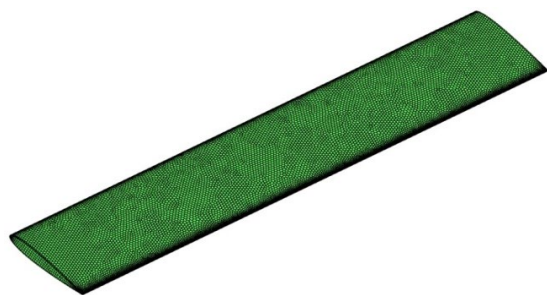
۱. شروع قرارگیری مولد در فاصله ۵٪ وتر از لبه حمله است و مولدها با فاصله ۵ میلی‌متری از یکدیگر در راستای وتر ایرفویل قرار دارند.
۲. شروع قرارگیری مولد در فاصله ۲۵٪ وتر از لبه حمله است و مولدها با فاصله ۵ میلی‌متری از یکدیگر در راستای وتر ایرفویل قرار دارند.

^۱ Solid Works

سطح پره بدون مولد (بالا)، سطح پره همراه با مولد (وسط) و روی مولد گردابه (پایین) نشان داده شده است.



شکل (۴): دامنه محاسباتی حول روتور بالگرد.



شکل (۵): شبکه‌بندی بی‌سازمان بر روی سطح پره بدون مولد (بالا)، سطح پره همراه با مولد (وسط) و روی مولدهای گردابه (پایین).

پارامترها از جمله فشار، چگالی، مومنتوم، انرژی مورد استفاده قرار گرفته است.

۴- شبکه‌بندی و شرایط مرزی

برای شبکه‌بندی ابتدا باید فضای اطراف روتور ایجاد گردد. به این منظور مرزهای جریان در دوردست به شکل یک استوانه ترسیم شده است [۲۳-۲۴] که شعاع استوانه در راستای امتداد پره و ۱۰ برابر شعاع روتور است و ارتفاع استوانه ۲۵ برابر شعاع روتور است که در فاصله‌ی پره‌ها از سطح بالایی استوانه ۱۰ برابر شعاع روتور است و به دلیل ایجاد دنباله‌های گردابی روتور بالگرد در پرواز ایستایی در زیر روتور بالگرد از پایین استوانه به اندازه‌ی ۱۵ برابر شعاع روتور فاصله دارند. برای جلوگیری از رشد سرطانی و ریز کردن سلول‌ها نزدیک پره‌ها استوانه‌ی فرضی کوچک‌تری در نظر گرفته شده است. در شکل ۴ دامنه محاسباتی حول روتور بالگرد نشان داده شده است.

در این پژوهش شرایط در دور دست به‌صورت فشار ورودی قرار گرفته است. از شرط فشار ورودی هنگامی استفاده می‌شود که میزان جریان ورودی یا سرعت آن مشخص نباشد. به دلیل آنکه در اطراف پره‌های روتور بالگرد نمی‌توان مرز خاصی را مشخص کرد به نحوی که در یک نقطه‌ی خاص به‌صورت دقیق ورود یا خروج جریان را مشخص کرد (در حالی که با توجه به فیزیک جریان حول روتور بالگرد، جهت کلی جریان از بالا به پایین است) استفاده از این شرط مناسب به نظر می‌رسد. شرط مرزی سطح بالا و پایین استوانه به ترتیب فشار ورودی و فشار خروجی است. از شرط مرزی دیواره برای پره‌های روتور بالگرد استفاده شده است. مقادیر دمای اولیه روی سطح پره و مرز دور دست و فشار استاتیک در مرز دور دست معادل دما و فشار سطح دریا، به ترتیب ۳۰۰ کلوین و ۱۰۱۳۲۵ پاسکال است. برای ایجاد شبکه‌ی بی‌سازمان اطراف روتور بالگرد از نرم‌افزار انسیس مشینگ استفاده شده است. در شبکه‌بندی از المان‌های پلی‌هدرال استفاده شده است. مزیت اصلی استفاده از سلول‌های پنج‌ضلعی در کاهش نزدیک به هشتاد درصدی حجم سلول‌های حجمی و بیست درصدی سلول‌های سطحی است. این به این معنی است که با تعداد سلول پایین‌تر به نتایج نزدیک به حجم سلول‌های بالاتر در زمان کمتر دست یافت. در شکل ۵ شبکه‌بندی بی‌سازمان بر روی

۵- بررسی استقلال از شبکه

برای بررسی استقلال از شبکه، سه نوع شبکه‌ی ریز، متوسط و درشت برای روتور کاردونا و تانگ ایجاد شده است. ضریب آیرودینامیکی پیشران برای شبکه‌ی ایجاد شده در سرعت ۱۲۵۰ دور بر دقیقه در جدول ۱ با یکدیگر مقایسه می‌گردد.

جدول (۱): مقایسه ضریب پیشران سه شبکه درشت، متوسط و ریز در پره بدون مولد گردابه.

ردیف	ابعاد شبکه	تعداد سلول	ضریب پیشران (C_T)
۱	درشت	۸۱۰۰۰۰	۰/۰۰۵۱۳
۲	متوسط	۱۱۵۰۰۰۰	۰/۰۰۴۵۴ (-۱۱/۵٪) نسبت به شبکه درشت
۳	ریز	۱۶۰۰۰۰۰	۰/۰۰۴۵۷ (-۰/۶۶٪) نسبت به شبکه متوسط

توجه به تعداد بسیار بالای سلول‌ها در شبکه ریز و زمان شبیه‌سازی بیشتر، در چیدمان‌های مختلف مولدهای گردابه بر روی روتور بالگرد از شبکه‌ای با ویژگی شبکه متوسط استفاده شده است.

جدول (۲): مقایسه ضریب پیشران سه شبکه درشت،

متوسط و ریز در پره همراه با مولد گردابه

ردیف	ابعاد شبکه	تعداد سلول	ضریب پیشران (C_T)
۱	درشت	۱۶۷۰۰۰۰	۰/۰۰۵۳۴۵
۲	متوسط	۲۴۲۰۰۰۰	۰/۰۰۵۲۷ (-۳/۳٪) نسبت به شبکه درشت
۳	ریز	۳۳۰۰۰۰۰	۰/۰۰۵۲۵ (-۰/۳۸٪) نسبت به شبکه متوسط

۶- اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی

برای بررسی اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی عددی این مقاله از نتایج تجربی پژوهش کاردونا و تانگ استفاده شده است.

در شکل ۶ نمودار توزیع فشار به دست آمده از شبیه‌سازی عددی با توزیع فشار تجربی آزمایش کاردونا و تانگ در سه مقطع ۰/۸۰، ۰/۸۹ و ۰/۹۶ از شعاع روتور در سرعت دورانی ۱۲۵۰ دور بر دقیقه با یکدیگر مقایسه شده است.

مقدار ضریب پیشران در آزمایش تجربی کاردونا و تانگ ۰/۰۰۴۵۹ است و در این مطالعه بر اساس جدول ۱ ضریب پیشران برابر ۰/۰۰۴۵۴ است که مقدار خطا حدود ۱/۰۹ درصد است و نشان دهنده آن است که نتایج این پژوهش با نتایج تجربی تطابق بسیار خوبی دارد.

با توجه به تطابق مناسب میان نمودارهای توزیع فشار و ضریب پیشران حاصل از شبیه‌سازی عددی و نتایج تجربی می‌توان نتیجه گرفت که مدل توربولانسی انتخاب شده برای مدل‌سازی جریان حول روتور بالگرد، از اطمینان بالایی

با توجه به جدول ۱ و مقایسه ضریب پیشران با یکدیگر شبکه‌ی درشت با تعداد ۸۱۰۰۰۰ سلول اختلاف بسیاری با شبکه‌ی متوسط دارد؛ اما میزان تغییرات ضریب آیرودینامیکی پیشران در شبکه‌ی متوسط با تعداد ۱۱۵۰۰۰۰ سلول بسیار ناچیز است. با وجود دقت بالاتر در پاسخ شبکه‌ی ریز، مدت زمان زیادی جهت همگرایی شبیه‌سازی صرف می‌گردد؛ بنابراین در این مطالعه از شبکه‌بندی متوسط برای شبیه‌سازی استفاده شده است.

برای بررسی استقلال از شبکه، در پره‌های بالگرد همراه با مولد گردابه سه نوع شبکه‌ی ریز، متوسط و درشت ایجاد شده است. ضریب آیرودینامیکی پیشران برای شبکه‌های ایجاد شده در سرعت دورانی ۱۲۵۰ دور بر دقیقه در جدول ۲ با یکدیگر مقایسه شده است.

با توجه به جدول ۲ و مقایسه ضریب پیشران با یکدیگر شبکه‌ی متوسط نسبت به شبکه ریز اختلاف کمی دارد و با

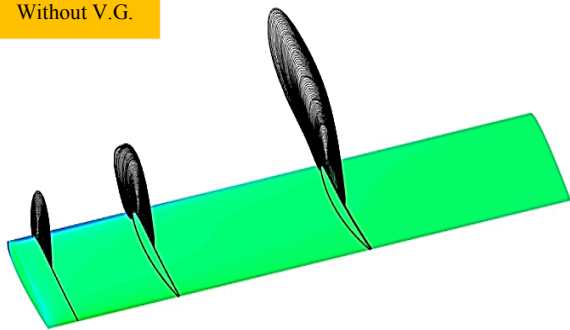
۷- بررسی و تحلیل نتایج

همان‌طور که بیان شده است در این تحقیق تأثیر مولدهای گردابه بر روی نیروهای آیرودینامیکی روتور اصلی بالگرد مورد استفاده قرار گرفته است.

در ابتدا پره‌های بالگرد با مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با زاویه‌ی حمله‌ی ۸ درجه در سرعت‌های دورانی مختلف به کمک دینامیک سیالات محاسباتی بررسی شده است. سپس پره‌های بالگرد همراه با مولدهای گردابه با چیدمان‌های مختلف در شرایط یکسان با مدل قبل مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به منحنی‌های توزیع فشار در شکل ۶ با حرکت به سمت نوک پره‌های بالگرد تغییرات فشار به دلیل افزایش سرعت خطی بیشتر می‌گردد.

در شکل ۷ خطوط جریان برای مقاطع ۰/۵، ۰/۸ و ۰/۹۶ نشان داده شده است.

Without V.G.

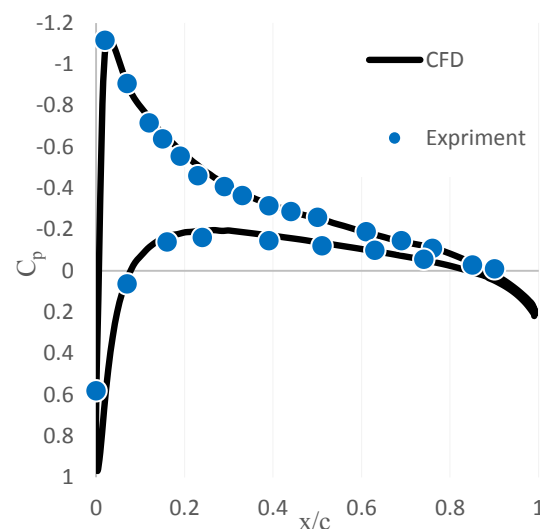
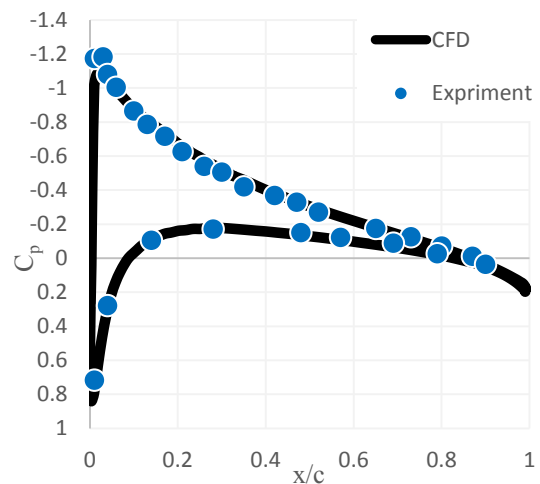
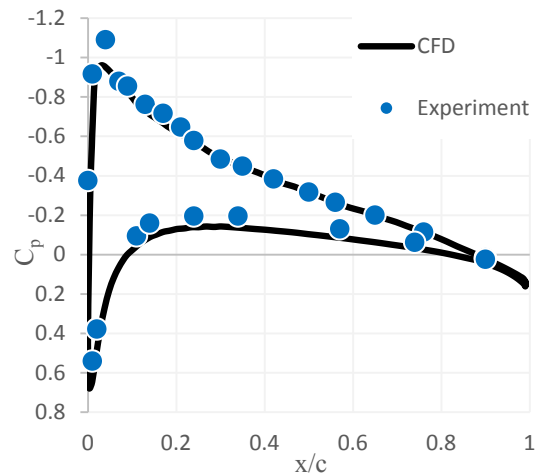


شکل (۷): خطوط جریان پره بدون مولد گردابه برای مقاطع ($x/c=0.5, 0.8, 0.96$)

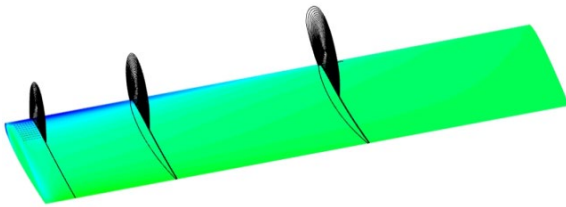
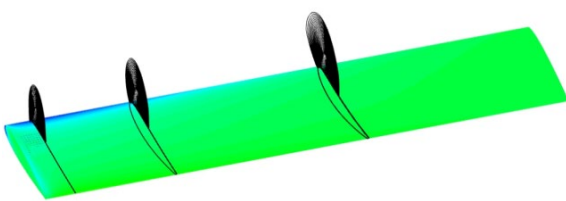
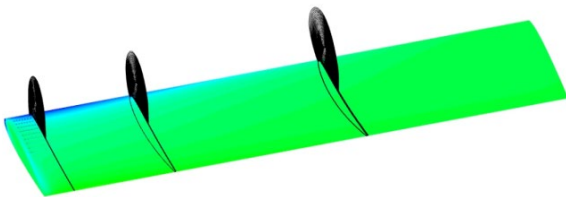
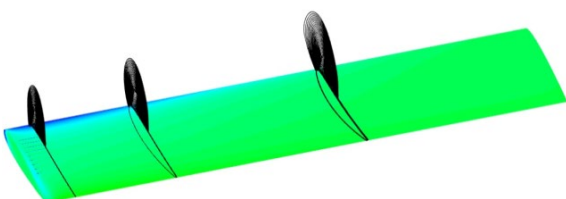
همان‌طور که مشاهده می‌شود هرچقدر سطح مقطع به مرکز چرخش پره بالگرد نزدیک می‌شود اندازه گردابه‌ها افزایش پیدا می‌کند. گردابه‌های ایجاد شده باعث کاهش راندمان و ایجاد نویز و سر و صدا می‌شود و تأثیر بسیاری بر نیروهای آیرودینامیکی دارد.

در شکل ۸ خطوط جریان برای پره بالگرد در حالت همراه با مولد گردابه با ۴ چیدمان مختلف در مقطع ۰/۵، ۰/۸ و ۰/۹۶ نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود در حالتی که پره‌های بالگرد بدون مولد گردابه می‌باشند اندازه گردابه‌ها بزرگ‌تر است.

برخوردار است و می‌توان از این مدل توربولانسی برای پره‌های روتور بالگرد همراه با مولدهای گردابه استفاده کرد.



شکل (۶): مقایسه منحنی توزیع فشار با نتایج تجربی در سه مقطع ۰/۸ (بالا)، ۰/۸۹ (وسط) و ۰/۹۶ (پایین)

Arrangement 1
With V.G.Arrangement 2
With V.G.Arrangement 3
With V.G.Arrangement 4
With V.G.

شکل (۸): خطوط جریان پره همراه با مولد گردابه برای مقاطع (x/c=0.5, 0.8, 0.96) در چهار چیدمان مختلف

جدول ۴ مقایسه ضرایب آیرودینامیکی پیشران و گشتاور پره بالگرد همراه با مولد گردابه با چهار چیدمان مختلف در سرعت‌های دورانی ۱۲۵۰، ۱۷۵۰، ۲۲۵۰ و ۲۵۰۰ دور بر دقیقه نشان داده شده است.

در پره‌های همراه با مولد گردابه، اندازه گردابه‌ها در هر مقطع کاهش پیدا کرده است که نشان دهنده کاهش جریان گردابه ای اطراف پره‌ها است و جریان منظم‌تر و آرام‌تر به سمت مرکز چرخش روتور در حرکت است همچنین در پره‌های دارای مولد گردابه، مرکز گردابه به سطح پره نزدیک‌تر است که باعث جدایش کمتر از روی سطح پره می‌گردد.

شکل ۸ نشان می‌دهد که مولد گردابه در کنترل لایه مرزی و کاهش جریان جدایش مؤثر است و باعث کاهش نیروی گشتاور چرخش پره‌ها حول محور روتور می‌شود.

در جدول ۳ ضرایب آیرودینامیکی پره‌های بالگرد در حالت پایه (بدون مولد) برای سرعت‌های دورانی مختلف حاصل از این تحقیق با نتایج تجربی ارائه شده توسط کاردونا و تانگ مقایسه شده است.

جدول (۳): مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در پره بدون مولد گردابه با نتایج تجربی

سرعت دورانی (RPM)	ضریب پیشران (C_T)	ضریب گشتاور (C_Q)	درصد اختلاف نسبت به نتایج تجربی کاردونا و تانگ
۱۲۵۰	۰/۰۰۴۵۴	۰/۰۰۰۵۱۲	-۱/۱۳٪
۱۷۵۰	۰/۰۰۴۵۰	۰/۰۰۰۵۴۵	-۱/۱۴٪
۲۲۵۰	۰/۰۰۴۵۵	۰/۰۰۰۵۶۴	-۱/۴۶٪
۲۵۰۰	۰/۰۰۴۶۸	۰/۰۰۰۶۰۴	-۱/۱۱٪

همان‌طور که در جدول ۳ مشاهده می‌شود ضریب پیشران در سرعت‌های دورانی مختلف با نتایج تجربی بسیار نزدیک است و ماکزیمم مقدار خطا حدود ۱/۴۶٪- است.

جدول (۴): مقایسه ضرایب آیرودینامیکی پیشران و گشتاور

در پره همراه با مولد گردابه با نتایج تجربی

چیدمان ۴	چیدمان ۳	چیدمان ۲	چیدمان ۱	
				ضریب پیشران ۱۲۵۰ RPM
۱۳/۷۳٪	۱۶/۳۰٪	۱۳/۶۸٪	۱۴/۸۱٪	
				ضریب گشتاور ۱۲۵۰ RPM
-۷/۳۸٪	-۵/۲۳٪	-۷/۳۹٪	-۴/۸۷٪	
				ضریب پیشران ۱۷۵۰ RPM
۱۵/۸۲٪	۱۸/۲۴٪	۱۵/۶۰٪	۱۸/۰۲٪	
				ضریب گشتاور ۱۷۵۰ RPM
-۱۰/۴۵٪	-۸/۶۵٪	-۱۰/۶۳٪	-۷/۱۲٪	
				ضریب پیشران ۲۲۵۰ RPM
۱۵/۳۷٪	۱۷/۸۵٪	۱۵/۳۲٪	۱۶/۴۵٪	
				ضریب گشتاور ۲۲۵۰ RPM
-۱۰/۵۵٪	-۹/۰۶٪	-۱۱/۰۹٪	-۸/۵۸٪	
				ضریب پیشران ۲۵۰۰ RPM
۱۳/۱۱٪	۱۵/۸۶٪	۱۳/۱۱٪	۱۴/۴۷٪	
				ضریب گشتاور ۲۵۰۰ RPM
-۱۲/۲۷٪	-۱۱/۴۷٪	-۱۲/۸۶٪	-۱۰/۸۷٪	

همان‌طور که مشاهده می‌شود چیدمان ۳ نسبت به سایر چیدمان‌های مولد گردابه با افزایش بیشتری در ضریب پیشران همراه بوده است و پس از آن به ترتیب چیدمان ۱، ۴ و ۲ بیشترین افزایش را داشته‌اند. به طور کلی چیدمان‌های ۱ و ۳ که نقطه شروع قرارگیری مولد گردابه از ۵٪ وتر است

تأثیر بیشتری در ضریب پیشران داشته‌اند. در صورتی که کاهش ضریب گشتاور مورد توجه باشد، به ترتیب چیدمان ۲، ۴، ۳ و ۱ بیشترین کاهش ضریب گشتاور را دارند.

۸- نتیجه‌گیری

در این تحقیق میدان جریان حول پره‌های روتور اصلی بالگرد با مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ همراه با مولد گردابه با چیدمان‌های مختلف به‌منظور بررسی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی به کمک دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار گرفته است.

به این منظور مولدهای گردابه ای با چهار چیدمان مختلف و شکل مثلی بر روی پره‌های بالگرد جای گذاری شده است. دو چیدمان نقطه‌ی شروع قرارگیری مولدها از فاصله‌ی ۵٪ وتر از لبه‌ی حمله است و دو چیدمان دیگر نقطه‌ی شروع قرارگیری مولدها از فاصله‌ی ۲۵٪ وتر از لبه‌ی حمله قرار دارند که تفاوت‌های میان آرایش‌های موجود در هر گروه فاصله‌ی مولدهای گردابه از یکدیگر در راستای وتر ایرفویل است.

در صورتی که افزایش ضریب پیشران مهم باشد، چیدمان شماره ۳ که نقطه‌ی شروع قرارگیری مولدها از فاصله‌ی ۵٪ وتر از لبه‌ی حمله است بیشترین افزایش ضرایب پیشران را همراه دارد و پس از آن به ترتیب چیدمان‌های شماره‌ی ۱، ۴ و ۲ بیشترین افزایش را دارند. اگر کاهش ضریب گشتاور اهمیت داشته باشد به ترتیب چیدمان‌های شماره‌ی ۲، ۴، ۱ و ۳ بیشترین کاهش ضریب گشتاور را به همراه دارند.

در حالت وجود مولدهای گردابه بر روی پره در چیدمان‌های مختلف و سرعت‌های دورانی متفاوت، ضریب پیشران در حدود ۱۳-۱۸٪ افزایش و ضریب گشتاور در حدود ۴-۱۲٪ نسبت به حالت بدون مولدهای گردابه کاهش پیدا کرده است.

کاهش ضریب گشتاور به این دلیل مورد توجه است که توان مصرفی روتور بالگرد رابطه‌ی مستقیمی با ضریب گشتاور دارد و هرچه ضریب گشتاور کاهش پیدا کند مصرف سوخت بالگرد نیز کاهش پیدا می‌کند.

۹- مراجع

13. Gustavsson, T. "Alternative Approaches to Rear End Drag Reduction", KTH Tech. Rep. TRITA-AVE, Dep. Aeronaut. Veh. Eng. R. Inst. TechNol. Stockholm., 2006.
14. Gustavsson, T. and Melin, T. "Application of Vortex Generators to a Blunt Body", KTH Tech. Rep. TRITA-AVE, Dep. Aeronaut. Veh. Eng. R. Inst. TechNol. Stockholm., 2006.
15. Xue, S., Johnson, B., Chao, D., Sareen, A., and Westergaard, C. "Advanced Aerodynamic Modeling of Vortex Generators for Wind Turbine Applications", Eur. Wind Energy Conf. (EWEC), Warsaw, Poland, 2010.
16. Le Pape, A., Costes, M., Richez, F., Joubert, G., David, F., and Deluc, J. M. "Dynamic Stall Control Using Deployable Leading-Edge Vortex Generators", AIAA J., Vol. 50, No. 10, pp. 2135–2145, 2012.
17. Mai, H., Dietz, G., Geißler, W., Richter, K., Bosbach, J., Richard, H., and Groo, K. De. "Dynamic Stall Control by Leading Edge Vortex Generators", J. Am. Helicopter Soc. Vol. 53, pp. 26-36, 2006.
18. Chima, R.V. "Computational Modeling of Vortex Generators for Turbomachinery", ASME Turbo Expo, Amsterdam, Netherlands, 2002.
19. Ortmanns, J., Pixberg, C., and Gümmer, V. "Numerical Investigation of Vortex Generators to Reduce Cross-Passage Flow Phenomena in Compressor Stator End-Walls", J. Power Energy, Vol. 225, No. 7, pp. 877–885, 2011.
20. Gibertini, G., Boniface, J.C., Zanotti, A., Droandi, G., Auteri, F., Gaveriaux, R., and Le Pape, A. "Helicopter Drag Reduction by Vortex Generators", Aerosp. Sci. TechNol., Vol. 47, pp. 324–339, 2015.
21. Jafari, M.M., Abdizade, G., and Ahmadvand, H. "Turbulence Modeling of Dynamic Fatigue of An Oscillating Airfoil by Examining the Structure of Vortices Around the Body and the Intensity of Turbulence", 15th Int. Conf. Iran. Aerosp. Soc., 2016. (In Persian)
22. Caradonna, F.X. and Tung, C. "Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover", NASA Tech. Memo., 1981.
23. Tejero, F.E., Doerffer, P., Flaszynski, P., and Szulc, O. "Numerical Investigation of ROD Vortex Generators on Hovering Helicopter Rotor Blades", 6th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD VI), 2014.
24. Tejero, F.E., Doerffer, P., and Szulc, O. "Application of a Passive Flow Control Device on Helicopter Rotor Blades", Journal of the American Helicopter Society, Vol. 61, p. 012001, 2016.
1. Conlisk, A.T. "Modern Helicopter Aerodynamics", Prog. Aerosp. Sci., Vol. 35, No. 5, pp. 419–476, 2001.
2. Goldstein, S. "On the Vortex Theory of Screw Propellers", Proc. R. Soc. London, Vol. 123, No. 792, pp. 440–465, 1929.
3. Farajollahi, A.H. "Experimental Investigation of the Effects of Arrangement of Vortex Generators on Behavior of a Vortical Flow around an Axisymmetric Body", Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal, Vol. 8, pp. 55-65, 2019 (In Persian).
4. Dehghan Manshadi, M., Hejranfar, K., and Farajollahi, A.H. "Effect of Vortex Generators on Hydrodynamic Behavior of an Underwater Axisymmetric Hull at High Angles of Attack", Journal of Visualization, Vol. 20, pp. 559-579, 2017.
5. Dehghan Manshadi, M., Hejranfar, K., and Farajollahi, A.H. "Numerical and Experimental Investigation of Effect of Vortex Generators on Flow Over Suboff Bare Hull Model", Modares Mechanical Engineering, Vol. 15, pp. 81-90, 2015 (In Persian).
6. Farajollahi A.H., Dehghan Manshadi M., and Hejranfar K. "Numerical Investigation of Effect of Arrangement of Generators on Flow over a Suboff Submarine Model", Marine-Engineering, Vol. 14, No. 28, pp. 21-29, 2019 (In Persian).
7. Doerffer, P., Barakos, G.N., and Luczak, M.M. "Recent Progress In Flow Control for Practical Flows: Results of the STADYWICO and IMESCON Projects", Springer, 2017.
8. Taylor, H.D. "The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators", United Aircr. Corp. Rep., No. R-4012-3, 1947.
9. Schubauer, G.B. and Spangenberg, W.G. "Forced Mixing in Boundary Layers", J. Fluid Mech., Vol. 8, No. 1, pp. 10–32, 1960.
10. Bragg, M.B. and Gregorek, G.M. "Experimental Study of Airfoil Performance with Vortex Generators", J. Aircr., Vol. 24, No. 5, pp. 305–309, 1987.
11. Brown, A.C., Franz Nawrocki, H., and Paley, P. N. "Subsonic Diffusers Designed Integrally with Vortex Generators", J. Aircr., Vol. 5, No. 3, pp. 221–229, 1968.
12. Krzysiak, A. "Helicopter Retreating Blade Stall Control Using Self-Supplying Air Jet Vortex", 28th Int. Congr. Aeronaut. Sci. Brisbane, 2012.