



Aerodynamic Performance Investigation of a Vertical Axis Wind Turbine Instead of Conventional Ram Air Turbines of Airplane

A. Abdolahifar*, S.M.H. Karimain

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology (Tehran Polytechnic), Tehran, Iran

ABSTRACT: In the present work, aerodynamic performance of a straight-blade Darrieus vertical axis wind turbine is examined in order to use instead of conventional ram air turbines of airplane. These turbines can operate closer to fuselage and this leads them to have shorter torque arm for its drag force; therefore it makes more stability for the whole airplane. In addition vertical axis wind turbines generally generate their maximum power in lower tip speed ratios in comparison to horizontal axis wind turbines; this case also can reduce the possibility of shock waves phenomena on the turbine blades. Furthermore depends on required output power, proposed turbine emergence from fuselage is adjustable. In order to evaluate performance of proposed turbine, the ram air turbine of Airbus a320 is selected and its dimensions are chosen. The average of output power and drag force of proposed turbine are computed using 3D simulation and they are compared with those of ram air turbines of a320. Results show that proposed turbine with endplates produces almost equal average of power along with 19.3% less drag force in comparison to ram air turbine of a320. Overall, performance of proposed turbine indicates its prominent potential to use instead of conventional ram air turbines.

Review History:

Received: 2018/11/26

Revised: 2018/12/26

Accepted: 2019/03/11

Available Online: 2019/03/13

Keywords:

Ram air turbines

Darrieus wind turbine

Straight blade

Numerical simulation

1- Introduction

In addition to Auxiliary Power Units (APU) of the airplane, in several, Ram Air Turbines (RAT) are also utilized [1]. Most researchers recommended belly-fairing of airplane as the best choice for RATs installation location [2].

Almost all of the conventional RATs are Horizontal Axis Wind Turbines (HAWTs). In the present numerical simulation, a three-blade straight Darrieus Vertical Axis Wind Turbine (VAWT) is proposed to use instead of the conventional types of RATs and its aerodynamic performance is compared with available data of the RAT of a320 airplane. The rotational axis of proposed turbine is perpendicular to flight direction in line of the horizon. Shorter torque arm for drag force of proposed turbine makes more stability for the whole airplane. In addition VAWTs produce their optimum power in lower Tip speed Ratios (TSRs) in comparison to HAWTs [3]; this case also can reduce the possibility of shock waves phenomena on the turbine blades.

2- Methodology

2- 1- Governing equations and numerical modeling

Both of the two and three-dimensional transient compressible turbulent flow is simulated using the Sliding mesh technique by the solution of Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equations with finite volume method. Also turbulence model $k\omega$ -SST is utilized.

*Corresponding author's email: a.abdolahifar@aut.ac.ir

2- 2- Turbine geometry and computational domain

Airfoil section of NACA0021 with two chord lengths (C) of 0.2 m and 0.3 m is chosen. The turbine rotates in the positive direction of Z-axis. The azimuth angle of turbine is defined in X-Y plane and set to zero at Y-axis and increases counterclockwise. The radius ($R=0.5$ m) and the height ($H=1$ m) of the turbine are selected the same with a320. Generally, two solution domains of 2D and 3D are created to simulate the turbine. Each of them includes stationary and rotating zones. The 2D simulation is used to reach the TSR value which turbine produces its maximum output power, then at the obtained TSR, 3D simulation is conducted to evaluate turbine performance with the RAT of a320. Figs. 1 and 2, shows the domain for 3D simulation. The upper surface of domain is set as a wall of airplane fuselage.

2- 3- Boundary condition and grid generation

Constant free stream velocity of 70 m/s along the X-axis and static pressure at sea level condition of standard atmosphere have been applied at the inflow and outflow boundaries, respectively. Unstructured grid with about $3.5E+4$ and $3.8E+6$ control volumes for 2D and 3D simulations, respectively, are generated within the domain, except close to the turbine blades, over the rotating zone and the wall surface where structured grid is generated.



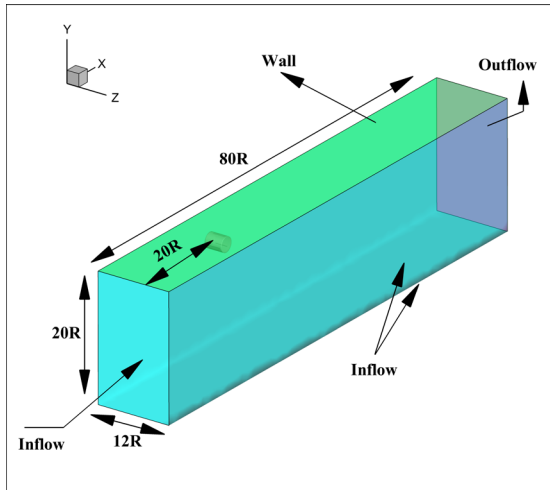


Fig.e 1. Solution domain and applied boundary conditions.

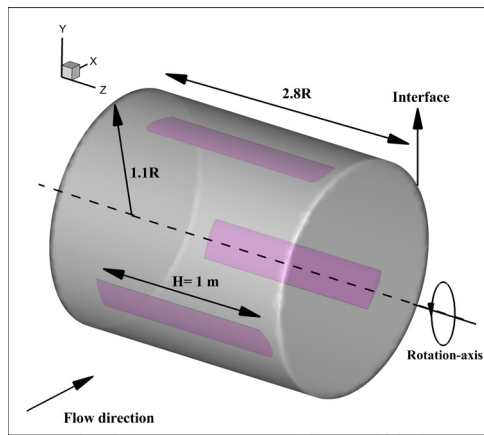


Fig.e 2. Rotating zone.

2- 4- Validation

The experimental data of Elkhoury et al. [4] for three-blade straight Darrieus VAWT is used to validate present 3D simulation results. As shown in Fig. 3 according to total errors of less than 4%, good agreement is obtained.

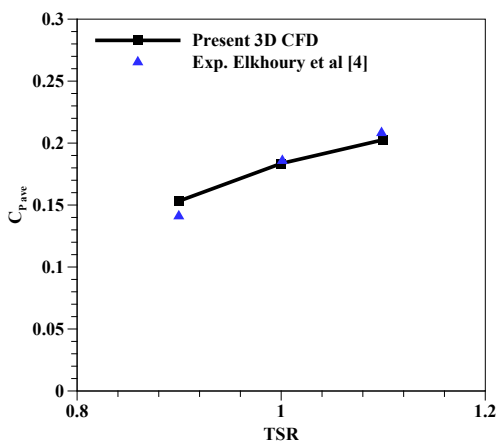


Fig. 3. Validation of present simulation using Ref. [4].

3- Results and Discussion

According to the results of 2D simulation in different TSRs in Fig. 4, turbines with chord lengths of 0.3 m and 0.2 m produce their maximum power at TSRs of 1.5 and 2, respectively.

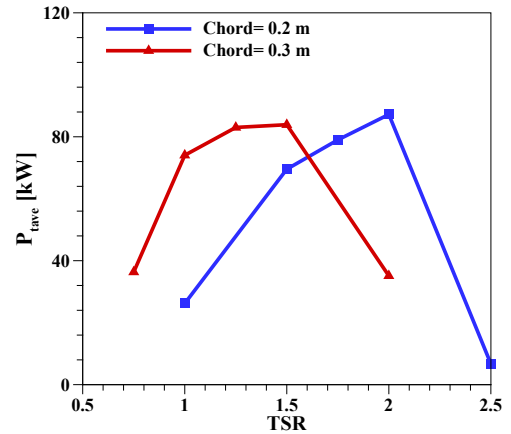


Fig. 4. Two-dimensional simulation results.

In the 3D simulation, five parameters are defined to compare with the RAT of a320 as below:

Average of output power, an average of turbine drag force, turbine swept area+ area of empty space between turbine and fuselage (occupied area), distance of turbine center to fuselage (arm length of torque) and TSR.

According to Table 1, except for power, proposed turbine shows good performance. In order to reach more power, height of the turbine is increased from 1 m to 1.1 m while the radius is kept constant. As seen in Table 2, output power of the turbine is improved; but it is better for the desired turbine to be in the same dimensions with the RAT of a320.

Table 1. Proposed turbine (H=1 m) and the RAT of a320.

	a320	C=0.2 m	C= 0.3 m
Power (W)	40	30.25	27.5
Drag (N)	3508.6	2773	2973
Occupied area (m ²)	1.36	1.1	1.1
Arm length (m)	0.97	0.6	0.6
TSR	3.6-5	2	1.5

Table 2. Proposed turbine (H=1.1 m) and the RAT of a320.

	a320	C=0.2 m
Power (W)	40	37.6
Drag (N)	3508.6	3259
Occupied area (m ²)	1.36	1.21

As shown in Fig. 3, six thin end plates (with dimensions of 0.3 m × 0.16 m) are installed at the ends of each blade to decrease the tip vortices effects and consequently increase the turbine power with H=1 m.

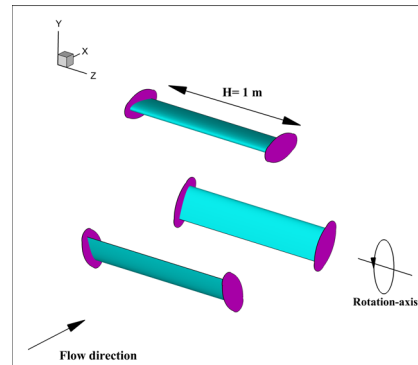


Fig. 5. Thin end plates installed at the ends of each blades.

As seen in Table 3, the proposed turbine performs only 4.5% less output power while its drag force and occupied area are 19.3% less than that of a320. This is the choice of proposed RAT with best performance.

Table 3. Proposed turbine with end plates ($H=1$ m) and the RAT of a320.

	a320	C=0.2 m
Power (W)	40	38.2
Drag (N)	3508.6	2830
Occupied area (m ²)	1.36	1.1

The proposed RAT can operate with less emergence yet. The diagram of output torque produced by each blade of the turbine indicates after about azimuth angle of 35° each blade starts to produce positive torque. Using this fact, extra simulation as shown in Fig. 6 is carried out while between azimuth angles of -30° and +30°, the turbine is located in an airplane fuselage.

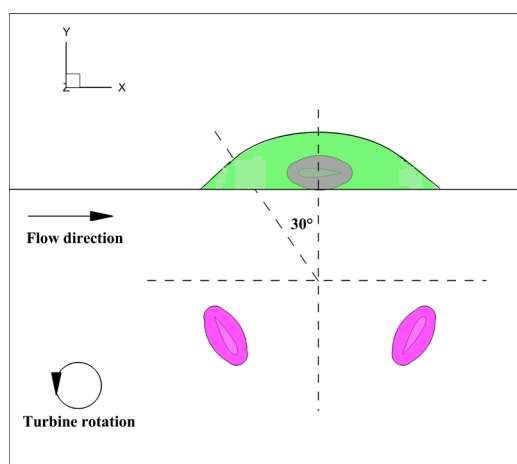


Fig.e 6. Proposed RAT with less emergence.

According to the results of Table 4, although the output power is dropped because of flow separation near the edge, but other

parameters such as drag force, occupied area and arm length clearly are decreased.

Table 4. Proposed RAT with less emergence and the RAT of a320.

	a320	C=0.2 m
Power (W)	40	26.4
Drag (N)	3508.6	2732
Occupied area (m ²)	1.36	0.93
Arm length (m)	0.97	0.43

4- Conclusions

In comparison to the RAT of a320, the proposed RAT with thin end plates produces close output power with 19.3% less drag force and occupied area. It also has 38% less torque arm length. The RAT also can operate with less emergence but its output power drop should be considered.

Due to lower TSR operation, proposed RAT will have less difficulty with shock waves. Depend on RAT application, required power and airplane stability both proposed RATs can be the choice of future researchers.

5- References

- [1] A. Boglietti, A. Cavagnino, A. Tenconi, S. Vaschetto, P. di Torino, The safety critical electric machines and drives in the more electric aircraft: A survey, in: 2009 35th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics, IEEE, 2009, pp. 2587-2594.
- [2] A. Parés Prat, D. Borhani Coca, Use of Ram Air Turbines for electrical taxiing in Airbus 320, Universitat Politècnica de Catalunya, 2012.
- [3] I. Urieta Nieto, An investigation of the dynamics of the horizontal wind turbine blades, (2015).
- [4] M. Elkhoury, T. Kiwata, E. Aoun, Experimental and numerical investigation of a three-dimensional vertical-axis wind turbine with variable-pitch, Journal of wind engineering and Industrial aerodynamics, 139 (2015) 111-123.



بررسی عملکرد آیرودینامیکی توربین بادی محور عمودی به عنوان جایگزین رم-ایرهای متداول هواپیما

ابوالفضل عبدالهی فر*، سید محمد حسین کریمیان

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران)، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۷-۰۹-۰۵
بازنگری: ۱۳۹۷-۱۰-۰۵
پذیرش: ۱۳۹۷-۱۲-۲۰
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷-۱۲-۲۲

کلمات کلیدی:

توربین‌های رم-ایر
توربین بادی داریوس
پره مستقیم
شبیه‌سازی عددی

خلاصه: در این پژوهش عملکرد آیرودینامیکی توربین بادی محور عمودی از نوع داریوس پره مستقیم به عنوان جایگزین رم-ایرهای متداول مورد استفاده در هواپیما بررسی شده است. فاصله‌ی کمتر این توربین‌ها از بدنه‌ی هواپیما باعث کاهش طول بازوی گشتاور نیروی پسا و حفظ تعادل هواپیما می‌شود. همچنین توربین‌های محور عمودی در نسبت سرعت نوک پره‌ی پایین‌تر نسبت به نوع محور افقی توان بیشتری را تولید می‌کنند؛ این مورد نیز باعث کاهش احتمال ایجاد پدیده شوک در رم-ایرها می‌شود. علاوه بر این در توربین پیشنهادی بسته به توان مورد نیاز، میزان بیرون‌زدگی آن از بدنه هواپیما نیز قابل تنظیم است. برای ارزیابی عملکرد توربین پیشنهادی، از اطلاعات موجود درباره‌ی رم-ایر ایرباس ۳۲۰ استفاده شده و ابعاد توربین پیشنهادی مشابه ابعاد این رم-ایر انتخاب شده است. توان متوسط تولیدی و نیروی پسای متوسط برای توربین پیشنهادی به کمک شبیه‌سازی سه بعدی محاسبه شده و مقادیر آن با رم-ایر ایرباس ۳۲۰ مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد توربین پیشنهادی به همراه جایگذاری صفحات دیسک نازک و کوچک در دو انتهای پره، توان متوسط نزدیک به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ و ۱۹/۳ درصد نیروی پسای کمتری تولید می‌کند. در مجموع، عملکرد توربین پیشنهادی نشان دهنده‌ی پتانسیل قابل توجه آن به عنوان جایگزین رم-ایرهای متداول است.

۱- مقدمه

اضطراری از هواپیما بیرون می‌آیند و با استفاده از سرعت زیاد جریان هوا در شرایط پرواز تولید توان می‌کنند [۱]. وظیفه اصلی توربین‌های رم-ایر، تأمین فشار هیدرولیکی و همچنین تأمین انرژی الکتریکی مورد نیاز هواپیما در مواقع اضطراری است. این موارد هنگامی اتفاق می‌افتد که هواپیما قادر به تأمین انرژی برای سیستم‌های ضروری نیست [۲-۴].

توربین‌های رم-ایر در اغلب هواپیماهای حاضر وجود دارد. کلیه‌ی هواپیماهای شرکت ایرباس^۴ مدل: ۳۸۰، ۳۳۰-۳۴۰/۳۴۰-۳۴۰، ۵۰۰-۳۴۰/۳۴۰-۳۴۰، ۳۱۸/۳۱۹/۳۲۰/۳۲۱، ۳۱۰/۳۰۰، هواپیماهای جدید شرکت بوئینگ^۵ مدل ۷۵۷، ۷۶۷، ۷۷۷، گلاب مستر^۶ و هواپیماهای قدیمی‌تر شرکت مکدانل داگلاس^۷، برخی هواپیماهای جت تجاری و منطقه‌ای^۸، شرکت

علاوه بر سیستم‌های اصلی تولید انرژی هواپیما، واحدهای تأمین انرژی کمکی^۱ نیز در هواپیما تعبیه شده‌اند. این واحدها موتورهای جت کوچکی هستند که به‌صورت اختصاصی به ژنراتورهای الکتریکی متصل بوده تا در مواردی که موتور اصلی یا ژنراتورها از کار می‌افتند بارهای مهم و حیاتی را تأمین نمایند. این موتورها همچنین در شرایط پیش-پرواز^۲ که هنوز موتورهای اصلی خاموش هستند نیز توان الکتریکی تولید می‌کنند. به عنوان سیستم تولید انرژی پشتیبان علاوه بر واحدهای تأمین انرژی کمکی، توربین‌های رم-ایر^۳ نیز در برخی از هواپیماها استفاده می‌شود. این توربین‌ها از نوع ملخی محور افقی هستند که در نزدیک بدنه‌ی هواپیما تعبیه شده و تنها در شرایط

- 4 Airbus
- 5 Boeing
- 6 Globemaster III: C-17
- 7 McDonnell Douglas: DC-10, MD-11
- 8 Business and Regional Jet's

- 1 Auxiliary Power Units (APU)
- 2 Pre-flight
- 3 Ram Air Turbines (RATs)

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: a.abdolahifar@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمائید.



فیرچایلد دورنیر^۱، شرکت بامباردییر^۲، فالکون^۳، میراژ^۴، چلنجر^۵ و هواپیماهای لاکهید مارتین^۶

علاوه بر توربین‌های رم-ایر می‌توان از باتری یا واحد کمکی دیگری نیز استفاده کرد اما مزایای استفاده از رم-ایر، طراحی هواپیما را به طراحی رم-ایر مناسب ترغیب می‌کند. این مزایا عبارت‌اند از تولید توان به صورت نامحدود، عدم نیاز به سوخت، هزینه کم نگهداری، عملکرد قابل اعتماد و آماده به فرمان در تمام طول پرواز. در مجموع توربین‌های رم-ایر پر بازده‌ترین سیستم‌های تأمین انرژی در شرایط اضطراری هستند [۵ و ۶].

بیشتر پژوهش‌های انجام شده در حوزه آیرودینامیک توربین‌های رم-ایر، عملکرد توربین‌های رایج را مورد بررسی قرار داده‌اند و پژوهش‌های انگشت‌شماری به منظور بهبود عملکرد آیرودینامیکی توربین‌های رم-ایر هواپیما انجام شده است. در میان این پژوهش‌ها می‌توان به پژوهش هانتمن [۷] در سال ۲۰۱۱ اشاره کرد. او برای جانمایی رم-ایر، مجرای جریانی که در داخل جسم پرنده قرار دارد را پیشنهاد داد. در پژوهش پرات و کوکا [۳] در سال ۲۰۱۲ مکان‌های مختلف قرارگیری رم-ایر شامل وینگلت^۷، زیر شکم^۸، دماغه^۹ و دم^{۱۰} با در نظر گرفتن عوامل زیر بررسی گردید: جریان غیر آشفته در ورودی رم-ایر، لرزه، تأثیر دما و ارتفاع، محدودیت‌های سازه‌ای، بیشینه سرعت جریان در ورودی، تقارن، جریان غیر آشفته در پشت رم-ایر، ثابت بودن یا قابل حرکت بودن رم-ایر، سادگی اجرایی، جانمایی رم-ایر بسته به مرکز ثقل هواپیما، دسترسی ساده برای تعمیر و نگهداری، پسای مزاحم تولیدی و... با در نظر گرفتن این موارد بهترین محل نصب توربین‌های رم-ایرها در زیر شکم هواپیما پیشنهاد گردید. آن‌ها همچنین نیروهای پسا و گشتاور توربین را به طور دقیق در مکان‌های مختلف محاسبه کردند. ویا و همکاران [۸] در سال ۲۰۱۵ با تغییر شکل و زاویه پیچش پره‌ی توربین یک میکرو رم-ایر عملکرد آیرودینامیکی آن را مورد بررسی قرار دادند.

- 1 Fairchild Dornier: 728JET
- 2 Bombardier Aerospace: CRJ700
- 3 Falcon 7X
- 4 Mirage GX
- 5 Challenger
- 6 Lockheed Martin: C-5A
- 7 Winglet
- 8 Belly-fairing
- 9 Nose
- 10 Tail

وانگ جیان و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۵، چهار نوع پروفیل پره برای توربین دو پره‌ای محور افقی هواپیما ارائه داده و با استفاده از شبیه‌سازی سه بعدی به روش دینامیک سیالات محاسباتی عملکرد آیرودینامیکی چهار نوع توربین را بررسی کردند. در سال ۲۰۱۷ مصطفی و همکاران [۱۰] پتانسیل انرژی بادی را برای استفاده توربین در وسایل نقلیه مانند خودروهای الکتریکی، قطار و... مورد بحث قرار داده و با در نظر گرفتن قانون برنولی و استفاده از اثر ونتوری عملکرد توربین را مورد مطالعه قرار دادند. دو گروه آبی و سفید^{۱۱} که طراح رم-ایر هستند نیز پژوهش‌های زیادی در این حوزه طراحی، ساخت و تست آزمایشگاهی انجام داده‌اند، برای اطلاعات بیشتر به منابع [۱۱ و ۱۲] رجوع گردد.

تمامی توربین‌های رم-ایر متداول در هواپیماها از نوع محور افقی هستند. این توربین‌ها بسته به شعاع خود در فاصله‌ی مناسب از بدنه هواپیما باید قرار گیرند تا بازدهی کافی را داشته باشند. هرچه این فاصله بیشتر باشد نیروی پسا و گشتاور آن حول مرکز ثقل هواپیما افزایش می‌یابد [۳]. از طرفی ذات توربین‌های محور افقی به‌گونه‌ای است که در نسبت سرعت نوک پره‌ی^{۱۲} بالا توان بیشینه خود را تولید می‌نمایند. با توجه به شرایط پروازی هواپیما، حتی در ماخ کمتر از یک، احتمال وقوع امواج شوک در پره‌های توربین افزایش می‌یابد؛ گرچه می‌توان از پره‌های سوپر بحرانی^{۱۳} برای به تأخیر انداختن شوک استفاده کرد [۱۳]. در مقابل توربین‌های محور عمودی، با وجود کم بازده بودن نسبت به توربین‌های محور افقی در سرعت باد پایین، در نسبت سرعت نوک پره‌های کمتر به بیشینه توان خود می‌رسند [۱۴ و ۱۵].

در پژوهش حاضر توربین رم-ایر محور عمودی برای استفاده در هواپیما پیشنهاد شده و عملکرد آیرودینامیکی آن با اطلاعات موجود در مورد رم-ایر مورد استفاده در ایرباس مدل ۳۲۰ مقایسه شده است. در مرور مقالات ارائه شده در هیچ پژوهشی موردی مشابه توربین پیشنهادی یافت نشد. در میان توربین‌های محور عمودی، توربین داریوس پره مستقیم ساده‌ترین توربین از نظر ساخت بوده و بیشترین توان را تولید می‌کند [۱۶-۱۸]. توربین جدید، یک توربین سه پره‌ای مستقیم محور عمودی داریوس بوده و محور دوران آن،

11 Blue and White Teams
12 Tip Speed Ratio (TSR)
13 Supercritical

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \quad (2)$$

$$\left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u'_i u'_j})$$

که در آن:

زیروندهای i و j نیز اندیس‌های تانسوری هستند که مقدار آن‌ها از ۱ تا ۳ متغیرند.

قسمت اضافه‌شده در معادله (۲) با نام تنش رینولدز شناخته شده و به صورت معادله (۳) تعریف می‌شود.

$$\tau_{ij} = -\overline{\rho u'_i u'_j} \quad (3)$$

با توجه به فرض تراکم پذیر بودن جریان، معادله انرژی و معادله حالت گاز کامل نیز باید حل شوند (معادله (۴)):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T_f - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\tau_{eff} \cdot \vec{v})) \quad (4)$$

$$E = h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2}$$

پژوهشگران زیادی از مدل‌های دو معادله‌ای $k-\omega$ و $k-\varepsilon$ استفاده می‌کنند. مدل آشفتگی^۲ SST $k-\omega$ به‌وسیله منتر [۲۱] ارائه شده و این مدل در مسائل آیرودینامیکی دارای گرادیان فشار معکوس و در پیش‌بینی جدایش جریان توانایی بالایی دارد.

مدل SST $k-\omega$ در شبیه‌سازی جریان‌ات اطراف توربین بادی محور عمودی استفاده فراوانی داشته است. در پژوهش مک‌لارن و همکاران [۲۲] نتایج آزمایشگاهی شلدا و همکاران [۲۳] با مدل SST $k-\omega$ و دو مدل متداول $k-\omega$ و $k-\varepsilon$ مقایسه گردید و مدل SST $k-\omega$ بیشترین تطابق را با نتایج آزمایشگاهی ارائه داد. بر همین اساس مدل آشفتگی SST $k-\omega$ برای این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته است.

در این پژوهش جریان آشفته، تراکم پذیر و گذرا حول توربین بادی محور عمودی به‌صورت دو بعدی و سه بعدی در نرم‌افزار

بر خلاف توربین‌های رم-ایر متداول، عمود بر جهت جریان و در راستای افق است. این توربین می‌تواند در فاصله کمتری از بدنه‌ی هواپیما نسبت به توربین‌های متداول قرار گیرد و با توجه به داریوس بودن آن، در نسبت سرعت نوک پره‌ی کمتر که مطلوب ماست خواهد توانست بیشینه توان خود را تولید نماید. نمای شماتیک ایده پیشنهادی در شکل ۱ قابل مشاهده است. همچنین پره‌های این توربین می‌تواند در مواقعی که استفاده نمی‌شود جمع شده و نزدیک مرکز توربین قرار گیرند تا فضای کمتری از هواپیما را اشغال نمایند. علاوه بر این، توربین‌های محور عمودی در یک بازه‌ی خاص از زاویه‌ی سمت خود توان مفید تولید می‌کنند. با بهره‌گیری از این موضوع می‌توان بخشی از توربین را در حالت کاری همواره داخل بدنه هواپیما نگه داشت و توربین در هنگام نیاز به‌طور کامل از محل خود در بدنه خارج نشود.

عملکرد آیرودینامیکی توربین پیشنهادی به کمک شبیه‌سازی دو بعدی و سه بعدی با روش دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی قرار گرفته است. منحنی‌های توان و گشتاور متوسط توربین بر حسب نسبت سرعت نوک پره در شبیه‌سازی دو بعدی با تغییر طول وتر^۱ توربین استخراج شده و مواردی که توربین بیشینه توان خود را تولید کرده به‌صورت سه بعدی شبیه‌سازی شده است. توان تولیدی، نیروی پسا و فاصله‌ی توربین تا بدنه هواپیما با مقادیر مربوط به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ مقایسه شده است. به منظور اعتبارسنجی نتایج سه بعدی پژوهش حاضر، از نتایج آزمایشگاهی الخوری و همکاران [۱۹] استفاده شده است. نتایج این پژوهش می‌تواند گامی مؤثر در استفاده بهینه‌تر از توربین‌های رم-ایر در اجسام پرنده باشد.

۲- معادلات حاکم بر جریان سیال و روش حل

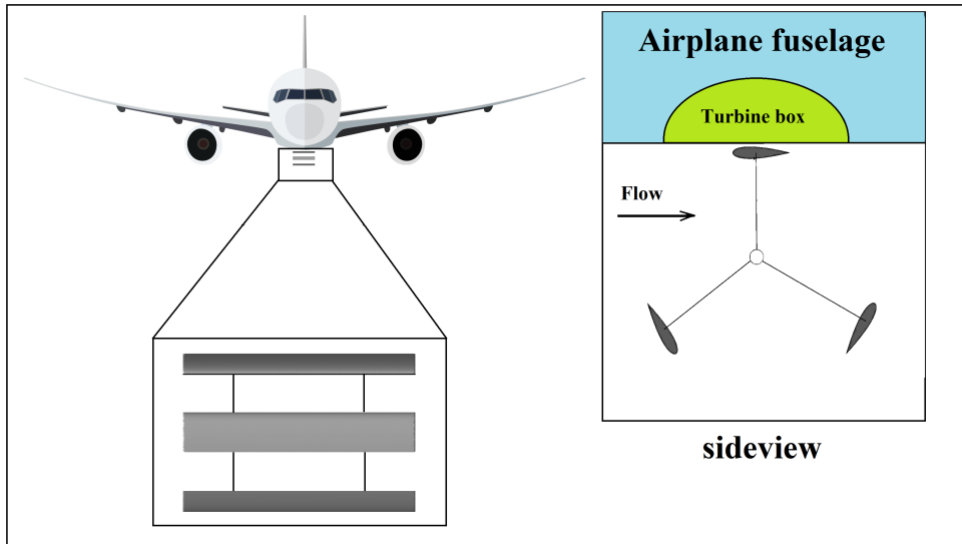
از معادلات ناویر-استوکس به روش میانگین‌گیری رینولدز^۲ برای شبیه‌سازی در این پژوهش استفاده شده است. با توجه به شرایط پروازی هواپیما، سیال تراکم پذیر در نظر گرفته شده و شکل تانسوری آن در معادلات (۱) و (۲) قابل مشاهده است [۲۰].

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

1 Chord length

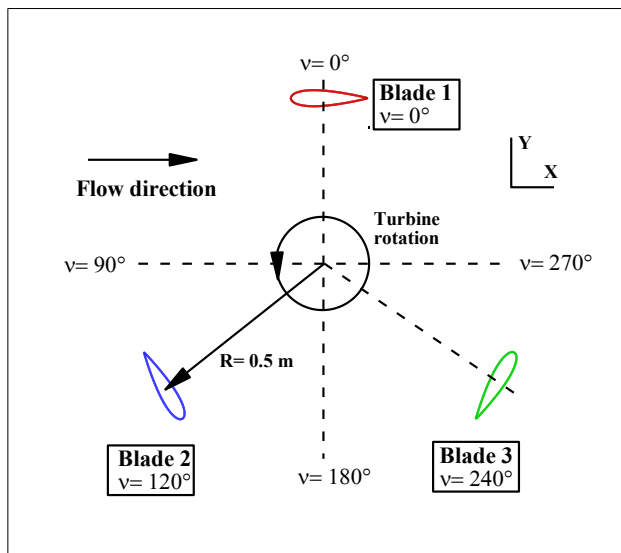
2 Reynolds-averaged Navier Stokes (RANS)

3 Shear stress transport



شکل ۱: نمای شماتیک توربین پیشنهادی در این پژوهش.

Fig. 1. Schematic view of proposed turbine.



شکل ۲: توزیع زاویه سمت برای پره‌های توربین نسبت به جهت جریان.

Fig. 2. Azimuth angle definition for turbine blades relative to flow direction.

وترهای متفاوت ۰/۲ و ۰/۳ متر در نظر گرفته شده و عملکرد آن‌ها در نسبت سرعت نوک پره‌های متفاوت بررسی شده است. به منظور شبیه‌سازی صحیح قرارگیری توربین‌ها کنار بدنه‌ی هواپیما، دیواره‌ای در بالای توربین قرار داده شده تا اثرات بدنه نیز در شبیه‌سازی لحاظ گردد.

۴- ناحیه‌ی محاسباتی و شرایط مرزی

ناحیه محاسباتی به دو قسمت ساکن و دوار تقسیم شده و بدنه‌ی

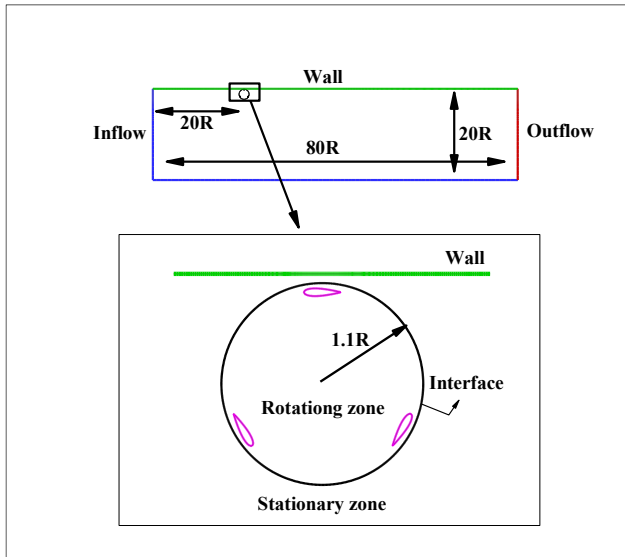
انسیس فلونت^۱ شبیه‌سازی شده است. برای گسسته‌سازی معادلات دیفرانسیل از حل گر مبتنی بر فشار^۲ و روش حجم محدود و برای حل معادلات فشار و مومنتوم، از گسسته‌سازی مرتبه دوم استفاده شده است. عدد رینولدز جریان آزاد بر اساس طول وتر پره‌ی توربین (۰/۲) و ۰/۳ (متر) حدود ۹۲۰۰۰۰ تا ۱۴۰۰۰۰۰ بوده و چرخش توربین با استفاده از روش شبکه لغزان^۳ مدل‌سازی شده است.

۳- هندسه توربین‌ها

مطابق شکل ۲، از توربین سه پره‌ای با پروفیل ایرفویل ناکا ۰۰۲۱^۴ در این پژوهش استفاده شده است. زاویه سمت در جهت مثبت محور Y برابر صفر در نظر گرفته شده است. توربین در جهت پادساعت‌گرد دوران می‌کند و زاویه سمت نیز در همان جهت از صفر تا ۳۶۰ درجه افزایش می‌یابد. شعاع توربین از مرکز توربین تا مرکز پره محاسبه شده و برابر ۰/۵ متر است. در موارد سه بعدی نیز طول پره‌های توربین برابر ۱ متر است. جریان هوا در جهت مثبت محور X، موازی با خط واصل زاویه سمت ۹۰ درجه به ۲۷۰ درجه، در نظر گرفته شده است.

به منظور دستیابی به بیشینه توان توربین در حالت دو بعدی، دو نوع توربین با شعاع برابر با رم-ایر ایرباس ۳۲۰ ولی طول

- 1 ANSYS Fluent 17.2
- 2 Pressure based
- 3 Sliding mesh
- 4 NACA 0021



شکل ۳: ناحیه محاسباتی دو بعدی.
Fig. 3. The 2D computational domain.

شبکه غالباً چهارگوش^۹ هستند. تعداد سلول‌های شبکه به طور متوسط برابر ۳۵۰۰۰۰ است. نواحی مختلف شبکه تولیدی در شکل ۵ قابل مشاهده است. ارتفاع اولین سلول باسازمان روی پره برابر 2×10^{-6} متر در نظر گرفته شده است.

۴-۵- در سه بعد

در شکل ۶ نمای بالای شبکه تولیدشده در صفحه Z برابر صفر ارائه شده است. تعداد سلول‌های شبکه به طور متوسط برابر ۳/۸ میلیون است. شبکه تولیدی از نوع بی‌سازمان بوده ولی در نواحی اطراف پرها و مرز ناحیه ساکن و دوار شبکه باسازمان ایجاد شده است. ارتفاع اولین سلول باسازمان روی پره برابر 4×10^{-6} متر در نظر گرفته شده است. ناحیه دوار و دیواره در قسمت (الف) شکل ۶ و شبکه‌ی باسازمان نزدیک پره به همراه مرز ناحیه ساکن و دوار در قسمت (ب) شکل ۶ قابل مشاهده هستند. شبکه باسازمان در مرز ناحیه ساکن و دوار به منظور افزایش دقت محاسبه‌ی شار عبوری بین دو ناحیه ایجاد شده است.

۶- بررسی استقلال شبیه‌سازی و اعتبارسنجی

در پژوهش‌های عددی به منظور کاهش هزینه‌های محاسباتی، یکی از اهداف پژوهش‌گر دستیابی به دقت مناسب با حداقل هزینه‌های

هواپیما در قسمت ساکن و بالای پره‌های توربین قرار دارد. از دو ناحیه محاسباتی مختلف برای دو شبیه‌سازی دو بعدی و سه بعدی استفاده شده است. شعاع ناحیه دوار $1/1R$ و فاصله تا دیواره از مرکز توربین برابر $1/2R$ است. مرکز توربین تا وجه ورودی جریان نیز $20R$ فاصله دارد. اطلاعات موجود در مورد رم-ایر ایرباس ۳۲۰، در سرعتی بر حسب واحد معادل^۱ بیان شده است. این سرعت بر حسب نات^۲ و در شرایط سطح دریا^۳ بوده و معادل سرعت پروازی هواپیما است. این اطلاعات در سرعت معادل حدود ۱۳۰ نات معادل یا حدود ۷۰ متر بر ثانیه موجود است؛ بنابراین برای جریان آزاد از سرعت ثابت و یکنواخت ۷۰ متر بر ثانیه با شرایط استاندارد سطح دریا برای شبیه‌سازی استفاده شده است. در مرز ورودی سرعت ثابت جریان آزاد^۴ و در مرز خروجی فشار استاتیک استاندارد^۵ اعمال شده و روی دیواره‌ها و پره‌های توربین شرط عدم لغزش^۶ اعمال شده است. در سایر وجه‌های اطراف میدان حل نیز ورودی سرعت ثابت جریان آزاد در نظر گرفته شده است [۲۴].

۴-۱- در دو بعد

ناحیه‌ی محاسباتی در دو بعد مطابق شکل ۳ یک مستطیل با ابعاد $80R$ و $20R$ به ترتیب در جهات X و Y است.

۴-۲- در سه بعد

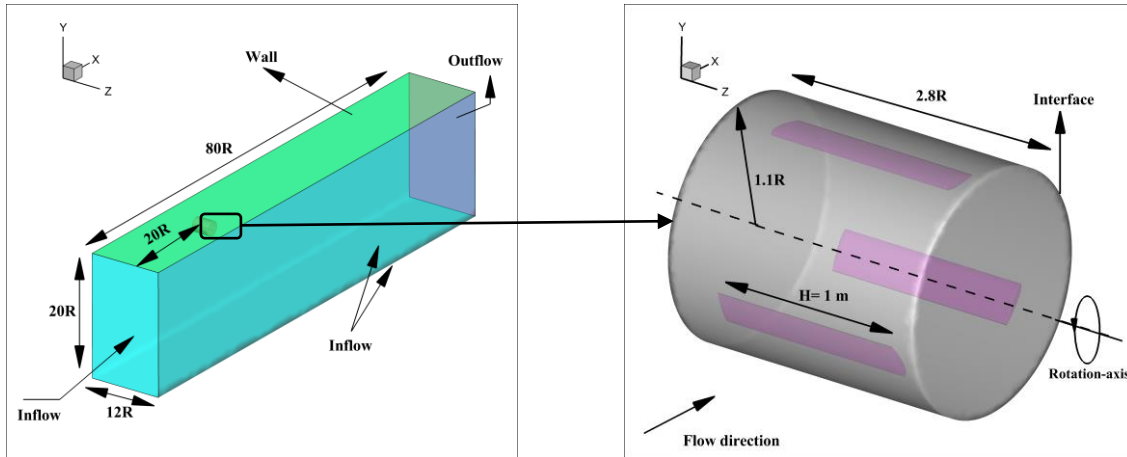
همان‌گونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، ناحیه محاسباتی در سه بعد به صورت یک مکعب مستطیل با ابعاد $80R$ ، $20R$ و $12R$ به ترتیب در جهات X، Y و Z است. طول استوانه دوار برابر $2/8R$ است.

۵- تولید شبکه

۵-۳- در دو بعد

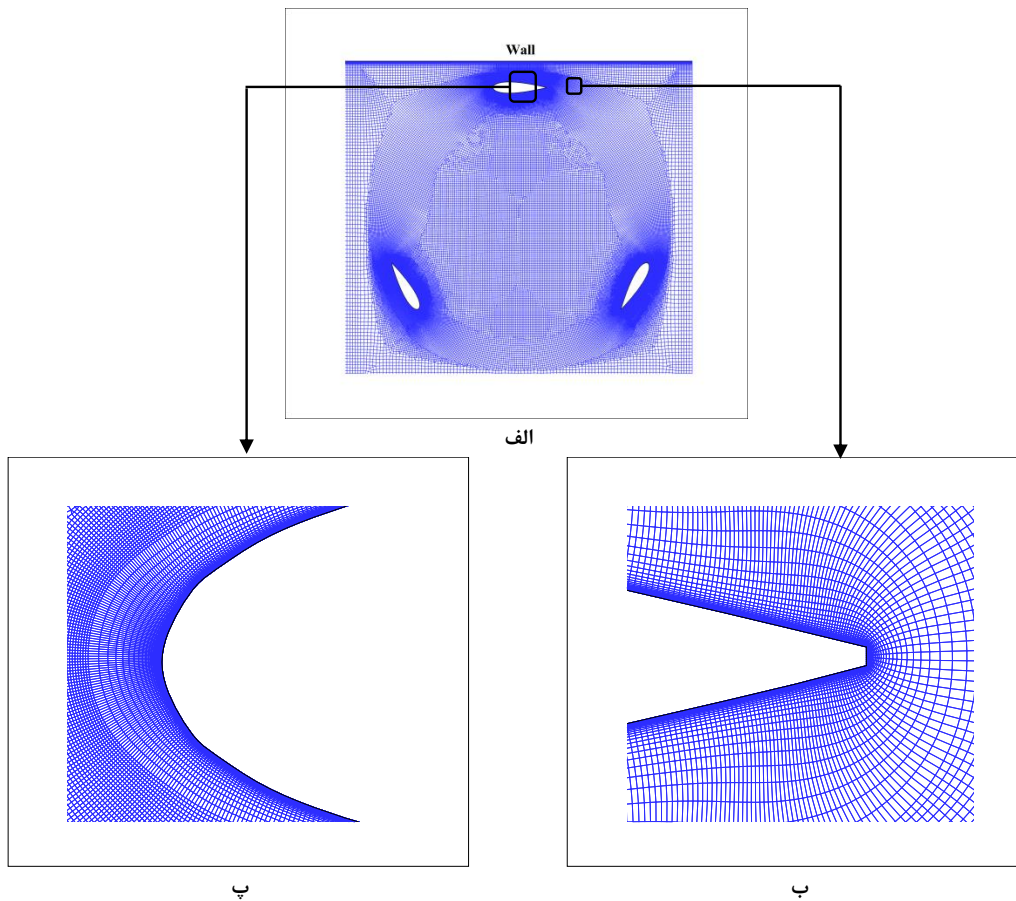
شبکه تولیدی از نوع ترکیبی باسازمان^۷ و بی‌سازمان^۸ است. اطراف پره‌های توربین و دیواره شبکه باسازمان بوده و سلول‌های

- 1 Equivalent airspeed in knot (KEAS)
- 2 Knot
- 3 Sea level
- 4 Velocity Inlet B.C.
- 5 Pressure Outlet B.C.
- 6 No Slip
- 7 Structured grid
- 8 Unstructured grid



شکل ۴: ناحیه محاسباتی سه بعدی.

Fig. 4. The 3D computational domain.

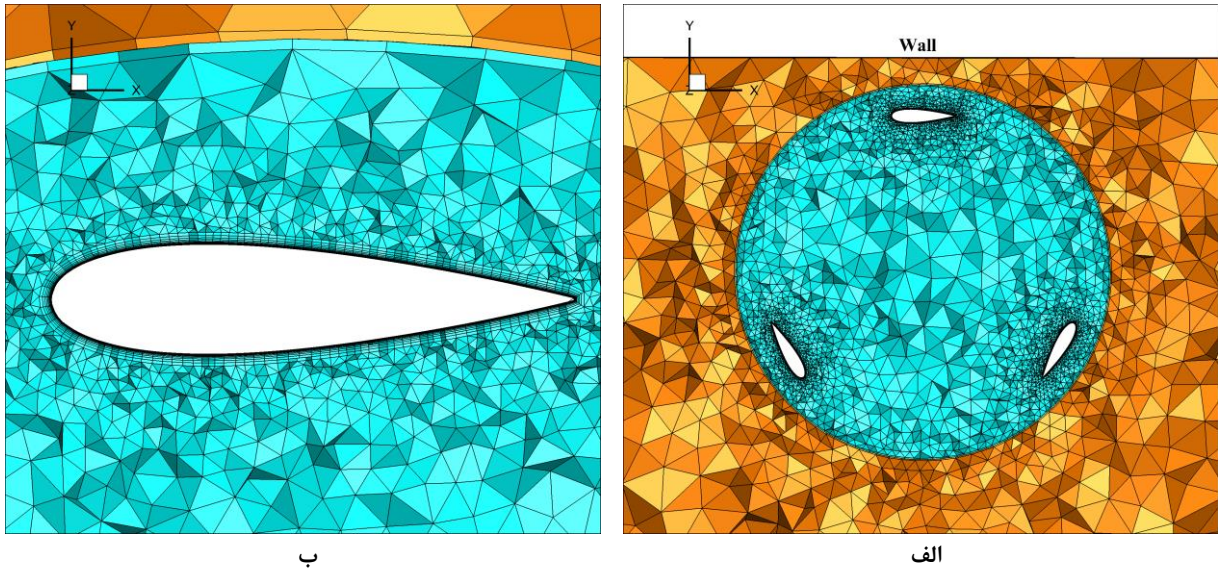


شکل ۵: شبکه‌ی تولیدی برای شبیه‌سازی دو بعدی. الف: ناحیه دوار و دیواره، ب: لبه‌ی فرار ایرفویل، پ: لبه‌ی حمله ایرفویل.

Fig. 5. The generated grid for 2D simulation. a) Rotating zone and the wall, b) the trailing edge of blade, c) the leading edge of blade.

بخش‌های ۴ و ۵ ارائه گردید همان مقادیر مطلوب به دست آمده هستند. در این قسمت به نحوه‌ی به دست آمدن این ابعاد میدان حل و مشخصات شبکه اشاره می‌شود. از آنجایی که ارائه تمامی این مراحل برای هر دو شبیه‌سازی دو بعدی و سه بعدی حجم زیادی از مطالب

محاسباتی است؛ بنابراین ابعاد میدان حل، تعداد سلول شبکه و گام زمانی باید به اندازه‌ای تعیین گردد تا پاسخ قابل قبول حاصل شود. تمامی مراحل ذکر شده برای هر دو شبیه‌سازی دو بعدی و سه بعدی انجام گرفته است. ابعاد میدان حل و مشخصات شبکه‌های ی که در



شکل ۶: نمای بالای شبکه‌ی تولید شده در صفحه Z برابر صفر. الف: ناحیه دوار و دیواره، ب: شبکه‌ی با سازمان تولید شده در مرز ناحیه دوار و ساکن و روی پره.

Fig. 6. Top view of generated grid at the plane of $Z=0$. a) Rotating zone and the wall, b) the structured grid generated at the interface and on the turbine blades.

۶-۲- استقلال از شبکه و گام زمانی

برای بررسی استقلال از تعداد سلول شبکه محاسباتی، اندازه سلول‌ها در نواحی نزدیک توربین و دیواره ریز گردید و بیشترین تغییرات گشتاور کل در ریز کردن اندازه‌ی سلول‌های روی پره و اطراف آن مشاهده گردید. در نسبت سرعت نوک پره ۲ (مطابق تعریف در معادله (۵)) با گام زمانی 5×10^{-5} ثانیه، گشتاور کل برای سه شبکه مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این سه شبکه در توربین با طول وتر 0.2 متر بوده و تعداد سلول برای شبکه اول، دوم و سوم به ترتیب برابر 350000 ، 185000 و 490000 است. ارتفاع اولین لایه روی ایرفویل برابر 2×10^{-6} متر و ثابت در نظر گرفته شده است. بیشینه و متوسط مقادیر Y^+ برای سلول‌های روی پره و دیواره در جدول ۲ قابل مشاهده است. با توجه به استفاده از مدل $k-\omega$ SST برای هر سه شبکه محدوددهی Y^+ رعایت شده است [۲۵]. شکل ۷ (الف) گشتاور کل توربین با طول وتر 0.2 متر برای سه شبکه به ازای یک دور کامل چرخش توربین در سیکل پنجم را نشان می‌دهد. شبکه‌ی دوم با 350000 سلول و با بیشینه اختلاف ۳ درصد در گشتاور کل نسبت به شبکه ریزتر، به‌عنوان شبکه مطلوب انتخاب گردید. نسبت سرعت نوک پره مطابق معادله (۵) تعریف می‌شود.

$$TSR = \frac{R \omega}{V_{\infty}} \quad (5)$$

را در بر می‌گیرد، تنها نتایج بررسی مراحل مذکور برای شبیه‌سازی دو بعدی ارائه خواهد شد؛ البته نتایج اعتبارسنجی برای شبیه‌سازی سه بعدی، با استفاده از نتایج تجربی الخوری و همکاران [۱۹]، ارائه شده است.

۶-۱- استقلال ابعادی

توربین با طول وتر 0.2 متر در حالت استاتیک در سه میدان مختلف مورد مطالعه قرار گرفته تا حداقل ابعاد مناسب میدان حل تعیین گردد. ایرفویل اول در زاویه سمت صفر درجه و بقیه ایرفویل‌ها با اختلاف زاویه سمت 120 درجه‌ای نسبت به هم قرار گرفته‌اند. شرایط مرزی اعمال شده بر میدان مطابق بخش ۴-۱ است. معیار انتخاب میدان محاسباتی مناسب، بر اساس تغییرات گشتاور کل توربین بوده و هر درصد خطا نسبت به مقدار قبلی محاسبه شده است. جدول ۱ مشخصات ابعادی میدان‌های موردنظر، محل قرارگیری توربین، گشتاور کل و درصد خطای نسبی گشتاور کل برای هر میدان را بیان می‌کند. با توجه به کاهش درصد خطای نسبی به کمتر از یک درصد بین میدان دوم و سوم، میدان دوم، همان میدان بیان شده در بخش ۴، مناسب به نظر می‌رسد و برای شبیه‌سازی دو بعدی مورد استفاده قرار گرفته است.

جدول ۱: بررسی استقلال ابعادی برای توربین در حالت استاتیکی. (* میدان انتخاب شده است.)

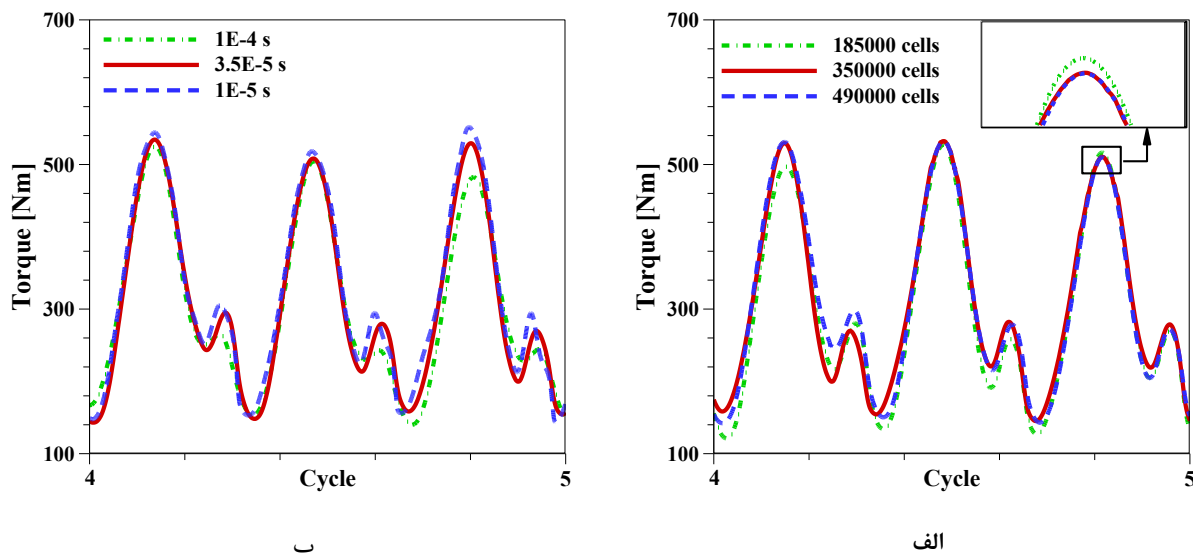
Table 1. Results of domain size study of the turbine at the static mode. (* domain finally chosen)

	میدان اول	میدان دوم*	میدان سوم
ابعاد میدان (X, Y) بر حسب R	60×15	80×20	100×25
فاصله مرکز توربین تا مرز ورودی بر حسب R	۱۵	۲۰	۲۵
درصد افزایش مساحت نسبت به میدان اول	-	۷۷	۱۷۷
گشتاور کل (نیوتن متر)	۸۹/۶	۸۴/۵	۸۳/۸
درصد خطای گشتاور کل نسبت به قبلی	-	۶/۰۳	۰/۸۳

جدول ۲: مقادیر بیشینه و متوسط Y^+ روی ایرفویل‌های توربین با طول وتر ۰/۲ متر.

Table 2. Maximum and averages of Y^+ values on the turbine blades with chord length of 0.2 m.

	بیشینه Y^+	متوسط Y^+
شبکه اول	۱/۰۷	۰/۳۵
شبکه دوم	۰/۹۴	۰/۳۵
شبکه سوم	۰/۷۹	۰/۳۶



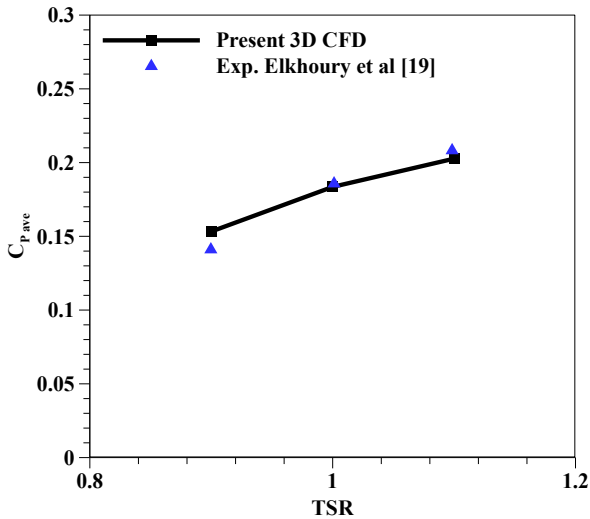
شکل ۷: استقلال از شبکه و گام زمانی. الف: استقلال از تعداد سلول شبکه، ب: استقلال از گام زمانی.

Fig. 7. Grid and time independency study. (a) Grid, (b) time.

۳-۶- اعتبارسنجی

از نتایج تجربی پژوهش الخوری و همکاران [۱۹] در شرایط استاندارد سطح دریا برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی سه بعدی استفاده شده است. مشخصات هندسی توربین الخوری و همکاران [۱۹] و سرعت باد در جدول ۳ قابل مشاهده است. مساحت جاروب شده به وسیله توربین برابر است با حاصل ضرب قطر توربین در ارتفاع آن.

به منظور بررسی مناسب بودن گام زمانی انتخاب شده، شبکه‌ی قبلی با ۳۵۰۰۰۰ سلول با دو گام زمانی 10^{-4} و 10^{-5} ثانیه نیز مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به منحنی گشتاور کل در شکل ۷ (ب)، گام زمانی $3/5 \times 10^{-5}$ ثانیه با بیشینه اختلاف کمتر از ۴ درصد در گشتاور کل نسبت به گام زمانی 10^{-5} ثانیه، به عنوان گام زمانی مطلوب انتخاب گردید.



شکل ۸: مقایسه نتایج آزمایشگاهی الخوری و همکاران [۱۹] با نتایج عددی پژوهش حاضر.

Fig. 8. Comparison of experimental data [19] with present numerical simulation results for Darrieus VAWT.

مقدار برابر ۸۳/۹ کیلووات است. توربین با طول وتر ۰/۲ نیز در نسبت سرعت نوک پرهی ۲ بیشینه توان متوسط خود را تولید می‌کند. این مقدار برابر ۸۷/۲ کیلووات است. مشابه نتایج پژوهش بروسکا و همکاران [۲۶]، کاهش صلبیت^۱ توربین باعث می‌شود بیشینه متوسط توان در نسبت سرعت نوک پره‌های بالاتر اتفاق بیفتد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود مقدار بیشینه توان برای توربین با طول وتر ۰/۲ در نسبت سرعت نوک پرهی بیشتری اتفاق افتاده است و از نظر مقدار کمی بیشتر از توربین دیگر است؛ بنابراین اگر از توربین با طول وتر بیشتر استفاده شود، نسبت سرعت نوک پرهی کاری آن حدود ۱/۵ تا ۲ است و اگر از توربین با طول وتر بزرگ‌تر استفاده شود نسبت سرعت نوک پره ۱ تا ۱/۵ حوزه کاری آن خواهد بود.

۷-۲- نتایج شبیه‌سازی سه بعدی

پس از بررسی نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی دو بعدی، دو توربین با طول وترهای مختلف در نسبت سرعت پره‌ای که بیشینه توان خود را تولید می‌کنند به‌صورت سه بعدی شبیه‌سازی شده است. طبیعتاً هر چه مقدار توان متوسط توربین بیشتر و نیروی پسای تولیدی و فاصله‌ی مرکز توربین از مرکز ثقل هواپیما کمتر باشد، توربین مناسب‌تر خواهد بود. به منظور مقایسه عملکرد رم-ایر پیشنهادی با رم-ایرهای متداول، از اطلاعات موجود درباره رم-ایر

جدول ۳: مشخصات هندسی توربین داریوس پره مستقیم الخوری و همکاران [۱۹].

Table 3. Geometrical specifications of Elkhoury et al.'s [19] Darrieus VAWT with wind speed value in experiment.

توربین داریوس پره مستقیم الخوری و همکاران [۱۹]	ناکا ۰۰۲۱
پروفیل ایرفویل	۰/۲
طول وتر (متر)	۳
تعداد پره	۰/۴
شعاع توربین (متر)	۰/۸
ارتفاع (متر)	۰/۶۴
مساحت جاروب شده (مترمربع)	۸
سرعت باد (متر بر ثانیه)	

از پارامتر ضریب توان متوسط برای یک دور توربین برای مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی حاضر و تجربی ذکر شده استفاده شده است. این پارامتر به‌صورت رابطه (۶) تعریف می‌شود.

$$C_{P_{ave}} = \frac{P_{t_{ave}}}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^3 A_s} = \frac{T_{ave} \omega}{\frac{1}{2} \rho V_{\infty}^3 A_s} \quad (6)$$

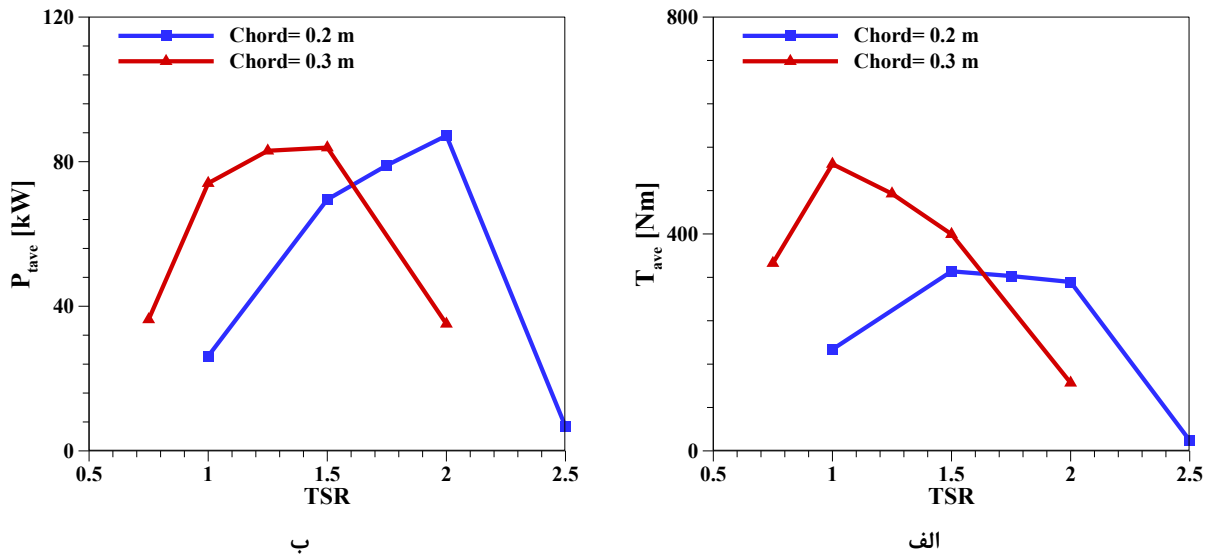
بر اساس نتایج به دست آمده از شکل ۸، شبیه‌سازی عددی سه بعدی با متوسط خطای ۴ درصد به‌خوبی با نتایج آزمایشگاهی تطابق دارد.

۷- نتایج و بحث

در این قسمت ابتدا نتایج شبیه‌سازی دو بعدی برای دو توربین با طول وتر ۰/۲ و ۰/۳ در نسبت سرعت نوک پره ۰/۷۵ تا ۲/۵ با سرعت جریان آزاد ۷۰ متر بر ثانیه ارائه شده و مورد بررسی قرار گرفته است. سپس توربین‌هایی که بیشترین توان متوسط را در یک دور کامل در سیکل پنجم تولید می‌کنند، به عنوان توربین‌های مطلوب برای شبیه‌سازی سه بعدی انتخاب شده‌اند.

۷-۱- نتایج شبیه‌سازی دوبعدی

با توجه به منحنی‌های متوسط گشتاور و متوسط توان در قسمت‌های (الف) و (ب) شکل ۹، توربین با طول ۰/۳ متر در نسبت سرعت نوک پرهی ۱/۵ بیشینه متوسط توان خود را تولید کرده و این



شکل ۹: نتایج شبیه‌سازی دو بعدی برای دو توربین با طول وتر مختلف. الف: گشتاور کل متوسط، ب: توان کل متوسط.

Fig. 9. The results of 2D simulation for two turbines with different chord lengths. a) Average of total torque, b) average of total power.

برای محاسبه فاصله بین مرکز توربین و بدنه از همان فاصله ۰/۴۷ متری توربین کوچک‌تر استفاده شده که تقریبی رو به پایین است. همچنین نیروی پسا گزارش شده، اختلاف نیروی پسا هواپیما بدون رم-ایر و همراه با رم-ایر برای توربین با قطر ۰/۷۴ است. در اینجا برای توربین با قطر یک متر نیز همین نیروی پسا با تقریب رو به پایین در نظر گرفته شده است.

با توجه به نتایج ارائه شده در جدول ۴ گرچه توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۲ وضعیت مطلوبی از نظر چهار پارامتر از پنج پارامتر بیان شده دارد ولی ۲۴ درصد متوسط توان کمتری نسبت به رم-ایر متداول تولید کرده است.

برای بهبود وضعیت توان تولیدی توربین پره مستقیم، می‌توان طول پره‌های توربین را افزایش داد. در این وضعیت انتظار می‌رود، توان تولیدی توربین افزایش پیدا کند ولی این امر باعث افزایش نیروی پسا و مساحت اشغال شده‌ی توربین کنار بدنه‌ی هواپیما می‌شود. برای بررسی این موضوع طول پره‌ی توربین برای توربین با طول وتر ۰/۲ از یک متر به ۱/۱ متر افزایش پیدا کرد و نتایج آن در جدول ۵ قابل مشاهده است. افزایش طول پره‌ی توربین موجب بهبود وضعیت آن شده و توان متوسط تولیدی آن در حدود رم-ایر ایرباس ۳۲۰ است؛ همچنین فاصله‌ی آن از بدنه‌ی هواپیما نسبت به حالت قبلی تغییری نکرده است.

ایرباس ۳۲۰ استفاده شده است. این اطلاعات از دو منبع [۳ و ۵] استخراج شده است. قطر این توربین در مرجع [۵] برابر یک متر بیان شده است. بنابراین ارتفاع توربین محور عمودی نیز مانند قطر آن برابر یک متر در نظر گرفته شده است.

پنج پارامتر برای مقایسه‌ی رم-ایرهای پیشنهادی و رم-ایر ایرباس ۳۲۰ در نظر گرفته شده است:

۱. توان متوسط تولیدی
۲. نیروی پسا متوسط تولیدی
۳. مساحتی که هر توربین در فضای نزدیک هواپیما اشغال می‌کند (مساحت جاروب توربین + مساحت فضای خالی بین توربین و بدنه‌ی هواپیما)
۴. فاصله‌ی مرکز توربین تا بدنه‌ی هواپیما
۵. نسبت سرعت نوک پره

لازم به ذکر است در اطلاعات موجود در مورد رم-ایر ایرباس ۳۲۰، توربینی که توان ۴۰ کیلووات تولید می‌کند قطر یک متر دارد ولی در مورد فاصله توربین تا بدنه اطلاعاتی ارائه نشده است. در نوع دیگری از رم-ایر ایرباس ۳۲۰ با قطر ۰/۷۴ متر، فاصله مرکز توربین تا بدنه ۰/۸۴ است؛ یعنی فضای خالی بین توربین و بدنه حدود ۰/۴۷ متر است ولی اطلاعاتی در مورد توان تولیدی ارائه نشده است. در اینجا با توجه به اطلاعات موجود، از رم-ایر با قطر یک متر استفاده شده اما

جدول ۴: مقایسه پارامترهای معرفی شده برای توربین‌های پیشنهادی با طول یک متر و رم-ایر ایرباس ۳۲۰.

Table 4. Comparison of the introduced parameters between proposed turbines (H= 1 m) and the RAT of a320.

درصد تغییر توربین با طول وتر نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۳	توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۲	رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توان متوسط تولیدی (کیلووات)
-۲۴/۴	۲۷/۵	۳۰/۲۵	۴۰	نیروی پساب متوسط تولیدی (نیوتن)
-۲۰/۹	۲۹۷۳	۲۷۷۳	۳۵۰۸/۶	مساحت اشغال شده (مترمربع)
-۱۹/۳	۱/۱	۱/۱	۱/۳۶۲۵	فاصله‌ی مرکز توربین تا بدنه‌ی هواپیما (متر)
-۳۸/۱	۰/۶	۰/۶	۰/۹۷	نسبت سرعت نوک پره
-	۱/۵	۲	۳/۶-۵	

جدول ۵: مقایسه پارامترهای معرفی شده برای توربین پیشنهادی با طول ۱/۱ متر و رم-ایر ایرباس ۳۲۰.

Table 5. Comparison of the introduced parameters between proposed turbine (H= 1.1 m) and the RAT of a320.

درصد تغییر نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۲ و طول ۱/۱ متر	رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توان متوسط تولیدی (کیلووات)
-۶	۳۷/۶	۴۰	نیروی پساب متوسط تولیدی (نیوتن)
-۷/۱	۳۲۵۹	۳۵۰۸/۶	مساحت اشغال شده (مترمربع)
-۱۱/۲	۱/۲۱	۱/۳۶۲۵	

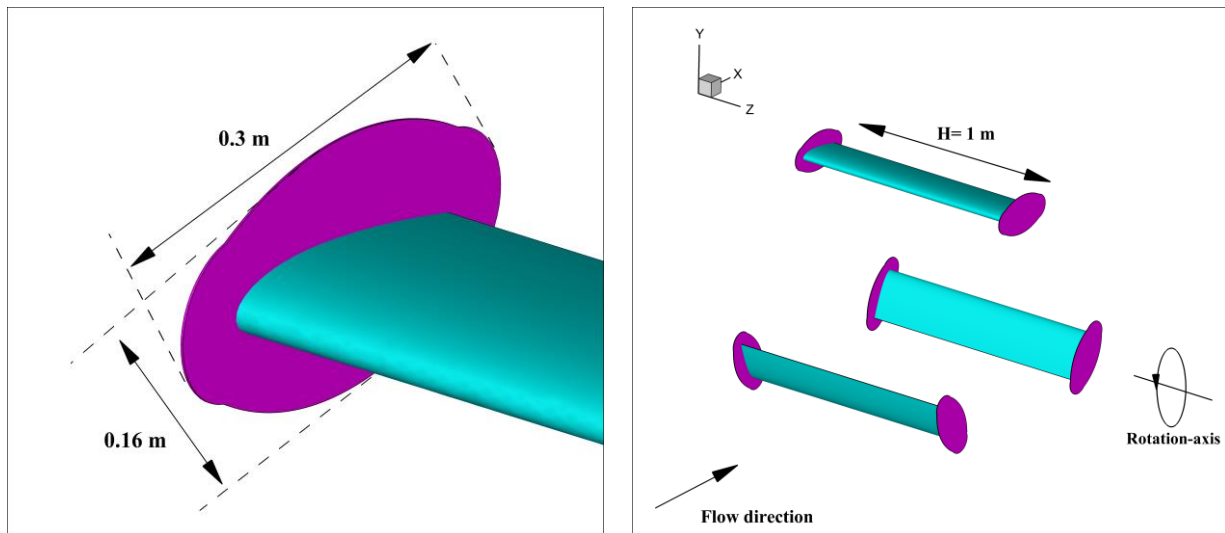
پیدا کرده است؛ بنابراین این توربین به عنوان توربین پیشنهادی برای جایگزین رم-ایر ایرباس ۳۲۰ پیشنهاد می‌شود. کاهش فاصله‌ی توربین تا بدنه‌ی هواپیما و مساحت اشغال شده‌ی توربین و نیروی پساب کمتر، وضعیت مطلوب توربین پیشنهادی را از نظر آیرودینامیکی نشان می‌دهد. علاوه بر این، کاهش نسبت سرعت نوک پره در این نوع توربین به طرز چشم‌گیری احتمال اتفاق افتادن پدیده‌ی شوک را در شرایط پروازی کاهش می‌دهد.

توربین‌های محور عمودی در یک بازه‌ی خاص از زاویه سمت، گشتاور مثبت تولید می‌کنند با استفاده از این موضوع یکی دیگر از مزیت‌های توربین پیشنهادی این است که بخشی از زاویه سمت توربین که گشتاور مثبت تولید نمی‌کند داخل بدنه باقی بماند و در حالت کاری توربین کاملاً از بدنه خارج نشود. با توجه شکل ۱۱، پس از بررسی منحنی گشتاور یک پره‌ی توربین همراه با دیسک، مشخص شد از زاویه سمت ۳۵ درجه به بعد گشتاور مثبت هر پره آغاز می‌شود. به منظور بررسی این موضوع، برای توربین همراه با دیسک شبیه‌سازی سه بعدی دیگری انجام شد و توربین از زاویه سمت ۳۰ تا ۳۰+ درجه

اگر چه وضعیت آیرودینامیکی توربین پیشنهادی با طول ۱/۱ متر در حد قابل قبولی نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ است؛ اما در این پژوهش به دنبال دستیابی به توربین مناسب با همان طول یک متر هستیم تا طولی از توربین که بر بدنه‌ی هواپیما اثر می‌گذارد نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ بیشتر نشود. مقایسه نتایج شبیه‌سازی دو بعدی و سه بعدی نشان دهنده‌ی افت شدید توان است. بخش مهمی از این افت می‌تواند به علت گردابه‌های نوک پره^۱ باشد. به نظر می‌رسد کاهش این گردابه‌ها منجر به افزایش توان توربین گردد. به همین منظور در توربین با طول وتر ۰/۲، صفحات دیسک نازک و کوچکی^۲ با ضخامت ۱/۵ میلی‌متر در دو انتهای هر پره ایجاد شده است و پس از شبیه‌سازی سه بعدی عملکرد آیرودینامیکی آن مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۱۰، هندسه‌ی ایجاد شده برای توربین پیشنهادی را نمایش می‌دهد.

با توجه به نتایج جدول ۶، توان توربین همراه با صفحات دیسک و طول وتر ۰/۲ نسبت به حالت بدون دیسک حدود ۲۶ درصد افزایش

- 1 Tip vortices
- 2 End plates



شکل ۱۰: صفحات دیسک نازک و کوچک تعبیه شده در دو انتهای پره‌های توربین با طول وتر ۰/۲ متر.
 Fig. 10. Thin end plates installed at the ends of each blades with chord length of 0.2 m.

جدول ۶: مقایسه پارامترهای معرفی شده برای توربین پیشنهادی با طول یک متر به همراه صفحات دیسک و رم-ایر ایرباس ۳۲۰.

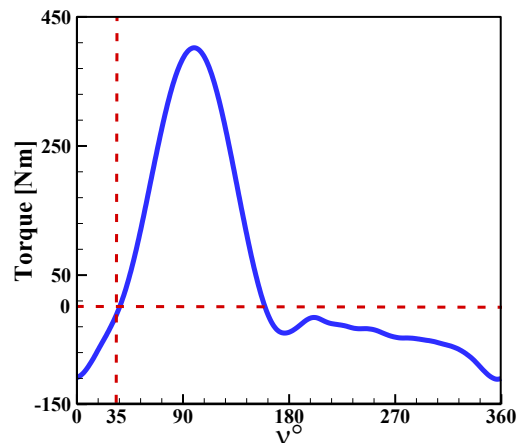
Table 6. Comparison of the introduced parameters between proposed turbine with thin end plates ($H=1\text{ m}$) and the RAT of a320.

	رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۲ و طول ۱ متر همراه با صفحات دیسک	درصد تغییر نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰
توان متوسط تولیدی (کیلووات)	۴۰	۳۸/۲	-۴/۵
نیروی پسای متوسط تولیدی (نیوتن)	۳۵۰۸/۶	۲۸۳۰	-۱۹/۳
مساحت اشغال شده (مترمربع)	۱/۳۶۲۵	۱/۱	-۱۹/۳

با توجه به نتایج جدول ۷، گرچه قرارگیری توربین در داخل بدنه باعث کاهش نیروی پسا و کاهش قابل توجه فاصله آن تا بدنه هواپیما شده اما باعث افت توان تولیدی آن نیز شده است. بخش عمده‌ی این افت می‌تواند به دلیل جدایش جریان در لبه‌ی انحنا باشد. در مجموع بنا به نظر طراح و توان مورد نیاز، می‌توان بین توربین بدون فرورفتگی و توربین همراه با فرورفتگی در بدنه، توربین مطلوب را انتخاب کرد.

۸- نتیجه‌گیری

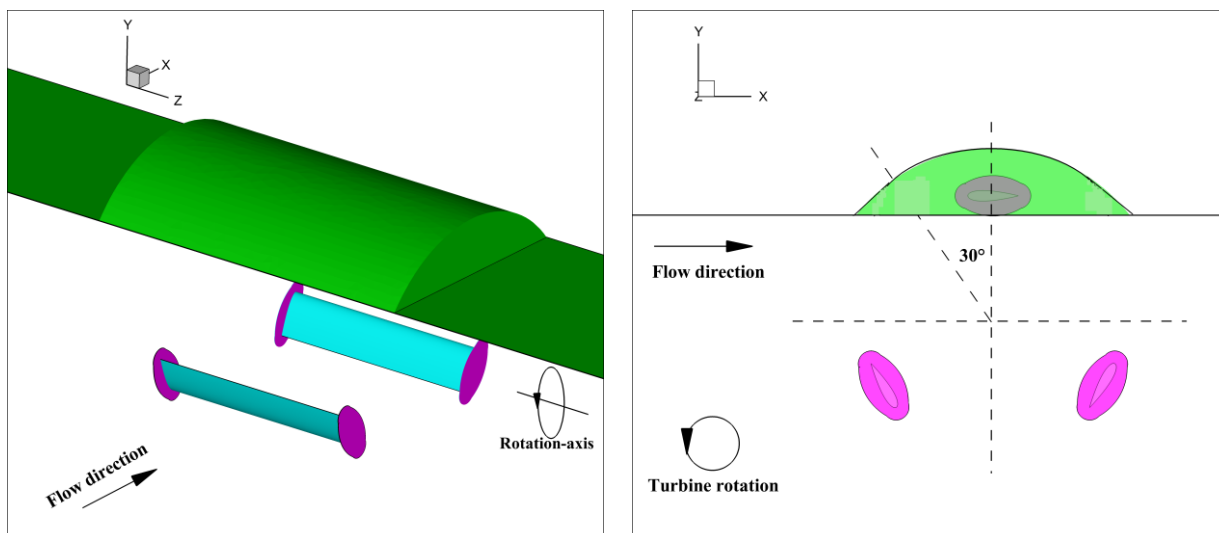
در پژوهش حاضر توربین بادی محور عمودی داریوس پره مستقیم به عنوان جایگزین رم-ایرهای متداول هواپیما پیشنهاد گردید و عملکرد آیرودینامیکی آن به کمک شبیه‌سازی عددی بررسی شد. محور دوران توربین پیشنهادی موازی سطح افق و عمود بر جهت جریان بوده و توربین در نزدیک بدنه‌ی هواپیما و زیر شکم آن نصب می‌شود. همچنین در مواقعی که توربین استفاده نمی‌شود پره‌های



شکل ۱۱: منحنی گشتاور یک پره‌ی توربین با طول وتر ۰/۲ متر همراه با صفحات دیسک.

Fig. 11. Torque of single blade of proposed turbine with end plates and chord length of 0.2 m.

در داخل بدنه قرار گرفت. شکل ۱۲ قرارگیری این توربین در داخل بدنه را نشان می‌دهد.



شکل ۱۲: فرورفتگی توربین با طول وتر ۰/۲ متر داخل بدنه‌ی هواپیما از زاویه سمت ۳۰- تا ۳۰+ درجه.

Fig. 12. The turbine with chord length of 0.2 m is located in the airplane body between azimuth angles of -30° to $+30^\circ$.

جدول ۷: مقایسه پارامترهای معرفی شده برای توربین‌های پیشنهادی فرورفته در بدنه با طول یک متر به همراه صفحات دیسک و رم-ایر ایرباس ۳۲۰.
Table 8. Comparison of the introduced parameters between proposed turbine with thin end plates ($H=1\text{ m}$) and the RAT of a320 while it locates inside of airplane body between azimuth angles of -30° to $+30^\circ$.

	رم-ایر ایرباس ۳۲۰	توربین پره مستقیم با طول وتر ۰/۲ و طول ۱ متر همراه با صفحات دیسک و قرارگیری داخل بدنه	درصد تغییر نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰
توان متوسط تولیدی (کیلووات)	۴۰	۲۶/۴	-۳۴
نیروی پسای متوسط تولیدی (نیوتن)	۳۵۰۸/۶	۲۷۳۲	-۲۲/۱
مساحت اشغال شده (مترمربع)	۱/۳۶۲۵	۰/۹۳	-۳۱/۷
فاصله‌ی مرکز توربین تا بدنه‌ی هواپیما (متر)	۰/۹۷	۰/۴۳	-۵۵/۷

شبیه‌سازی سه بعدی عملکرد واقعی دو توربین در نسبت سرعت نوک پره‌های مورد نظر بررسی شد. نسبت سرعت نوک پره‌ی مطلوب برای توربین با طول وتر ۰/۲ و ۰/۳ به ترتیب برابر ۲ و ۱/۵ حاصل گردید. مقادیر توان متوسط تولیدی، نیروی پسای متوسط، فاصله‌ی مرکز توربین از بدنه‌ی هواپیما و مساحت اشغال شده به‌وسیله‌ی توربین (مساحت جاروب شده‌ی توربین+ مساحت فضای خالی توربین تا بدنه) برای توربین‌های شبیه‌سازی شده و رم-ایر ایرباس ۳۲۰ باهم مقایسه شده و توربین مطلوب پیشنهاد گردید.

نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد:

۱- در شبیه‌سازی سه بعدی، توربین‌های با طول پره‌ی یک متر و طول وتر ۰/۲ و ۰/۳ در نسبت سرعت نوک پره‌های ۲ و ۱/۵ به ترتیب ۳۰/۲۵ و ۲۷/۵ کیلووات توان متوسط تولید کردند که نسبت به توان

توربین می‌تواند جمع شده و نزدیک مرکز توربین قرار گیرد تا فضای کمتری در بدنه‌ی هواپیما اشغال کند. علاوه بر این، توربین‌های محور عمودی در نسبت سرعت نوک پره‌ی کمتری نسبت به نوع محور افقی به بیشینه توان خود می‌رسند و این مورد با توجه به سرعت بالای شرایط پروازی برای پره‌های توربین مطلوب‌تر است. برای مقایسه‌ی عملکرد این توربین از اطلاعات موجود در مورد رم-ایر ایرباس ۳۲۰ استفاده شد؛ بنابراین از ابعاد مشابه برای مدل‌سازی استفاده گردید. یک دیواره برای شبیه‌سازی بدنه‌ی هواپیما در کنار توربین قرار داده شد و سرعت جریان آزاد برابر ۷۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شد. برای دو توربین پره مستقیم با طول وترهای ۰/۲ و ۰/۳ و قطر یک متر ابتدا با استفاده از شبیه‌سازی دو بعدی نسبت نوک پره‌ای که بیشینه گشتاور و توان را تولید می‌کنند تعیین گردید؛ سپس با کمک

استفاده از توربین پیشنهادی و توان مورد نیاز می‌توان برای قرارگیری قسمت بالای آن در داخل بدنه‌ی هواپیما تصمیم‌گیری نمود. کاهش فاصله‌ی توربین تا بدنه هواپیما و در نتیجه کاهش طول بازوی گشتاور نیروی پسای توربین از عوامل مؤثر در حفظ تعادل هواپیماست. همچنین نسبت سرعت نوک پره‌ی پایین‌تر توربین پیشنهادی، احتمال ایجاد پدیده‌ی شوک را در پره‌ها کاهش می‌دهد. اگرچه انتظار می‌رود توان تولیدی توربین در شرایط واقعی نسبت به نتایج عددی کمتر باشد؛ اما نتایج این پژوهش نشان دهنده‌ی وجود پتانسیل قابل توجه و توجیه‌پذیر توربین پیشنهادی مطلوب برای پژوهش‌های بیشتر آزمایشگاهی است.

تشکر و قدردانی

از جناب آقای مهندس سید هاشم فاطمه‌ای بابت مشورت‌های مفیدشان در زمینه‌ی تولید شبکه تشکر می‌کنیم.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

A_s	مساحت جاروب شده (m^2)
$C_{p_{ave}}$	ضریب توان متوسط در یک دور توربین
E	انرژی کل سیال (J)
H	ارتفاع توربین (m)
h	آنتالپی سیال (J)
\vec{J}_j	بردار انتشار جزء
k_{eff}	ضریب هدایت مؤثر سیال
p	فشار استاتیک
$P_{t_{ave}}$	توان متوسط در یک دور توربین (W)
R	شعاع توربین (m)
T	گشتاور کل توربین (N.m)
T_{ave}	گشتاور متوسط کل در یک دور توربین (N.m)
T_f	دمای سیال

متوسط رم-ایر ایرباس ۳۲۰ که برابر ۴۰ کیلووات است حدود ۲۴ و ۳۱ درصد توان متوسط کمتری تولید کرده‌اند. گرچه فاصله توربین از بدنه هواپیما و مساحت اشغال شده در هر دو توربین نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ به ترتیب ۱۹ و ۳۸ درصد کاهش یافته و نیروی پسای آن‌ها نیز کمتر است؛ اما توان متوسط تولیدی پایین‌تر لزوم بهبود در وضعیت آیرودینامیکی این توربین را فراهم آورد.

۲- به منظور بهبود توان متوسط تولیدی توربین پیشنهادی، طول پره‌ی توربین با طول وتر ۰/۲ از یک متر به ۱/۱ متر افزایش داده شد. افزایش طول توربین موجب شد توان متوسط آن به مقدار ۳۷/۶ کیلووات برسد که این مقدار نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰ تنها ۶ درصد کمتر است. علاوه بر بهبود توان متوسط توربین، کماکان فاصله‌ی توربین تا بدنه و مساحت اشغال شده‌ی آن کمتر از رم-ایر ایرباس ۳۲۰ است؛ اما مورد مطلوب‌تر این است که طول پره‌ی توربین پیشنهادی از قطر رم-ایر ایرباس ۳۲۰ فراتر نرود.

۳- در دو انتهای پره‌های توربین با طول پره‌ی یک متر و طول وتر ۰/۲ متر صفحات دیسک کوچک و نازکی با ضخامت ۱/۵ میلی‌متر تعبیه شد تا افت ناشی از گردابه‌های نوک پره کاهش یافته و توربین توان متوسط بیشتری تولید نماید. قرارگیری صفحات دیسک باعث ۲۶ درصد بهبود عملکرد آیرودینامیکی توربین پیشنهادی گردید و این توربین توان متوسط ۳۸/۲ کیلووات تولید نمود. در این حالت توربین پیشنهادی نسبت به رم-ایر ایرباس ۳۲۰، تنها ۴/۵ درصد توان متوسط کمتر تولید کرده و در مقابل ۱۹/۳، ۳۸/۱ و ۱۹/۳ درصد به ترتیب در نیروی پسا، فاصله مرکز توربین تا بدنه و مساحت اشغال شده‌ی آن کاهش داشته است. این توربین به عنوان توربین مطلوب پیشنهادی انتخاب گردید.

۴- به منظور کاهش بیشتر نیروی پسای توربین و فاصله توربین تا بدنه‌ی هواپیما، منحنی گشتاور یک پره برای توربین مطلوب پیشنهادی بررسی شد و مشخص شد یک پره در زاویه سمت حدود ۳۵ درجه به بعد گشتاور مثبت تولید می‌کند؛ بنابراین توربین در بازه‌ی زاویه سمت ۳۰- تا ۳۰+ درجه در داخل بدنه جانمایی شد و ارتفاع توربین از بدنه‌ی هواپیما ۱۷ سانتی‌متر کاهش یافت. این مورد گرچه باعث کاهش چشم‌گیر بیرون‌زدگی توربین از بدنه هواپیما گردید اما باعث شد توان متوسط توربین به ۲۶/۴ کیلووات کاهش یابد. با استفاده از اطلاعات ارائه شده در این پژوهش، بسته به نوع

23. Digest of Papers, The Twenty-Third International Symposium on, IEEE, 1993, pp. 616-623.
- [5] M.J. Zolidis, Emergency airplane RATs, Presentation, IEEE Rock River Valley Section, (2006).
- [6] Airbus, Uncommanded Ram Air Turbine (RAT) extensions, Maintenance Briefing Notes.
- [7] U. Huntemann, Emergency supply unit with a ram-air turbine adapted to be driven by an air stream and with an energy converter for aircraft, in, Google Patents, 2011.
- [8] V.F. Villa, Evaluation of Design Tools for the Micro-Ram Air Turbine, (2015).
- [9] W. Jian, L. Yue-liang, Z. Xiao-tian, Research on Ram Air Turbine Blade Properties, Applied Mechanics & Materials, 779 (2015).
- [10] T. Moustafa, W. Moreno, RAM air and wind energy harvesting survey for electrical vehicles and transportation, in: SoutheastCon, 2017, IEEE, 2017, pp. 1-7.
- [11] S.C.D.H.J.K.S. Liska, ME160 Final Project Report Ram-Air Turbine Blue Team, (2008).
- [12] H.C.R.R.T.S.S. Sorley, ME160 Final Project Report Ram-Air Turbine White Team, (2008).
- [13] B. Song, Experimental and numerical investigations of optimized high-turning supercritical compressor blades, Virginia Tech, 2003.
- [14] I. Urieta Nieto, An investigation of the dynamics of the horizontal wind turbine blades, (2015).
- [15] M. Stiebler, Wind energy systems for electric power generation, Springer Science & Business Media, 2008.
- [16] L. Battisti, A. Brighenti, E. Benini, M.R. Castelli, Analysis of Different Blade Architectures on small VAWT Performance, in: Journal of Physics: Conference Series, IOP Publishing, 2016, pp. 062009.
- [17] Y.-T. Lee, H.-C. Lim, Numerical study of the aerodynamic performance of a 500 W Darrieus-type vertical-axis wind turbine, Renewable Energy, 83 (2015) 407-415.
- [18] F. Scheurich, T. Fletcher, R. Brown, The influence

زمان t

جزء نوسانی سرعت u'_i

متوسط زمانی سرعت‌های نوسانی $\overline{u'_j u'_i}$

سرعت جریان آزاد (m/s) V_∞

بردار مکانی x_i

اختصارات

نسبت سرعت نوک پره TSR

علائم یونانی

لزجت مولکولی μ

زاویه سمت (درجه) ν

چگالی (kg/m^3) ρ

تانسور تنش مؤثر τ_{eff}

تنش رینولدز τ_{ij}

سرعت زاویه‌ای توربین (rad/s) ω

منابع

- [1] A. Boglietti, A. Cavagnino, A. Tenconi, S. Vaschetto, P. di Torino, The safety critical electric machines and drives in the more electric aircraft: A survey, in: 2009 35th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics, IEEE, 2009, pp. 2587-2594.
- [2] B. Sarlioglu, C.T. Morris, More electric aircraft: Review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft, IEEE Transactions on Transportation Electrification, 1(1) (2015) 54-64.
- [3] A. Parés Prat, D. Borhani Coca, Use of Ram Air Turbines for electrical taxiing in Airbus 320, Universitat Politècnica de Catalunya, 2012.
- [4] D. Brière, P. Traverse, AIRBUS A320/A330/A340 electrical flight controls-A family of fault-tolerant systems, in: Fault-Tolerant Computing, 1993. FTCS-

- solidity, small-scale vertical axis wind turbine, *Wind Energy*, 15(3) (2012) 349-361.
- [23] R.E. Sheldahl, Comparison of field and wind tunnel Darrieus wind turbine data, *Journal of Energy*, 5(4) (1981) 254-256.
- [24] A. Fluent, 15.0 User's Manual, ANSYS Documentation N Fluent N User's Guide & Theory Guide—Release 15.0, ANSYS Inc., ANSYS Inc.
- [25] M. Vaughn, C. Chen, Error versus y^+ for three turbulence models: Incompressible flow over a unit flat plate, in: 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2007, pp. 3968.
- [26] S. Brusca, R. Lanzafame, M. Messina, Design of a vertical-axis wind turbine: how the aspect ratio affects the turbine's performance, *International Journal of Energy and Environmental Engineering*, 5(4) (2014) 333-340.
- of blade curvature and helical blade twist on the performance of a vertical-axis wind turbine, in: 48th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition, 2010, pp. 1579.
- [19] M. Elkhoury, T. Kiwata, E. Aoun, Experimental and numerical investigation of a three-dimensional vertical-axis wind turbine with variable-pitch, *Journal of wind engineering and Industrial aerodynamics*, 139 (2015) 111-123.
- [20] J. Hinze, *Turbulence* McGraw-Hill, New York, 218 (1975).
- [21] F.R. Menter, Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, *AIAA journal*, 32(8) (1994) 1598-1605.
- [22] K. McLaren, S. Tullis, S. Ziada, Computational fluid dynamics simulation of the aerodynamics of a high