

علمی- پژوهشی

## مطالعه عددی رشد یخ شبنم و روشن روی دهانه بال پهپاد

فرزان حقیان<sup>۱</sup> و محمدحسن جوارشکیان<sup>۲</sup>

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی، ۲- استاد، گروه مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد  
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۱۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۲۹)

### چکیده

در این پژوهش رشد دو نوع یخ شبنم و روشن در طول دهانه بال یک پهپاد (UAV) مورد مطالعه قرار گرفت. همچنین علت فیزیکی تشکیل این یخ‌ها روی سطح به همراه تاثیر یخ‌زدگی روی ضرایب آیرودینامیکی بال توسط روش عددی بررسی شد. برای این منظور، بال مستطیلی با مقطع ناکا ۰۰۱۲ در زاویه حمله ۴ درجه، در دو دمای مختلف مورد مطالعه قرار گرفت. از حلگر فشارمبنا و مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس در نرم‌افزار تجاری استفاده شد. محاسبات در رینولدز  $3 \times 10^6$  صورت گرفت. نتایج حاصل از الگوی رشد یخ حاکی از آن است که روی دهانه بال از ریشه تا میانه تفاوتی میان ضخامت یخ وجود نداشته ولی از قسمت میانه تا نوک، به علت افزایش سرعت جریان، میزان برخورد و تجمع قطرات در ناحیه مذکور افزایش یافته که نتیجه آن افزایش ضخامت یخ می‌باشد. همچنین تحت شرایط یخ روشن، در نزدیک لبه فرار به علت رشد لایه مرزی، یخ تشکیل می‌شود. با انجام محاسبات مشابه در حالت غیر لزج و عدم رشد یخ در نزدیک لبه فرار، صحت این ادعا نیز ثابت شد. از طرفی پدیده جریان القایی که روی نوک بال‌های سه‌بعدی به وجود می‌آید، باعث برخورد قسمتی از قطرات به نوک بیرونی بال و در نتیجه رشد مقداری ناچیز یخ در ناحیه مذکور می‌شود. علاوه بر بررسی ضرایب برآ و پسا نشان داد که تشکیل یخ باعث افت عملکرد آیرودینامیکی بال می‌شود. همچنین این مطالعه نشان داد که افت عملکرد ناشی از یخ روشن به دلیل ایجاد شاخ روی سطح بال، بیشتر از یخ شبنم می‌باشد.

**واژه‌های کلیدی:** یخ‌زدگی بال، عملکرد آیرودینامیکی، تجمع یخ، ضریب درگ، پرنده‌های بدون سرنشین

## Numerical study of glaze and rime ice accretion along UAV's wing span

Javarshakiyan, M. H.

Haghiyan, F.

Mechanical Engineering Department  
Ferdowsi University of Mashhad

Mechanical Engineering Department  
Ferdowsi University of Mashhad

(Received: 03/November /2021; Accepted: 19/January/2022)

### ABSTRACT

In this study, the growth of glaze and rime ice along the UAV's wing span was studied. In addition, the cause of the formation of these ices on the surface and the effect of ice accretion on the aerodynamic performance of the wing was investigated numerically. For this reason, a rectangular wing with NACA 0012 airfoil section at an angle of attack of 4 degree was studied at two different temperatures. A pressure-based solver and the Spalart-Allmaras turbulence model were used in commercial software. Calculations were performed at  $Re = 3 \times 10^6$ . The results of the ice growth pattern indicate that there was no difference between the ice thickness on the wing span from root to middle, but from the middle to the tip, due to the increase in flow velocity, the rate of collision and the accumulation of droplets in the area increased. Also under glaze ice conditions, ice forms near the trailing edge due to the growth of the boundary layer. This calculation also proved the accuracy of this claim by performing similar calculation in the inviscid condition and the lack of ice growth near the trailing edge. On the other hand, the vortex phenomenon that occurs on the tip of the three-dimensional wings causes part of the droplets to hit the tip of the wing, resulting in the growth of a small amount of ice in this area. study of lift and drag coefficients showed that ice formation reduces the aerodynamic performance of the wing. This study also showed that the aerodynamic performance degradation due to glaze ice due to the formation of horns on the wing surface is more than rime ice.

**Keywords:** wing icing, aerodynamic performance, ice accretion, drag coefficient

۱- استاد (نویسنده پاسخگو): javareskian@um.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: farzan.haghiyan@mail.um.ac.ir

## ۱- مقدمه

یکی از پدیده‌های ناخوشایندی که در پرواز اتفاق می‌افتد، یخ‌زدگی است زیرا با تشکیل یخ، سطح صاف لازم برای جریان هوا از بین رفته و نیروی پسا<sup>۱</sup> افزایش می‌یابد؛ بنابراین برای جبران این پسای اضافی، نیروی پیشران<sup>۲</sup> هواپیما باید افزایش یابد. دماغه هواپیما نیز برای تولید نیروی برای بیشتر و جلوگیری از کاهش ارتفاع باید بالاتر رود. با افزایش زاویه حمله، میزان یخ روی بالها و بدنه به طور ناخوشایندی افزایش می‌یابد. یخ نه تنها سطح بال، بلکه روی تمامی سطوح بدون حفاظ هواپیما از جمله ملخ، شیشه جلو، آنتن‌ها، ورودی هوا و پوسته موتور را می‌پوشاند. این یخ‌ها می‌توانند باعث ارتعاش شدید آنتن‌ها و حتی شکسته شدن آن‌ها شوند. در حالت عادی، این شرایط می‌تواند به اندازه‌ای وخیم باشد که مانع از ادامه پرواز یک هواپیمای سبک شود. هواپیماهای بدون سرنشین<sup>۳</sup> (پهپادها)، گاهی اوقات سامانه‌های هوایی بدون سرنشین نیز خوانده می‌شوند، یک فناوری در حال ظهور است که در حال تبدیل شدن به بخش جدایی‌ناپذیر از زندگی روزمره ما است. طیف گسترده‌ای از کاربردهای پهپاد، چه نظامی و چه تجاری، تحت تأثیر خطر یخ‌زدگی قرار می‌گیرند. امروزه در نظر گرفتن تأثیر شرایط آب و هوایی سرد، نقش بسیار حیاتی را در چگونگی طراحی، تحلیل و آزمایش‌های عملکرد بالهای هواپیما بازی می‌کند [۱]. تنها از سال ۱۹۹۰ تا سال ۲۰۰۶ میلادی، تعداد ۲۴۰ مورد حادثه هوایی مربوط به یخ‌زدگی در پروازهای روزانه گزارش شد که بسیاری از آن‌ها مربوط به انجماد بال هواپیما بود [۲]. ذرات ریز یخ درون ابرها و قطرات مافوق سرد آب<sup>۴</sup> که در دماهای کمتر از صفر درجه نیز در فاز مایع باقی می‌مانند، از عوامل یخ‌زدگی هواپیماها هستند. این قطرات بر روی سطوحی که به تجهیزات یخ‌زدا مجهز نیستند، ممکن است فوری و یا با کمی تأخیر به یخ تبدیل شوند. اطلاعات مربوط به یخ در رینولدزهای پایین، همان‌طور که در توربین‌های بادی و هواپیماهای بدون سرنشین مشاهده می‌شود، کمتر در دسترس است و تعداد کمی از مجموعه داده‌های تجربی وجود دارد که می‌تواند برای اعتبارسنجی استفاده شود. از آنجا که پهپادها بیشتر توسط نیروهای دفاعی مورد استفاده قرار می‌گرفتند، اطلاعات مربوط به مسائل عملیاتی در ادبیات آزاد نادر است. از زمانی که فناوری پهپاد به طور گسترده‌تری برای برنامه‌های تجاری در دسترس قرار گرفت، تمرکز تحقیقات بر روی آن‌ها نیز گسترش یافت.

## فهرست علائم و اختصارات

$AoA$	زاویه حمله، deg
$b$	دهانه بال، m
$c$	طول وتر، m
$C_L$	ضریب نیروی برا
$C_D$	ضریب نیروی پسا
$C_{ice}$	گرمای مخصوص یخ
$C_w$	گرمای مخصوص آب
$D$	نیروی پسا، $kg.m/s^2$
$Fr$	عدد فرود، $(U_\infty/\sqrt{Lg_0})$
$g$	بردار گرانش
$h_f$	ضخامت فیلم
$k$	پارامتر اینرسی قطره، $(\rho_w d^2 U_\infty / 18 L \mu_w)$
$L$	نیروی برا، $kg.m/s^2$
$L_{evap}$	گرمای نهان تبخیر
$LWC$	محتوای آب
$MVD$	قطر حجم متوسط قطرات (micron)
$\dot{m}_{ice}$	جرم یخ
$\dot{m}_{evap}$	جرم بخار آب
$PDE$	معادلات دیفرانسیل جزئی
$\dot{Q}_h$	شار حرارتی همرفتی
$Re_d$	رینولدز قطره
$S$	مساحت بال، $m^2$
$SLD$	قطرات آب مافوق سرد
$T$	دما در دیواره، هوا، آب، یخ، (کلوین)
$T_\infty$	دمای جریان آزاد، (کلوین)
$\tilde{T}_{d,\infty}$	دمای قطرات جریان آزاد، (سانتیگراد)
$UAV$	هواپیماهای بدون سرنشین
$U_\infty$	سرعت جریان آزاد (m/s)
$u_a$	سرعت هوا (m/s)
$u_d$	سرعت قطره (m/s)
$u_f$	سرعت فیلم آب (m/s)
$t$	زمان، s
<b>علائم یونانی</b>	
$\alpha$	زاویه حمله
$\beta$	بازده جمع‌آوری
$\rho_a$	چگالی هوا، $kg/m^3$
$\rho_w$	چگالی آب، $kg/m^3$
$\mu$	ویسکوزیته دینامیکی

<sup>1</sup> Drag<sup>2</sup> Thrust<sup>3</sup> Unmanned aerial vehicle (UAV)<sup>4</sup> Super cooled Liquid droplet (SLD)

## ۱-۱- انواع یخ زدگی

در یک تقسیم‌بندی کلی می‌توان یخ زدگی را به دو دسته کلی تقسیم کرد:

## ۱-۱-۱- یخ القایی

نوعی از یخ زدگی به نام یخ القایی وجود دارد که شامل یخ زدگی کاربراتور هواپیما و انسداد ورودی هوا می‌باشد. در صورت عدم پیشگیری و اندازه‌گیری‌های صحیح، این نوع یخ می‌تواند باعث از کار افتادن کامل کاربراتور شود.

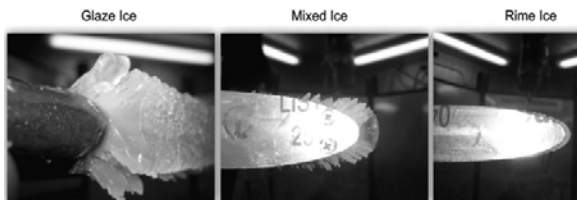
## ۱-۱-۲- یخ سازه‌ای

این نوع یخ در اثر کاهش طبیعی دما روی سازه تشکیل شده، به قسمت بیرونی هواپیما می‌چسبد و در سه دسته زیر مورد بررسی قرار می‌گیرد:

یخ شبنم<sup>۱</sup>: هنگامی که قطرات فوق سرد با سطح برخورد می‌کنند، بلافاصله روی آن یخ می‌زنند و معمولاً در دمای کمتر از ۱۰- درجه تشکیل می‌شوند. قطرات پس از برخورد، بدون آن که از نقطه برخورد گسترش یابند، روی سطح یخ می‌زنند.

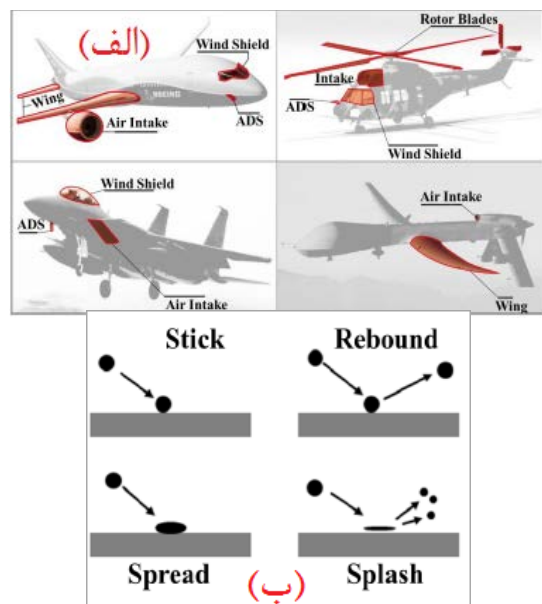
یخ روشن<sup>۲</sup>: در مناطقی که غلظت قطرات بزرگ مافوق سرد زیاد است، بر روی سطح رشد می‌کند. این یخ‌ها در دمای نسبتاً گرم (۰ تا ۵- درجه سانتیگراد) با محتوای آب مایع<sup>۳</sup> بزرگتر از ۰/۲ گرم بر مترمکعب و در سرعت بالا شکل می‌گیرند [۸]. هنگامی که قطره با سطح برخورد می‌کند، قسمت کوچکی از آن بلافاصله یخ می‌زند. دمای سطح با حرارت آزاد شده ناشی از این انجماد اولیه، به صفر درجه افزایش می‌یابد. در نتیجه قسمت بزرگ قطره به سمت پایین دست جاری شده و به آرامی یخ می‌زند. این یخ چگال‌تر، سخت‌تر و شفاف‌تر از یخ‌های نوع شبنم بوده و شکستن آن نیز دشوارتر است.

یخ مرکب<sup>۴</sup>: در برخی شرایط یخ شبنم و روشن به‌طور هم‌زمان بر روی سطح تشکیل می‌شوند. به این نوع یخ، یخ مرکب گویند که ویژگی هر دو یخ را داراست. در شکل ۲ شماتیک کلی این سه نوع یخ مشاهده می‌شود.



شکل (۲): هندسه سه نوع شکل یخ به ترتیب از راست به چپ: یخ شبنم، یخ مرکب و یخ روشن [۸]

در اتمسفر زمین، قطرات رقیق آب در جریان هوای پیرامون هواپیماهایی که درون ابرها پرواز می‌کنند، مشاهده می‌شود [۳]. همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود قرارگیری در معرض این قطرات سرد می‌تواند باعث رشد یخ بر روی سطوح حساس از جمله بال، تیغه‌های روتور، ورودی موتور، شیشه جلو و قطعات دیگر شود [۴]. همان‌طور که در شکل (۱) سمت راست ملاحظه می‌شود، حالت‌های مختلفی برای برخورد قطره به سطح تعریف می‌شود. در حالت اول با توجه به نیروی کشش سطحی زیاد، قطره بلافاصله پس از برخورد، به سطح می‌چسبد. هنگامی که نیروی چسبندگی قطره زیاد و سطح آب‌گریز است، نیروی اصطکاک کافی برای جذب قطره به سطح وجود نداشته و قطره بلافاصله پس از برخورد به سطح، از آن جدا می‌شود. در برخی شرایط نیروهای وارده باعث تغییر شکل قطره به حالت دیسک می‌شوند. در فرم دیگری از برخورد، مقداری از قطره به سطح می‌چسبد و قسمت دیگر آن تبدیل به قطرات کوچک‌تر شده و از سطح جدا می‌شوند. این عوامل در میزان تجمع قطرات روی سطح تأثیرگذار خواهند بود. مرجع [۵] اطلاعات بیشتری در مورد نحوه برخورد و رفتار قطرات هنگام برخورد با سطح ارائه داده است. از طرفی با توجه به توضیحات مرجع [۶]، این حالت‌های برخورد برای قطراتی با قطر حجمی بزرگتر از ۴۰ میکرون فعال می‌شود و در قطره‌های کوچک‌تر، نتایج یکسان خواهند بود. لذا در مقاله حاضر به‌علت این که قطر متوسط قطرات کمتر از ۴۰ میکرون است، فرم خاصی از برخورد فعال نشده است.



شکل (۱): (الف) مناطق مستعد یخ زدگی و (ب) نحوه تداخل قطرات با سطح [۷]

<sup>1</sup> Rime Ice

<sup>2</sup> Glaze Ice

<sup>3</sup> Liquid Water Content (LWC)

<sup>4</sup> Mix Ice

بیشتر به سمت پایین دست شده و سطح وسیع تری از بالواره یخ می‌زند. ریچارد هان [۹] با استفاده از نرم‌افزار تجاری فنس‌آپ<sup>۴</sup> و کد لیوایس<sup>۵</sup>، مطالعه عددی بر روی بالواره NREL S826 برای تجزیه و تحلیل اثرات آیرودینامیکی تجمع دو نوع یخ شبنم، روشن در رینولدزهای پایین انجام داد. نتایج او نشان داد که همه اشکال یخ منجر به کاهش برآ و افزایش پسا می‌شوند. مقایسه شکل یخ به دست آمده کار او با کارهای تجربی دیگران نشان داد که هر دو کد ذکر شده، در گرفتن هندسه یخ روشن موفق نیستند و شاخ یخ را به خوبی نشان ندادند. مکلین و زیلدر [۱۳] نیز همین نتیجه را در کار خود ثبت کردند. دو توضیح برای این وضعیت وجود دارد. از یک طرف، یخ روشن به دلیل فرآیندهای پیچیده ترمودینامیکی، دشوارترین نوع یخ است. از این رو این مورد اعتبارسنجی می‌تواند نشان دهد که همه کدها در توانایی شبیه‌سازی این نوع یخ محدود هستند. از طرف دیگر نتایج آزمایش تونل باد یخی نشان می‌دهند که داده‌های تجربی می‌توانند طیف وسیعی از عدم اطمینان و تنوع را نشان دهند [۹]. این بدان معنی است که انحرافات بزرگ مشاهده شده در مورد اعتبارسنجی یخ روشن ممکن است مربوط به خطاهای تجربی باشد. ویلیامز و همکاران [۱۴] تأثیر یخ‌زدگی در کاهش عملکرد آیرودینامیکی بالواره RG-15 را در تونل باد یخی شورای تحقیقات ملی کانادا در اعداد رینولدز پایین آزمایش کردند. دوست‌محمدی و همکاران [۱۵] پارامترهای آیرودینامیکی بالواره NLF-0414 را بررسی کردند. میرزایی و همکاران [۱۶] با مطالعه میدان جریان اطراف بالواره یخ‌زده NLF-0414، تغییرات طول حباب جدایش را برحسب زاویه حمله گزارش کردند. زیلدر و مکلین [۱۳] نیز به بررسی تأثیر عدد رینولدز بر پیوند یخ پرداختند تا تفاوت حاصل از یخ‌زدگی در پهناده‌ها را در مقایسه با هواپیماهای سرنشین‌دار نشان دهند. توماس رید و همکاران [۱۷] به تحلیل رشد یخ و تخریب عملکرد عددی یک توربین بادی تحت شرایط یخ‌زدگی پرداختند. آن‌ها از مدل آشفتگی اسپالارت‌آلماراس استفاده کردند. نهایتاً توزیع فشار، منحنی گشتاور و رانش را با داده‌های تجربی جمع‌آوری شده در تونل باد آمس ناسا مقایسه نمودند. نتایج حاصل از شکل یخ در کار آن‌ها بیانگر این بود که فیزیک انجماد یخ بر روی پره توربین مشابه با یخ‌زدگی روی بال هواپیما است. اما با توجه به تفاوت در نیروهای اعمالی به پره

موارد تجمع یخ به‌طور کلی با پارامترهای زیر تعریف می‌شوند: سرعت جریان آزاد، زمان رشد یخ، طول مشخصه، زاویه حمله، محتوای آب مایع و قطر حجم متوسط قطره<sup>۱</sup>، دمای محیط و زبری سطح [۹]. تغییر در هر کدام از شرایط فوق می‌تواند فرم انجماد را تغییر دهد.

## ۲- پیشینه پژوهش

همان‌طور که بیان شد، تجمع یخ باعث کاهش عملکرد سطوح برآزا با تغییر شکل هندسه لبه حمله و تغییر وضعیت لایه مرزی پایین دست آن‌ها می‌گردد. اغلب هواپیماهای جدید به بال چند تکه (فلپ<sup>۲</sup> و اسلت<sup>۳</sup>) مجهز می‌شوند تا بیشترین برآ را در سرعت کم و بیشترین زاویه حمله را دارا باشند [۱۰]. اسلت که جلوترین المان بال می‌باشد، جدایش جریان را به تاخیر انداخته و به بال این اجازه را می‌دهد که بدون کاهش عملکرد، زاویه حمله بالاتری بگیرد. تشکیل یخ روی بال‌های چندتکه در هنگام نشست و برخاست بطور قابل ملاحظه‌ای بر روی عملکرد آن‌ها تأثیر می‌گذارد. در یک مطالعه تجربی توسط والارزو [۱۱] مشخص شد که شدت تلفات برای بالواره چندتکه به اندازه بالواره یک‌تکه شدید نیست. راج و همکاران [۷] اثرات آیرودینامیکی تجمع یخ را بر روی بالواره چندتکه بررسی کردند. نتایج آن‌ها به این صورت بود که در زاویه حمله کم قطرات به سمت انتهای ناحیه سکون سطح بالای اسلت جریان می‌یابند در حالی که در زاویه حمله‌های بالا، حد یخ زدن روی سطح بالای اسلت به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد. شو یورانای و همکاران [۱۲]، یک روش شبیه‌سازی یخ بر روی بالواره ناکا ۰۰۱۲ دو بعدی مجهز به سیستم یخ‌زدا در رینولدز  $2/8 \times 10^6$  توسعه دادند. نتایج آن‌ها بیانگر این بود که هرچه ناحیه گرمکن روی بالواره وسیع‌تر باشد، ضخامت یخی که در پایین دست ناحیه گرمکن تشکیل می‌شود کمتر است. زیلدر و مکلین [۱۳]، یک مدل تحلیلی مبتنی بر فرم ساده معادلات انرژی و جرم ایجاد کردند. مقایسه نتایج مدل آن‌ها با سایر مدل‌های استاندارد و داده‌های تجربی نشان داد که مدل آن‌ها یخ را تقریباً نزدیک به برخی مدل‌های تجربی پیش‌بینی کرد. در رینولدز و قطر قطره و دمای ثابت، هرچه محتوای آب افزایش یابد، ضخامت یخ تشکیل شده نیز افزایش می‌یابد. حال اگر همه شرایط ثابت باشند، افزایش دما باعث حرکت قطرات

<sup>۱</sup> droplet median volume diameter (MVD)

<sup>۲</sup> Flap

<sup>۳</sup> Slat

<sup>۴</sup> Fensap ice

<sup>۵</sup> Lewice code

یخ تمرکز دارند. دیگر مطالعات داخلی و خارجی متمرکز بر تأثیر یخ روی عملکرد بالواره هستند. به عبارت دیگر، بالواره یخزده را شبیه‌سازی کرده و کاهش عملکرد ناشی از یخ را توصیف می‌کنند. همچنین نحوه رشد یخ با زمان به صورت عددی بررسی نشده است. از طرفی در بیشتر تحقیقات، اثر تشکیل یخ روی بالواره دوبعدی بررسی شده است. جریان در حالت سه‌بعدی دارای مولفه سرعت در جهت Z بوده و این مولفه می‌تواند بر روی رشد یخ تأثیر بگذارد.

لذا در این پژوهش مهم‌ترین نکات نوآوری که در تحقیقات پیشین به آن پرداخته نشده یا کمتر مورد توجه بوده است را می‌توان به صورت ذیل عنوان نمود:

الف) بررسی تأثیر یخ بر روی ضرایب آیرودینامیکی بال در رینولدزهای پروازی پهپاد (ب) بررسی رشد دو نوع یخ شبنم و روشن در طول زمان بر روی بال سه‌بعدی و توجیه علل فیزیکی رشد یخ در هر قسمت از بال.

لازم به ذکر است که توزیع سرعت و فشار حول بال و محاسبه ضرایب آیرودینامیکی در نرم‌افزار تجاری فلوئنت و توصیف برخورد قطرات به سطح و رشد یخ با استفاده از نرم‌افزار تجاری فنس‌آپ انجام شده است.

### ۳- معادلات حاکم

معادلات ناویراستوکس، یک مدل ریاضی کامل برای سیال ارائه می‌دهند. اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود، اصل بقا جرم است. برای سیالات تراکم‌ناپذیر آشفته، معادلات پیوستگی و مومنوم به ترتیب به صورت معادلات (۱) و (۲) زیر نوشته می‌شوند:

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

$$\rho \left[ \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = B_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \right] \quad (2)$$

برای سیالات غیرقابل تراکم، معادله انرژی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\rho c_v \frac{DT}{Dt} = \frac{\partial Q}{\partial t} + k \nabla^2 T + \varphi \quad (3)$$

$$\varphi = 2\mu \left\{ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right\} + \mu \left\{ \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right\} \quad (4)$$

توربین در مقایسه با بال هواپیما، اشکال یخ متفاوتی بر روی هر سطح رشد می‌کنند. نتایج آن‌ها تلفات برق بیش از ۵۰٪ عملکرد توربین را نشان داد. گای و جین [۱۸] به بررسی یخ‌زدگی توربین بادی و مسائل یخ‌زدایی آن پرداختند. آن‌ها دریافتند که تجمع یخ منجر به کاهش عملکرد آیرودینامیکی می‌شود. توربین‌های بادی مجهز به پره‌های بزرگ که با سرعت کم می‌چرخند، کمتر در معرض یخ‌زدن قرار می‌گیرند. زیرا آب کمتری نسبت به توربین‌های باد مجهز به پره‌های کوچک‌تر که با سرعت بالاتر می‌چرخند، جمع‌آوری می‌کنند. همچنین نتیجه گرفتند که یخ‌زدایی پره موثرتر از پاشش مواد ضدیخ است اما اجرای آن نیز دشوارتر خواهد بود. میشل و فردریک [۱۲] به صورت عددی به بررسی جریان حول بالواره ناکا ۰۰۱۲ یخ‌زده پرداختند. آن‌ها از روش میانگین‌گیری معادلات ناویراستوکس<sup>۱</sup> و روش میانگین‌گیری ناپایا<sup>۲</sup> مرتبه‌اول و دوم به همراه مدل‌های آشفته‌گی مختلف همچون اسپالارت آلماراس<sup>۳</sup>، کی امگا-اس اس تی<sup>۴</sup>، ERSM<sup>۵</sup> و DRSM<sup>۶</sup> برای شبیه‌سازی استفاده کردند. نتایج حاصل از تحقیق آن‌ها با مقادیر به‌دست‌آمده از آزمایش تونل باد مقایسه شد. آن‌ها نتیجه گرفتند که مدل اسپالارت آلماراس، تنها مدلی است که در تمامی شرایط جریان همگرایی موثر به سمت حالت پایدار دارد و پیش‌بینی معقولی روی کاهش عملکرد ناشی از تشکیل یخ می‌کند. پوریوسفی و همکاران تأثیر یخ بازگشتی را بر روی عملکرد آیرودینامیکی بالواره ناکا ۲۳۰۱۲، به علت کاربرد فراوان آن در هوانوردی و تأثیر شدید یخ‌زدگی بر آن، در رینولدز<sup>۶</sup>  $10^6 \times 0.6$  و زوایای حمله مختلف به صورت تجربی و عددی مطالعه کردند. نتایج آن‌ها کاهش ۲ درجه‌ای در زاویه واماندگی، کاهش ۸ درصدی در ضریب برآی بیشینه و دو برابر شدن ضریب پسا در زاویه ۱۶ درجه را نشان داد. پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه انجامد بیشتر بر روی بال هواپیما تمرکز دارند. پهپادها به دلیل سرعت کمتر، بیشتر در معرض خطر یخ‌زدگی قرار می‌گیرند. از طرفی با توجه به محدودیت‌های سازه و ابعاد، امکان نصب تجهیزات یخ‌زدا روی آن‌ها وجود ندارد. مطالعات اندکی در حوزه یخ‌زدگی پهپادها انجام شده و پژوهش‌های صورت گرفته در این حوزه، بر روی تأثیر شرایط جریان مانند رینولدز، دما و غیره بر ضخامت

<sup>1</sup> Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS)

<sup>2</sup> Unsteady RANS (URANS)

<sup>3</sup> Spalart allmaras

<sup>4</sup> SST-  $k \omega$

<sup>5</sup> Explicit Algebraic Reynolds Stress Model (EARSMS)

<sup>6</sup> Differential Reynolds Stress Model (DRSM)

$$\frac{D\mathbf{u}_d}{Dt} = \frac{C_D \text{Re}_d}{24K} (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \frac{1}{Fr^2} \mathbf{g} + \frac{\rho_a}{\rho_w} \frac{D_a \mathbf{u}_a}{Dt} \quad (7)$$

که متغیرهای  $\alpha$  و  $\mathbf{u}_d$  به ترتیب مقادیر میانگین کسر حجم آب بی‌بعد و سرعت قطره بر روی یک عنصر سیال کوچک در موقعیت  $\mathbf{x}$  و زمان  $t$  هستند. اولین ترم در سمت راست معادله (۷) بیانگر نیروی پسا روی قطرات و ترم‌های دوم و سوم به ترتیب نیروی شناوری<sup>۴</sup> ناشی از جاذبه و نیروهای وارده بر روی یک‌ذره که می‌تواند حجم قطره را اشغال کند، نشان می‌دهند [۱۹]. در بیشتر موارد ترم سوم به دلیل کم بودن نسبت چگالی هوا به آب قابل اغماض است. مدل دوفازی فرض می‌کند که قطرات به صورت کروی بوده و یک‌دست پخش می‌شوند که این فرض برای رینولدز قطرات کمتر از ۵۰۰ معتبر است و در آن هیچ برخورد یا اختلاط بین قطرات محاسبه نمی‌شود. معادله تجربی زیر ضریب پسا اطراف کره را به‌عنوان تابعی از عدد رینولدز ارائه می‌دهد:

$$C_D = (24 / \text{Re}_d) \times \left(1 + 0.15 \text{Re}_d^{0.687}\right) \text{ for } \text{Re}_d \leq 1300$$

$$C_D = 0.4 \text{ for } \text{Re}_d > 1300 \quad (8)$$

سرعت بی‌بعد هوا  $\mathbf{u}_a$  که در معادله (۷) مشاهده می‌شود، از حل معادلات ناویراستوکس به دست می‌آید. به علت غلظت کم آب مایع، اثر قطرات بر جریان هوا نادیده گرفته می‌شود. مشتق زمانی موجود در معادلات (۶ و ۷) بیانگر این موضوع است که حل پایا از مدل اولری با تکرار در زمان به دست می‌آید. این زمان نقش تکرار در معادلات ایفا می‌کند.

### ۳-۲- حلگر تجمیع یخ

مدل تعادلی مبتنی بر معادله دیفرانسیل جزئی سه‌بعدی معرفی شده توسط بلگارت و همکاران [۲۰]، بر اساس مدل مسینجر<sup>۵</sup> [۲۱] استخراج شده است که برای پیش‌بینی جاری شده آب روی سطح و رشد یخ بهبود یافته است [۲۲]. یک فرض ساده شامل فرض سرعت خطی برای  $\mathbf{u}_f(\mathbf{x}, y)$  با اعمال سرعت صفر در دیواره به صورت زیر است:

$$\mathbf{u}_f(\mathbf{x}, y) = \frac{y}{\mu_w} \tau_{wall}(\mathbf{x}) \quad (9)$$

مدل آشفستگی اسپالارت-آلماراس به علت استفاده از یک معادله انتقال متلاطم، هزینه محاسباتی بسیار کمی دارد. این مدل آشفستگی معادله انتقال را برای ویسکوزیته گردابه اصلاح شده حل می‌کند. همچنین در نزدیکی دیواره نسبت به سایر مدل‌های آشفستگی، ساده‌تر حل می‌شود. به همین علت مدل آشفستگی اسپالارت-آلماراس بیشتر در رینولدزهای پایین کاربرد دارد. شکل کلی تک معادله این مدل به صورت رابطه (۵) نوشته می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{v} u_i) = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[ \frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b_2} \rho \left( \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_v \quad (5)$$

نرم‌افزار فنس‌آپ یک مجموعه شبیه‌ساز یخ بوده و به روشی مدولار ساخته شده تا به‌طور متوالی هر یک از قسمت‌های جریان، برخورد قطرات و تجمیع یخ را از طریق مدل‌های میدانی بر اساس معادلات دیفرانسیل جزئی حل کند. فنس‌آپ فرایند رشد یخ را در غالب مراحل به‌هم‌پیوسته زیر انجام می‌دهد:

- ۱- محاسبه بازده جمع‌آوری<sup>۱</sup> با استفاده از روش سه‌بعدی اولریایی (ماژول دراپلت<sup>۲</sup>)
- ۲- حل تعادل جرم سه‌بعدی و انتقال حرارت در سطح، با استفاده از معادلات دیفرانسیل جزئی، برای پیش‌بینی اشکال یخ (ماژول یخ<sup>۳</sup>)
- رویکردهای فوق مبتنی بر معادلات دیفرانسیل جزئی هستند و ماژول‌ها در یک حلقه تعاملی تنظیم می‌شوند. در ادامه به شرح دو حلگر قطرات و یخ نرم‌افزار پرداخته شده است.

### ۳-۱- حلگر قطرات

مدل اولرین برخورد قطرات بر اساس یک مدل دوفازی شامل مجموعه معادلات اولر (غیر لزج) و ناویراستوکس (متلاطم لزج) برای هوای خشک است که توسط معادلات پیوستگی و مومنتوم زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (6)$$

<sup>1</sup>Collection efficiency

<sup>2</sup>Drop 3D

<sup>3</sup>Ice 3D

<sup>4</sup> Bouncy Force

<sup>5</sup>Messinger

دیواره و شار گرمای همرفت  $\dot{Q}_h$  را فراهم می‌کند. سه پارامتر ناشناخته باقی می‌مانند که شامل ضخامت فیلم  $h_f$ ، دمای تعادل  $T$  رابط بین هوا، فیلم آب، یخ و سطح داخلی دیواره و تجمع جرم آبی از یخ  $\dot{m}_{ice}$  هستند. روابط سازگاری برای بستن سیستم موردنیاز است و یکی از روش‌های نوشتن آن‌ها به شرح زیر می‌باشد:

$$h_f \geq 0 \quad (13)$$

$$\dot{m}_{ice} \geq 0 \quad (14)$$

$$h_f T \geq 0 \quad (15)$$

$$\dot{m}_{ice} T \leq 0 \quad (16)$$

برخلاف دو ماژول قبل، گسسته سازی این معادلات از طریق حجم محدود<sup>۴</sup> است [۲۳].

پس از آن که زمان رشد یخ تعیین شد، یک توزیع دما روی سطح و جابه‌جایی گره‌ها روی سطح به کاربر داده می‌شود که از آن‌ها می‌توان به‌عنوان مقادیر اولیه برای حلگر جریان جدید و سیکل جدید استفاده کرد. با حلگر جریان ناپیراستوکس، برای اندازه معین بزرگی از شاخ یخ، جدایش ممکن است رخ دهد. این جدایش می‌تواند بر کل میدان جریان و ضریب انتقال حرارت محلی تاثیر بگذارد. اگرچه مدل‌های آشفته‌گی واقعی برای جریان‌های جدا شده خیلی دقیق نیستند اما هنوز نتایج قابل توجهی ارائه می‌دهند.

#### ۴- حل عددی

##### ۴-۱- مشخصات هندسی و عددی

در پژوهش حاضر از بال مستطیلی با بالواره ناکا ۰۰۱۲ به طول وتر ۰/۵۴ متر و دهانه ۱/۸۲ متر استفاده شده است. با فرض این‌که هواپیما در ارتفاع مشخصی فاز پرواز کروز<sup>۵</sup> را طی می‌کند، شرایط جریان به‌صورت پایا در نظر گرفته شده و تنها حل عددی رشد یخ به‌صورت ناپایا انجام شده است.

##### ۴-۲- استقلال از شبکه

مطابق شکل ۳ شبکه مورد استفاده در این پژوهش از نوع C-H بوده و محدوده حل و مرزهای آن به اندازه ۱۲ و ۲۰ برابر طول وتر از مرز جامد توسعه داده شده‌اند. شرایط سرعت ورودی<sup>۶</sup>

که  $u_f$  سرعت فیلم آب بوده و تابعی از مختصات  $x_1, x_2$  روی سطح و عمود بر سطح است و  $\tau_{wall}$  تنش برشی جریان بوده که نیروی اصلی برای حرکت فیلم آب است. با میانگین‌گیری از ضخامت فیلم آب، سرعت متوسط فیلم در ضخامت متوسط به دست می‌آید:

$$\bar{u}_f(\mathbf{x}) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \mathbf{u}_f(\mathbf{x}, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_w} \tau_{wall}(\mathbf{x}) \quad (10)$$

بنابراین سیستم حاصل از معادلات دیفرانسیل جزئی، به ترتیب، معادلات بقای جرم و انرژی زیر است:

$$\rho_w \left[ \frac{\partial h_f}{\partial t} + \text{div}(\bar{\mathbf{u}}_f h_f) \right] = U_\infty LWC \beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice} \quad (11)$$

$$\rho_w \left[ \frac{\partial h_f C_w T}{\partial t} + \text{div}(\bar{\mathbf{u}}_f h_f C_w T) \right] = \left[ C_w T_{d,\infty} + \frac{\mathbf{u}_d^2}{2} \right] \times U_\infty LWC \beta - 0.5(L_{evap} + L_{subl}) \dot{m}_{evap} + (L_{fusion} - C_{ice} T) \dot{m}_{ice} + \varepsilon \sigma (T_\infty + 273.15)^4 - (T + 273.15)^4 + \dot{Q}_h \quad (12)$$

که ترم‌های سمت راست تساوی معادله (۱۱) به ترتیب مربوط به انتقال جرم به‌وسیله قطرات آب (چشمه برای فیلم)، تبخیر و رشد یخ (چاه برای فیلم آب) هستند. همچنین سه ترم اول سمت راست معادله (۱۲) به ترتیب انتقال حرارت ناشی از برخورد قطرات آب فوق سرد به سطح، تبخیر و تجمع یخ بوده و سه مورد آخر عبارتند از انتقال حرارت تابشی<sup>۱</sup>، جابه‌جایی<sup>۲</sup> و رسانا<sup>۳</sup>. انتقال حرارت جابه‌جایی با ثابت گرفتن دمای سطح بالواره بالاتر از دمای جریان بالادست به دست می‌آید. شار حرارتی قبل از محاسبات پیوند یخ، به ضریب انتقال حرارت تبدیل می‌شود؛ زیرا ضریب انتقال حرارت، کمی به توزیع دمای سطح بستگی دارد [۲۳]. ضرایب  $L_{subl}$ ،  $L_{fusion}$ ،  $L_{evap}$ ،  $\rho_w$  و  $C_w$ ،  $C_{ice}$  خواص فیزیکی آب را بیان می‌کنند در حالی که  $U_\infty$  و  $LWC$ ،  $T_\infty$ ،  $T_{d,\infty}$  پارامترهای جریان هوا و قطرات هستند که توسط کاربر مشخص می‌شوند. ماژول اولرین حلگر قطرات مقادیر محلی برای بازده جمع‌آوری و سرعت برخورد قطره ( $\mathbf{u}_d$ ) را فراهم می‌کند. حلگر جریان، تنش برشی

<sup>4</sup>Finite Volume Method

<sup>5</sup>Cruise speed

<sup>6</sup>velocity inlet

<sup>1</sup> radiative

<sup>2</sup>convective

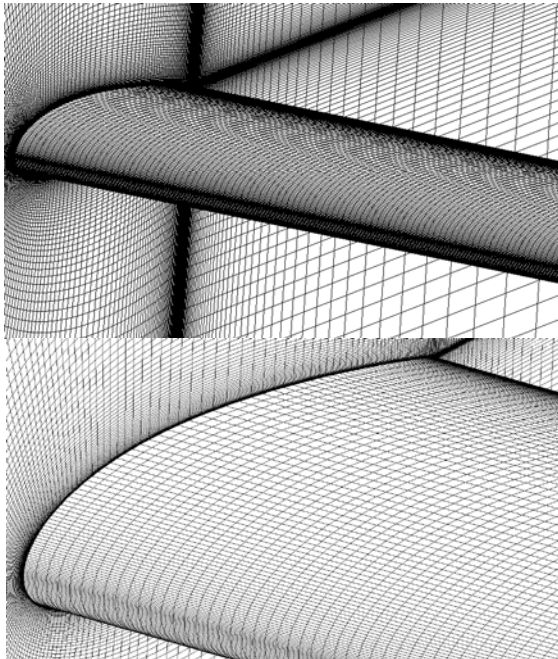
<sup>3</sup>conductive

همچنین به جهت دستیابی به تعداد سلول بهینه، چند شبکه در زاویه حمله صفر و با نسبت رشد ۱/۵ ایجاد گردید. در جدول ۱ مقادیر این شبکه‌ها مشاهده می‌شود.

جدول (۱): نتایج حاصل از اندازه شبکه بر روی ضریب برآ

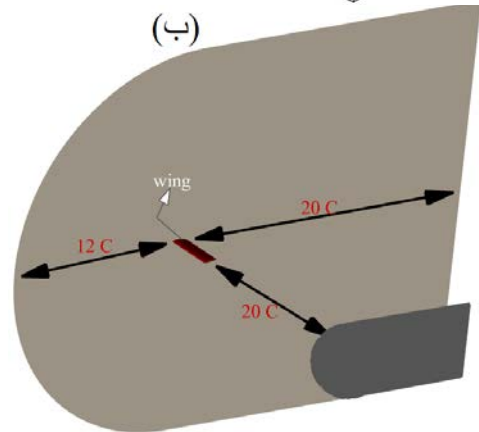
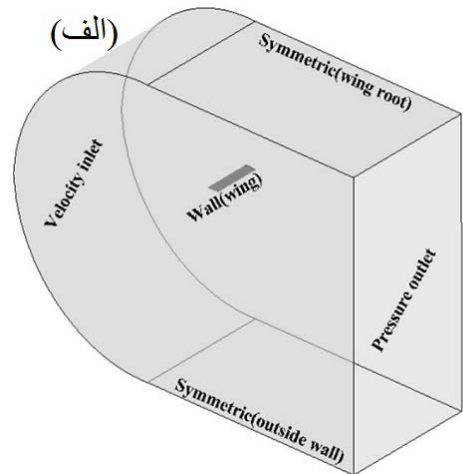
شبکه	تعداد سلول	ضریب برآ
۱	۲۲۵۷۰۷	۰/۷۶۱۲۳
۲	۳۳۸۵۶۰	۰/۸۵۱۵۱
۳	۵۰۷۸۴۰	۰/۹۰۹۳۸
۴	۷۷۲۹۶۰	۰/۹۲۱۵۳
۵	۱۱۷۳۷۶۰	۰/۹۲۱۴۵
۶	۱۷۶۰۶۴۰	۰/۹۲۱۲۳

همان‌طور که در جدول ۱ مشاهده می‌شود، شبکه‌های ۴، ۵ و ۶ تفاوت زیادی در ضریب برآ ندارند و اختلاف نتایج ناچیز است؛ بنابراین شبکه شماره ۵ با تعداد ۱۱۷۳۷۶۰ سلول مبنای محاسبات این پژوهش قرار گرفت. شکل ۶ نمایی از شبکه و لایه مرزی حول بال را نشان می‌دهد.



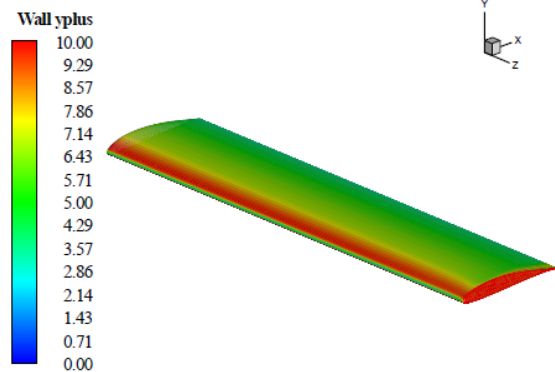
شکل (۶): شکل بالا و پایین نشانگر نمایی از بال و شبکه حول آن در دو حالت دور و نزدیک به ریشه بال

فشار خروجی<sup>۱</sup>، دیواره<sup>۲</sup> و تقارن<sup>۳</sup> برای شبکه اعمال شد که این شرایط در شکل قابل ملاحظه می‌باشند.



شکل (۴): الف) محدوده حل و شرایط مرزی و ب) میزان فاصله مرزها از بال

به جهت دستیابی به مقدار مجاز  $y^+$  در مدل آشفتگی، مطابق با مرجع [۲۴] شبکه به گونه‌ای تولید شده است که مقدار آن روی بال از ۱۰ فراتر نرود. توزیع  $y^+$  در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل (۵):  $y^+$  دیواره حول بال

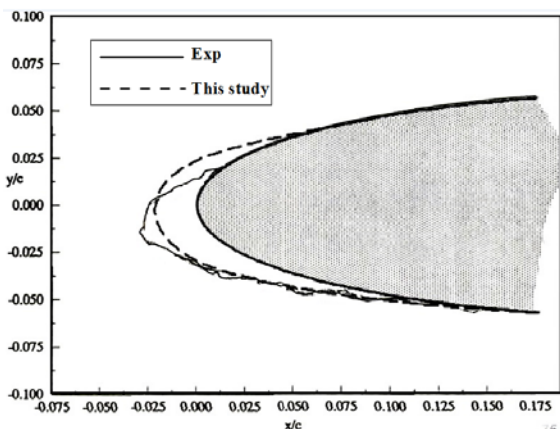
<sup>۱</sup> pressure outlet  
<sup>۲</sup> wall  
<sup>۳</sup> symmetry



## ۳-۴- اعتبارسنجی

شدند. مشاهده می‌شود که هر دو روش تجربی و عددی، نتایج قابل قبول و تقریباً یکسانی به دست آوردند. در روش عددی، یخ بسیار هموار پیش‌بینی شده در حالی که یخ حاصل از آزمایش تجربی با کمی ناهمواری و به صورت دندانهای به دست آمده است. مقدار رشد و امتداد یخ به سمت پایین دست قسمت پرفشار بال در روش تجربی کمی بیشتر از روش عددی است. در روش عددی روی ناحیه مکش بال و در پایین دست نقطه سکون، مقدار یخ بیشتری در مقایسه با آزمایش تجربی پیش‌بینی شده است. به طور کلی در حالت واقعی، ترکیبی از دو نوع یخ شبنم و روشن و به عبارتی یخ مرکب رشد می‌کند.

نرم افزارهای عددی به دلیل محاسبات پیچیده ترمودینامیکی یخ مرکب قادر به تولید آن نبوده و یکی از دو یخ شبنم یا روشن را می‌توانند شبیه‌سازی کنند. در روش تجربی رشد یخ کمی به حالت شاخ تیز در لبه حمله میل کرده است که با توجه به زاویه حمله ۴ درجه بال، بقیه قطرات بلافاصله پس از برخورد با آن ناحیه منجمد شده‌اند و ضخامت یخ در قسمت پرفشار بال در روش تجربی کمی بیشتر از ضخامت یخ همان ناحیه در روش عددی به دست آمده است. بعلاوه این شاخ، ناحیه سایه در پشت خود ایجاد می‌کند و اجازه برخورد قطرات به قسمت مکش بال را نمی‌دهد. به این خاطر کمی بالاتر از ناحیه سکون یخ تشکیل نشده است. نرم‌افزار قادر به پیش‌بینی این شاخ نبوده و باعث شده تا قطرات بیشتری در قسمت پایین دست برخورد کنند. این موضوع باعث اختلاف شکل یخ در قسمت مکش بال میان نتایج عددی و تجربی شده است. در قسمت زیر بال، میزان تجمع یخ در هر دو روش یکسان به دست آمده است.



شکل (۷): مقایسه یخ دوبعدی حاصل از کار عددی حاضر روی

مقطع میانی بال با نتایج تجربی شین و باند [۲۶]

اعتبارسنجی برای بال بدون یخ مطابق با داده‌های تجربی لینچ [۲۵]، در رینولدز  $10^6 \times 1/8$  و در زوایای حمله مختلف انجام شد. نتایج حاصل از مقایسه ضریب برآ در جدول ۲ ثبت گردید. با توجه به جدول نتایج ضریب برآ، در زاویه حمله‌های پایین، نتایج از دقت خوبی برخوردار هستند به طوری که در زوایای حمله پایین، اختلاف نتایج حدود ۳٪ است. با افزایش زاویه حمله، مقدار اختلاف نتایج تا میزان ۱۰٪ در زاویه حمله ۱۰ درجه افزایش یافته است.

جدول (۲): اعتبارسنجی ضریب برآ با نتایج تجربی لینچ [۲۳]

در زاویه حمله‌های مختلف

زاویه حمله	ضریب برآ (تجربی)	ضریب برآ (عددی)	درصد اختلاف
۰	۰/۳	۰/۲۹	٪۲
۳	۰/۵۵۲	۰/۵۳۴	۳/۲٪
۶	۰/۸۲	۰/۷۷	٪۶
۸	۰/۹۵۱	۰/۸۹۴	۶/۴۱٪
۱۰	۱/۰۶۲	۰/۹۵۴	۱۰/۷٪

همچنین با توجه به کار تجربی شین و باند [۲۶]، ضریب پسای بال خشک در رینولدز  $3 \times 10^6$  در دو زاویه ۰ و ۴ درجه محاسبه شد. مطابق با جدول ۳ نتیجه حاصل، اختلاف اندک میان نتایج تجربی و عددی را نمایش می‌دهد. با افزایش زاویه حمله، اختلاف نتایج بیشتر شده است.

جدول (۳): مقایسه ضریب پسا با نتایج تجربی شین و باند [۲۶]

در دو زاویه حمله مختلف

زاویه حمله	ضریب پسا (تجربی)	ضریب پسا (عددی)	درصد اختلاف
۰	۰/۰۰۹۸	۰/۰۰۹۱	٪۷
۴	۰/۰۱۰۲	۰/۰۱۱۱	۸/۸۲٪

## ۴-۴- اعتبارسنجی ماژول رشد یخ

در این قسمت، با توجه به کار تجربی شین و باند [۲۶]، رشد یخ شبنم روی بال در شرایط جریان با سرعت ۶۷/۰۶ متربرثانی، دمای ۲۴۴/۸۵ کلون، زاویه حمله ۴ درجه و زمان ۶ دقیقه بررسی شد. مقایسه نتایج شکل یخ در حالت دوبعدی و در قسمت میانی بال انجام شد. این اشکال در شکل ۷ ثبت

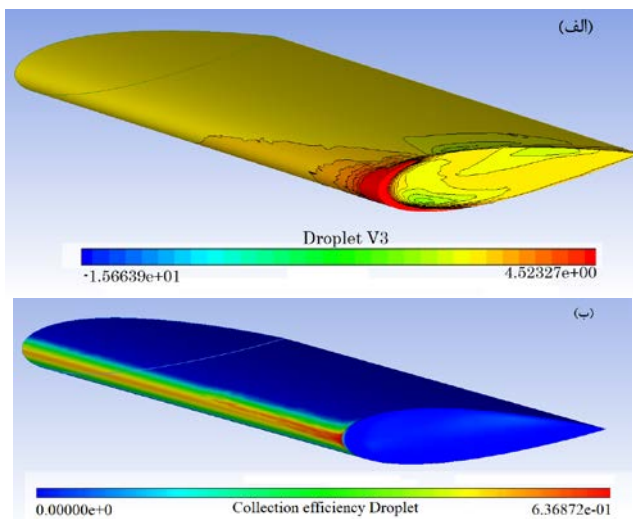
## ۵- بحث و نتایج

## جدول (۵): زبری سطح برای انواع یخ با توجه به

همبستگی‌های تجربی شین و باند [۲۷]

نوع یخ	زبری سطح (میلی‌متر)
شبم	۱
روشن	۰/۶

ابتدا شرایط جریان برای یخ شبم تنظیم شدند. پس از حل جریان و محاسبه توزیع سرعت و ضرایب آیرودینامیکی، بازده جمع‌آوری برای بال توسط حلگر قطرات محاسبه شد. نتیجه آن برخورد بیشتر قطرات در لبه حمله بال است. همچنین با نزدیک شدن به نوک بال، تجمع قطرات افزایش می‌یابد. بررسی جریان اطراف بال می‌تواند علت پدیده فوق را ریشه‌یابی کند. بررسی بردارهای سرعت قطرات در جهات  $x$  و  $y$  تقریباً نشان می‌دهند؛ اما بردار سرعت در جهت دهانه بال یعنی در راستای محور  $z$  بیانگر آن است که در نزدیکی نوک بال، سرعت جریان در این راستا افزایش یافته است. این افزایش سرعت منجر به افزایش برآیند سرعت‌ها و به عبارتی، افزایش سرعت مطلق جریان در نزدیکی نوک بال شده است. افزایش سرعت در نزدیکی نوک بال منجر به برخورد قطرات بیشتری با سطح می‌شود. از طرفی هرچه سرعت جریان افزایش یابد، فرصت قطره برای انجماد کمتر شده و قطره به مقدار بیشتری بر روی سطح جاری و پخش می‌شود. از آنجا که برخورد قطرات در نزدیکی نوک بال بیشتر است، انتظار می‌رود تا شکل‌های یخ ضخیم‌تری در این قسمت ایجاد شود. شکل ۸ گواه بر این مطلب است.



شکل (۸): (الف) صفحات هم‌مقدار کانتور سرعت قطرات در راستای محور  $z$  روی سطح بال (سرعت برحسب متر بر ثانیه) (ب) کانتور بازده جمع‌آوری

در پژوهش حاضر رشد دو نوع یخ شبم و روشن و علل تشکیل هر کدام در طول دهانه بال مستطیلی بررسی شده است. در ادامه تأثیر هر کدام به‌طور مجزا بیان می‌شود.

## ۵-۱- بررسی رشد یخ در طول دهانه بال

اولین هدف مطالعه حاضر، بررسی رشد یخ در طول دهانه بال است. شرایط عددی به‌کاررفته در این پژوهش در جدول ۴ ذکر شده‌اند. این شرایط برای یخ شبم و روشن تنظیم شده‌اند. زبری سطح برای هر نوع یخ با استفاده از همبستگی‌های تجربی شین و باند [۲۷] تقریب زده شد (جدول ۵). عدد رینولدز و ماخ برای یخ شبم به ترتیب برابر با  $3 \times 10^6$  و  $0.209$  و برای یخ روشن به ترتیب برابر  $2.8 \times 10^6$  و  $0.204$  می‌باشد. همچنین در تمامی حالات، زاویه حمله بال برابر با  $4^\circ$  درجه و با توجه به پایین بودن سرعت جریان و عدد ماخ، حلگر فشارمبنا در نظر گرفته شده است. مطابق با مطالعه میشل و فردریک [۱۲] که در پیشینه پژوهش شرح داده شد، مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس تنها مدلی است که در زمینه پیش‌بینی رشد یخ، نتایج نزدیک‌تری به نتایج تجربی در مقایسه با سایر مدل‌های آشفتگی دارد. از طرفی مطابق با مرجع [۲۴]، اختلاف نتایج ضرایب آیرودینامیکی میان مدل اسپالارت آلماراس و مدل  $k$ - $w$  SST بسیار اندک بوده و مدل اسپالارت آلماراس هزینه محاسباتی کمتری دارد. بنابراین از مدل اسپالارت آلماراس برای حل استفاده شده است.

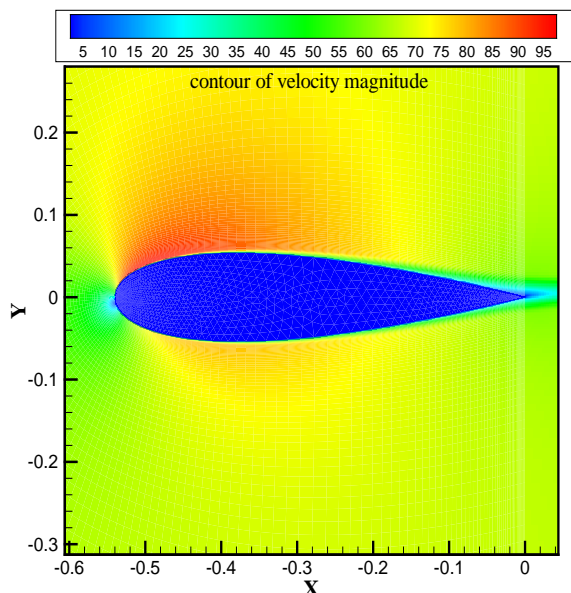
## جدول (۴): شرایط عددی تنظیم‌شده برای جریان مطابق با

شرایط رشد دو نوع یخ شبم و روشن

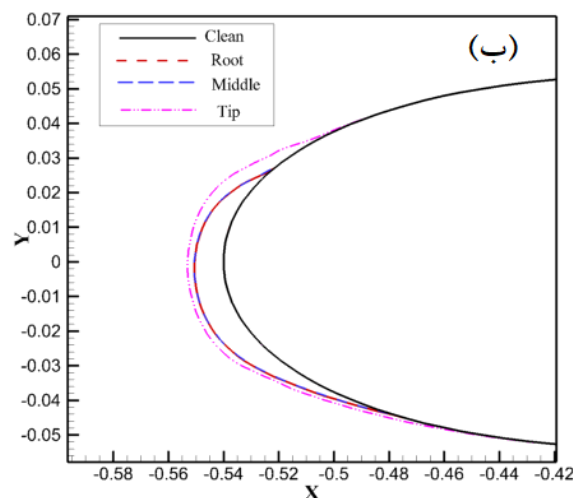
نوع یخ	میانگین			
	سرعت جریان آزاد ( $m/s$ )	دمای جریان آزاد ( $K$ )	محتوای آب ( $g/m^3$ )	قطر حجمی قطره ( $\mu m$ )
شبم	۶۷/۰۶	۲۵۵/۹۳	۱	۲۰
روشن	۶۷/۰۶	۲۶۸	۱	۲۰

قسمت میانی بال، سرعت جریان مانع از تجمع یخ می‌شود؛ اما در نزدیکی لبه فرار، رشد لایه‌مرزی باعث غلبه دما بر سرعت جریان گردیده و منجر به تشکیل یخ بازگشتی<sup>۱</sup> در انتهای بال می‌شود. همچنین به علت سرعت کمتر جریان در ناحیه پرفشار نسبت به ناحیه مکش و وجود زاویه حمله، در آن‌جا نیز یخ بیشتری رشد کرده است. در نوک بال نیز مقداری یخ مشاهده می‌شود که ناشی از جریان القایی است.

در انتها یخ شبنم روی بال پس از ۶ دقیقه محاسبه گردید. شکل ۹ هندسه سه‌بعدی بال یخ‌زده به همراه شکل یخ دوبعدی در سه مقطع ریشه، میانه و نوک بال را نمایش می‌دهد. مطابق با آنچه که در مورد فیزیک یخ شبنم بیان شد، تمامی قطرات پس از برخورد به لبه حمله بال منجمد شده‌اند. در قسمت بیرونی نوک بال نیز مقدار بسیار ناچیز یخ تشکیل شد که این پدیده ناشی از جریان القایی نوک بال می‌باشد. جریان القایی با چرخش جریان منجر به برخورد قطرات به نوک بال و انجماد آن‌ها شده است. بعلاوه با توجه به توضیحاتی که در مورد شکل ۸ بیان شد، می‌توان انتظار رشد یخ بیشتری در نوک بال داشت که در شکل ۹-ب می‌توان رشد بیشتر یخ در نوک بال در مقایسه با قسمت ریشه و میانه را مشاهده کرد.



شکل (۱۰): رنگ سفید بیانگر یخ روشن روی قسمت الف) مکش بال و ب) پرفشار بال ج) کانتور سرعت روی مقطع میانی بال در حالت لزج (واحد سرعت بر حسب متربر ثانیه).

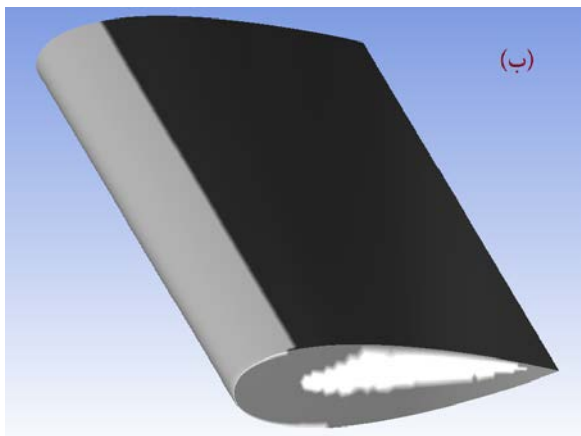
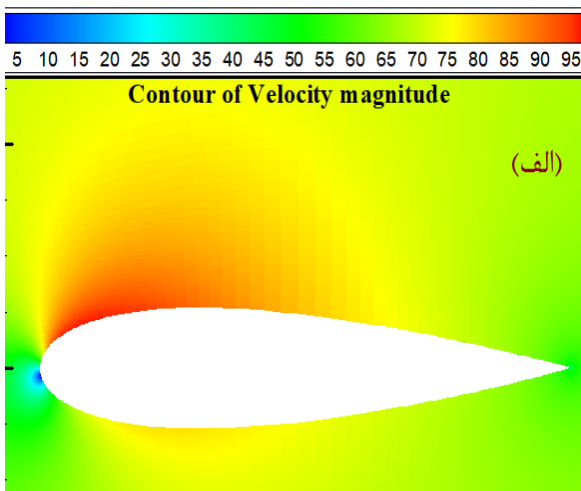


شکل (۹): الف) رنگ سفید بیانگر یخ شبنم روی سطح بال ب) شکل یخ شبنم دوبعدی در طول دهانه بال در سه مقطع ریشه، میانه و نوک

در قسمت بعد، رشد یخ روشن در طول دهانه بال پس از ۶ دقیقه محاسبه شد. همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، مطابق با فیزیک یخ روشن، قسمتی از یخ در لبه حمله تشکیل شده است. انتقال حرارت ناشی از انجماد منجر به افزایش دمای سطح شده و بقیه قطرات روی سطح بال جاری و در پایین دست تبدیل به یخ شده‌اند. همچنین مقداری از آن‌ها روی یکدیگر انباشته شده و شکل شاخ ایجاد کرده‌اند. علت اصلی رشد یخ در نزدیکی لبه فرار را می‌توان رشد لایه‌مرزی اشاره کرد. روی

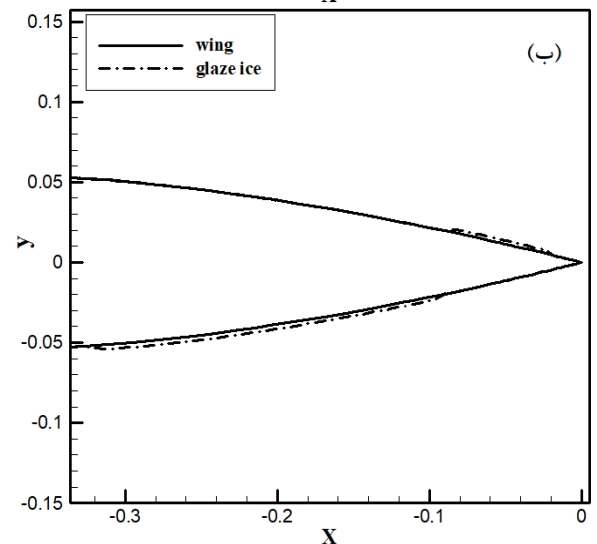
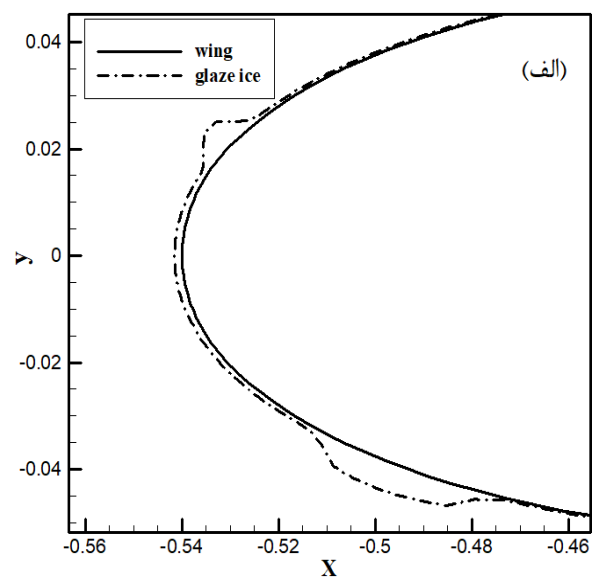
<sup>1</sup> Runback ice

برای اثبات ادعای فوق، محاسبات جدیدی تحت شرایط جدول ۴ برای یخ روشن در حالت غیر لزج صورت گرفت. نتیجه حاصل در شکل ۱۲ ثبت شد. لازم به ذکر است چون جریان غیر لزج و ایده آل است، بنابراین مدل آشفتگی، زبری سطح و مقادیر شدت آشفتگی برای این حالت بی‌معنی می‌باشند. نتیجه حاصل از شکل یخ نشان می‌دهد که در نزدیک لبه فرار چون رشد لایه مرزی وجود ندارد، حرکت جریان نزدیک سطح فرصت انجماد به قطرات را نداده و رشد یخ در آن جا رخ نداده است. بعلاوه در این حالت شاخ یخ نیز روی لبه حمله ایجاد نمی‌شود.



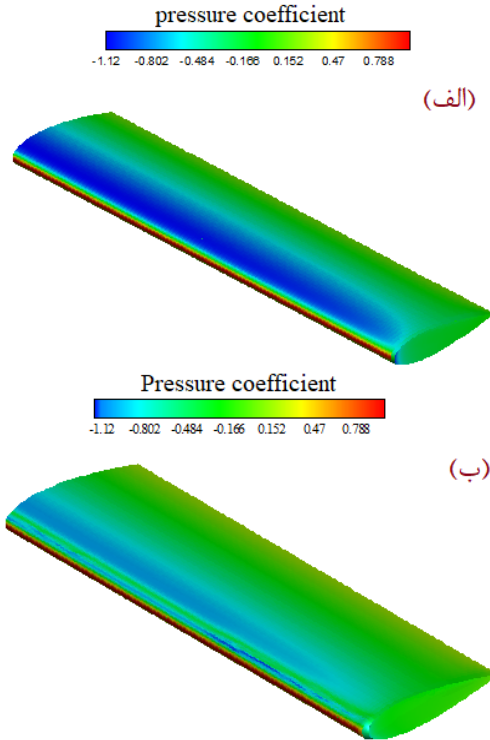
شکل (۱۲): (الف) کانتور سرعت روی مقطع میانی بال (واحد سرعت متربرثانیه) و (ب) رنگ سفید نشانگر یخ روشن تشکیل شده روی بال

روی دهانه بال و کمی عقب‌تر از ناحیه سکون در هردو ناحیه مکش و پرفشار، سرعت جریان افزایش می‌یابد که نتیجه آن افزایش انتقال حرارت همرفتی است که می‌تواند با افزایش سرمایش تبخیری، بخار آب را در مناطق یادشده افزایش دهد. این عوامل با استناد به مرجع [۱۸] باعث ایجاد شاخ روی سطح بال شده‌اند. پیش‌بینی یخ روشن به علت فرآیندهای پیچیده ترمودینامیکی و تنوع نتایج در کارهای تجربی، کمی دشوار است. این نتیجه در کار ریچاردهان [۹]، مکلونین و زیلدنر [۱۳] نیز ثبت شده است. شکل ۱۱ هندسه دوبعدی شاخ یخ در مقطع میانی بال را نمایش داده است.



شکل (۱۱): هندسه یخ دوبعدی روی مقطع میانی بال در نواحی (الف) لبه حمله (ب) لبه فرار

و یخزده است. همانطور که پیداست، یخزدگی باعث کاهش ضریب فشار ناحیه مکش، با توجه به ناچیز بودن تغییرات ناحیه پرفشار، شده است. در نتیجه با کاهش اختلاف فشار ناحیه بالا و پایین بال باعث کاهش ضریب برآ شده است. بعلاوه افزایش فشار در نوک بال نیز بیانگر جریان القایی نوک بال است.



شکل (۱۴): کانتور ضریب فشار روی سطح بال الف) بدون یخ ب) یخزده

در مرحله بعد، عملکرد بال در حالتی که یخ روشن روی آن رشد کرده است، مطالعه شد. پس از طی مراحل حل، ضرایب برآ و پسای بال خشک و یخزده با یکدیگر مقایسه شده و در جدول ۶ ثبت شدند. مقداری اختلاف میان ضرایب برآ و پسای بال خشک در این حالت با ضرایب بال بدون یخ شکل ۱۲ وجود دارد. این اختلاف از تفاوت زبری و دمای جریان آزاد اعمال شده هنگام محاسبات هریک از یخها ناشی شده است.

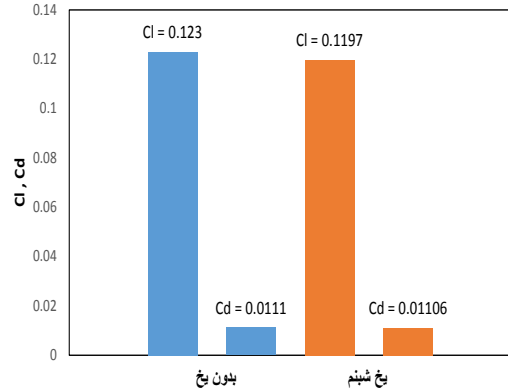
جدول (۶): ضرایب آیرودینامیکی روی بال برای یخ روشن

بال	$C_D$	$C_L$
بدون یخ	۰/۰۱۰۸۸۷	۰/۱۲۳۷
یخ روشن	۰/۰۱۶۳۹۷	۰/۱۰۹۵۷

مقایسه ضرایب بیانگر آن است که یخ روشن ضریب برآ را به مقدار ۱۱/۵٪ کاهش و ضریب پسای را ۵۱٪ افزایش داده است.

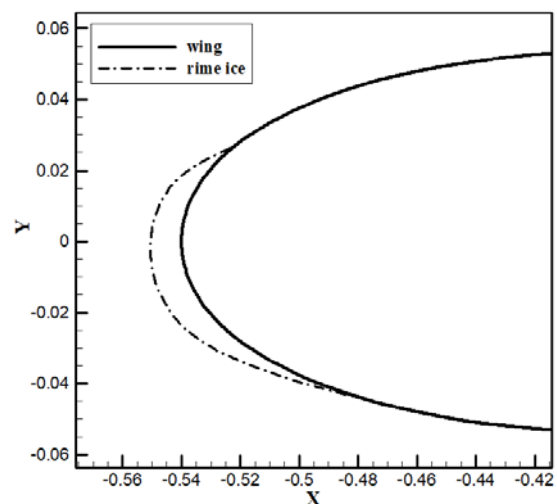
## ۲-۵- تاثیر یخ بر روی ضرایب آیرودینامیکی

در این قسمت تاثیر یخ روی ضرایب آیرودینامیکی بال بررسی می‌شود. ضرایب آیرودینامیکی در حالت بدون یخ و یخ شبنم در شکل ۱۲ مشاهده می‌شوند.



شکل (۱۲): مقایسه ضرایب برآ و پسای بال در حالت یخزده و بدون یخ شبنم

نتیجه فوق بیانگر این است که یخ شبنم باعث کاهش ضریب برآی بال می‌شود. همچنین بال یخزده ضریب پسای کمتری دارد. برای یافتن علت این موضوع باید به شکل یخ تشکیل شده بر روی بال نگاه کنیم. شکل ۱۳ یخ تشکیل شده بر روی مقطع میانی بال را نمایش می‌دهد. همان‌طور که پیداست، در این حالت شکل یخ باعث تغییر شکل لبه حمله بال شده که تیزی بال را افزایش داده است؛ بنابراین پسای اصطکاکی کاهش یافته و همین موضوع سبب کاهش ضریب پسای بال شده است.



شکل (۱۳): شکل دوبعدی یخ شبنم روی مقطع میانی بال در نزدیکی لبه حمله

از دیدگاه فیزیکی نیز این پدیده مورد بررسی قرار گرفت. شکل ۱۴ نمایانگر ضریب فشار روی سطح بال در حالت بدون یخ

پس شکل آیرودینامیکی بال حفظ شده و به مقدار کمتری دچار افت عملکرد می‌شود.

**جدول (۷):** مقایسه نرخ تغییرات ضریب برآ به پسا برای بال

نرخ $C_l/C_d$ در حالت یخ‌زده	نوع یخ تشکیل شده روی بال
۱۰/۸۲	شبنم
۶/۶۸	روشن

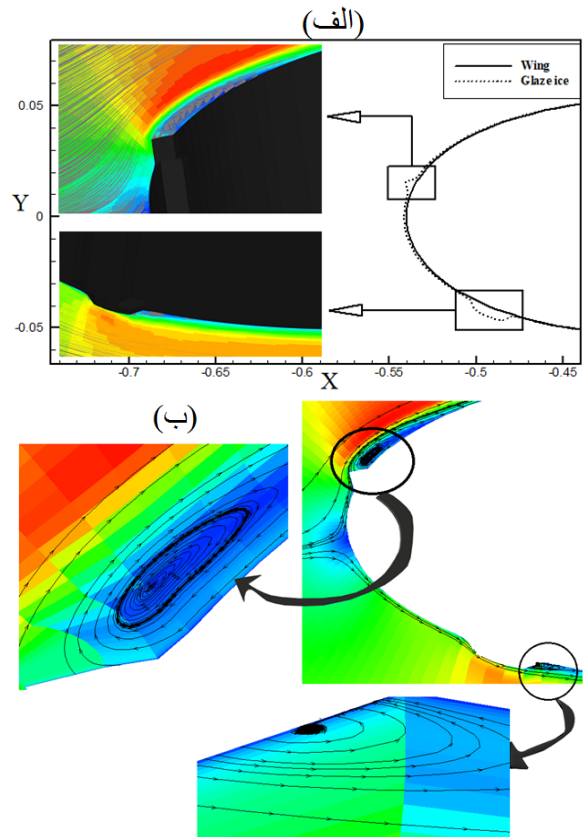
### ۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش رشد دو نوع یخ شبنم و روشن حول دهانه بال سه‌بعدی پس از زمان ۶ دقیقه و در زاویه حمله ۴ درجه و رینولدز  $3 \times 10^6$  مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج حاصل از این تحقیق که در دیگر مطالعات بیان نشده است، به شرح زیر می‌باشد:

۱- نرم‌افزار فنس‌اپ، یک روشی مدولار برای پیش‌بینی رشد یخ روی اجسام است. بررسی رشد یخ روی بال پهباد در مطالعات عددی توسط این نرم‌افزار تابه‌حال صورت نگرفته و مطالعات خارجی نیز روی رینولدزهای مربوط به هواپیما متمرکز بوده‌اند.

۲- مطالعه رفتار جریان حول بال سه‌بعدی بیانگر این است که به دلیل وجود مولفه سرعت در راستای دهانه، نتایج دارای اختلاف با نتایج حالت دوبعدی می‌باشند. مقایسه شکل یخ در سه مقطع ریشه، میانه و نوک نشان از اختلاف بین شکل یخ نوک بال با دیگر قسمت‌ها دارد. اختلاف شکل یخ در طول دهانه بال ناشی از همین مولفه سرعت است. با نزدیک شدن به نوک بال، مولفه سرعت جریان در راستای دهانه یعنی  $V_z$  افزایش می‌یابد. افزایش این سرعت باعث افزایش برآیند سرعت‌ها شده و به عبارتی سرعت مطلق جریان نزدیک نوک بال افزایش می‌یابد. این افزایش سرعت منجر به برخورد بیشتر قطرات به سطح بال در مقایسه با دیگر نواحی شده که شکل کانتور بازده جمع‌آوری نیز این مطلب را تصدیق می‌کند. از طرفی تجمع بیشتر قطرات باعث افزایش ضخامت یخ می‌شود. همچنین این افزایش سرعت در نزدیک نوک بال، فرصت انجماد کمتری نسبت به دیگر قسمت‌ها به قطرات داده و باعث می‌شود تا آن‌ها روی سطح پخش شوند؛ بنابراین روی دهانه بال

شکل ۱۵، خطوط دوبعدی جریان اطراف مقطع میانی بال پس از تشکیل یخ روشن را در دو حالت مختلف نمایش می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، پشت شاخ یخ یک حباب جدایش ایجاد شده است. این حباب، جریان را منحرف نموده و باعث جدایش و چرخش آن می‌شود. این عوامل منجر به افزایش ضریب پسا و کاهش ضریب برآ می‌شوند.



شکل (۱۵): (الف) خطوط مسیر در صفحه ایجاد شده روی قسمت میانی بال (ب) خطوط جریان رسم شده روی بال در نزدیک لبه حمله. حباب جدایش در پشت شاخ یخ ایجاد شده است که قابل تشخیص می‌باشد.

برای مقایسه میزان تأثیر یخ شبنم و روشن روی بال مستطیلی، از تغییرات نرخ  $C_l/C_d$  تحت عنوان عملکرد آیرودینامیکی استفاده شده است. در جدول ۷ این قیاس بین یخ شبنم و روشن صورت گرفت. نتیجه حاصل نشان می‌دهد که یخ شبنم و روشن به ترتیب به میزان ۲/۳٪ و ۴۱٪ باعث افت عملکرد بال می‌شوند. پس تأثیر یخ روشن بر روی افت عملکرد بال بسیار بیشتر از یخ شبنم می‌باشد. علت اصلی آن نیز هندسه یخ روشن است که با ایجاد شاخ تأثیر زیادی بر روی الگوی جریان می‌گذارد ولی چون فیزیک شبنم به‌گونه‌ای است که قطرات بلافاصله پس از برخورد با سطح منجمد می‌شوند،

- [۳] S. M. Jones, M. S. Reveley, J. K. Evans, and F. A. Barrientos, "Subsonic aircraft safety icing study," 2008.
- [۴] G.-q. Zhao, Q.-j. Zhao, and X. Chen, "New 3-D ice accretion method of hovering rotor including effects of centrifugal force," *Aerospace Science and Technology*, vol. 48, pp. 1-130-22, 2016.
- [۵] L. Ilianna, "Experimental Investigation of Droplet Impingement on Dry Solid Surfaces," UNIVERSITY OF THESSALY, 2020.
- [۶] *ANSYS FENSAP-ICE User Manual*, U.S.A, 2017.
- [۷] L. P. Raj, J. Lee, and R. Myong, "Ice accretion and aerodynamic effects on a multi-element airfoil under SLD icing conditions," *Aerospace Science and Technology*, vol. 85, pp. 320-333, 2019.
- [۸] Y. Han, J. Palacios, and S. Schmitz, "Scaled ice accretion experiments on a rotating wind turbine blade," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 109, pp. 55-67, 2012.
- [۹] R. Hann, "UAV icing: Comparison of LEWICE and FENSAP-ICE for ice accretion and performance degradation." p. 2861, 2018.
- [۱۰] D. Reckzeh, "Aerodynamic design of the high-lift-wing for a Megaliner aircraft," *Aerospace Science and technology*, vol. 7, no. 2, pp. 107-119, 2003.
- [۱۱] W. O. Valarezo, F. T. Lynch, and R. J. McGhee, "Aerodynamic performance effects due to small leading-edge ice (roughness) on wings and tails," *Journal of aircraft*, vol. 30, no. 6, pp. 807-812, 1993.
- [۱۲] M. Costes, and F. Moens, "Advanced numerical prediction of iced airfoil سه بعدی، در نزدیکی نوک بال، یخ بیشتری تشکیل شده است.
- ۳- چون یخ روشن در دمای بالاتری نسبت به یخ شبنم ایجاد می شود، پس نحوه رشد آن روی سطح متفاوت خواهد بود. بررسی شکل یخ نشان می دهد که در نزدیکی لبه فرار نیز یخ رشد کرده است. علت این اتفاق، رشد لایه مرزی در ناحیه مذکور است. رشد لایه مرزی باعث کاهش سرعت قطرات شده و آن ها فرصت بیشتری برای انجماد دارند. مطابق با شرایط یخ روشن، محاسبات جدیدی در حالت غیر لزج انجام شد. نتیجه آن عدم تشکیل یخ در نزدیک لبه فرار بود. پس صحت این ادعا اثبات می شود.
- ۴- روی سطح بیرونی نوک بال نیز مقدار بسیار ناچیزی یخ رشد کرده است که نقش جریان القایی در نوک بال را نشان می دهد.
- ۵- یخ شبنم در لبه حمله بال ایجاد شده و تیزی نوک بال را افزایش می دهد. این اتفاق باعث می شود تا جریان، سطح کمتری را در مقابل خود احساس کند و ضریب پسا مقدار اندکی کاهش می یابد.
- ۶- یخ روشن در مقایسه با یخ شبنم، تاثیر بیشتری روی کاهش عملکرد بال می گذارد. علت آن هندسه یخ ایجاد شده می باشد. یخ شبنم چون در لبه حمله بال رشد می کند، فرم بالواره را به خود می گیرد. ولی یخ روشن با ایجاد دو شاخ در بالا و پایین ناحیه سکون منجر به ایجاد حباب جدایش شده که این حباب تأثیر نامطلوبی روی جریان می گذارد؛ بنابراین تأثیر یخ روشن روی افت عملکرد بیشتر از یخ شبنم خواهد بود.
- ۷- مراجع
- [۱] K. Venkataramani, L. McVey, R. Holm, and K. Montgomery, "Inclement weather considerations for aircraft engines." p. 695, 2007.
- [۲] J. Mason, W. Strapp, and P. Chow, "The ice particle threat to engines in flight." p. 206, 2006.

- Journal of the aeronautical sciences*, vol. 20, no. 1, pp. 29-42, 1953.
- [۲۲] H. Beaugendre, F. Morency, and W. G. Habashi, "FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D," *Journal of aircraft*, vol. 40, no. 2, pp. 239-247, 2003.
- [۲۳] H. Beaugendre, F. Morency, and W. G. Habashi, "Development of a second generation in-flight icing simulation code," 2006.
- [۲۴] م. نادری نژاد، و م. ح. جوارشکیان، "بررسی عددی تأثیر سه نوع بالک مختلف بر عملکرد آیرودینامیکی جریان در عدد رینولدز پایین،" *دوفصلنامه مکانیک سیالات و آیرودینامیک*, vol. 9, no. 1, pp. 83-98, 2020.
- [۲۵] M. K. Lynch, "Bio-inspired adaptive wingtip devices for low Reynolds number operation," 2017.
- [۲۶] J. Shin, and T. BOND, "Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel." p. 64, 1992.
- [۲۷] J. Shin, and T. H. Bond, *Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil*: Citeseer, 1992.
- aerodynamics," *Aerospace Science and Technology*, vol. 91, pp. 186-207, 2019.
- [۱۳] K. Szilder, and S. McIlwain, *In-flight icing of UAVs-the influence of Reynolds number on the ice accretion process*, 0148-7191, SAE Technical Paper, 2011.
- [۱۴] N. Williams, A. Benmeddour, G. Brian, and M. Ol, "The effect of icing on small unmanned aircraft low Reynolds number airfoils." pp. 19-25, 2017.
- [۱۵] A. Doostmahmoudi, and M. Mirzaei, "M. Nazemian alei, Experimental study on flow pattern and aerodynamic coefficients of NLF-0414 iced airfoil, in persian, 2016.
- [۱۶] M. Mirzaei, M. A. Ardekani, and M. Doosttalab, "Numerical and experimental study of flow field characteristics of an iced airfoil," *Aerospace Science and Technology*, vol. 13, no. 6, pp. 267-276, 2009.
- [۱۷] T. Reid, G. Baruzzi, I. Ozcer, D. Switchenko, and W. Habashi, "FENSAP-ICE simulation of icing on wind turbine blades, part 1: performance degradation." p. 750, 2013.
- [۱۸] G. Fortin, and J. Perron, "Wind turbine icing and de-icing." p. 274, 2009.
- [۱۹] R. Jackson, *The dynamics of fluidized particles*: Cambridge University Press, 2000.
- [۲۰] Y. Bourgault, H. Beaugendre, and W. G. Habashi, "Development of a shallow-water icing model in FENSAP-ICE," *Journal of Aircraft*, vol. 37, no. 4, pp. 640-646, 2000.
- [۲۱] B. L. Messinger, "Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed,"