

محاسبه نوفه حول هندسه‌های دوبعدی ایرفویل با استفاده از یک روش

تئوری کارآمد

اسلام عزت‌نشان*

استادیار مهندسی هوافضا

دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین،

دانشگاه شهید بهشتی

e_ezzatneshan@sbu.ac.ir

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۲/۰۲

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۷/۰۵

چکیده

در این تحقیق، یک الگوریتم عددی مؤثر و کارآمد بر پایه روش‌های تئوری محاسبه نوفه^۱ در جریان‌های آیرودینامیکی حول هندسه‌های دوبعدی ارائه می‌شود. در این راستا، روش‌های تئوری برای تخمین انواع نوفه حاصل از اندرکنش جریان با سطح مقطع ایرفویل آورده شده و نحوه تعمیم آنها به مدل‌سازی نوفه کلی جریان ارائه شده است. معادلات حاکم استخراج شده و یک حل‌گر عددی آکوستیک برای مقاطع دوبعدی توسعه داده شده است. با استفاده از این حل‌گر، میدان جریان و آکوستیک حول دو هندسه مرجع دوبعدی شبیه‌سازی شده و نتایج به‌دست آمده گزارش شده‌اند. نتایج به‌دست آمده از حل‌گر حاضر برای شبیه‌سازی و تحلیل نوفه حول بال‌های شبه سه بعدی با دو هندسه ایرفویل NACA0012 و S822 و مقایسه آنها با نتایج تجربی و عددی نشان می‌دهند که این حل‌گر با دقت خوب و سرعت اجرای بالا، قابلیت تعیین مشخصات آیروآکوستیکی را در هندسه‌های دوبعدی/شبه سه بعدی به خوبی دارا است.

واژگان کلیدی: روش‌های تئوری، تخمین نوفه، هندسه‌های دوبعدی، ایرفویل، اعتبارسنجی الگوریتم عددی

۱. مقدمه

پیش‌بینی می‌کنند. بنابراین، این روش‌ها مشکلات، پیچیدگی‌ها و هزینه‌های محاسباتی بالای روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی را به همراه دارند که سبب شده استفاده از آنها محدود شود. برای مدل‌سازی آکوستیک نیاز است تا حل عددی میدان جریان با استفاده از یک روش عددی و با شبکه بسیار ریز انجام شود تا بتوان اغتشاشات فشاری را با دقت مناسبی تسخیر کرد. با در نظر گرفتن گستره

روش‌های تئوری و عددی مختلفی برای پیش‌بینی مشخصات نوفه جریان حول اجسام پرنده وجود دارد. روش‌های مبتنی بر آیروآکوستیک محاسباتی^۲، از حل عددی مستقیم میدان جریان با استفاده از الگوریتم‌هایی مانند DNS^۳ یا LES^۴ بهره گرفته و اغتشاشات فشاری میدان اطراف را شبیه‌سازی کرده و مشخصات آکوستیکی را

وسیعی از ساختارهای آشفته در داخل جریان و اهمیت آنها در دقت پیش‌بینی مشخصات آکوستیکی پیچیدگی مسأله افزایش می‌یابد. در کنار این موارد، در نظر گرفتن شرایط مرزی مناسب، به خصوص شرط مرزی دور دست میدان، نیاز به تمهیدات ویژه دارد تا از انعکاس اغتشاشات حاصل از باقیمانده خطاهای حل عددی و تداخل آنها با اغتشاشات فیزیکی جریان جلوگیری نماید [۱]. با وجود همه این موارد، نتایج استفاده از روش‌های آبروآکوستیک محاسباتی مبتنی بر حل‌گرهای دینامیک سیالات محاسباتی از دقت مناسبی برخوردار هستند [۲] و استفاده از این روش‌ها در تحقیقات زیادی مد نظر قرار گرفته است [۳،۴]. در مسائل آکوستیکی مرتبط با هندسه‌های دورانی، مانند توربین‌های بادی و یا مدل‌سازی ملخ بالگرد، که نیازمند حل ناپایای جریان هستند، استفاده از این روش‌ها بسیار پرهزینه است. بنابراین، محققان توجه زیادی به استفاده از روش‌های تئوری دارند تا امکان پیش‌بینی مشخصات آکوستیکی در حداقل زمان و با دقت مناسبی فراهم شود.

یکی از روش‌های تئوری مؤثر و کارآمد برای مدل‌سازی آبروآکوستیک در سال ۱۹۹۱ توسط هاو^۵ [۵] معرفی شد. در روش وی، قیاس لایت‌هیل^۶ [۶] با استفاده از تابع چرخش^۷ بازنویسی شده تا نوفه حاصل از گردابه‌های میدان جریان در لبه فرار را مدل‌سازی کند. در این روش، در واقع قیاس لایت‌هیل به نحوی بهبود یافته تا به جای استفاده از تانسور تنش، گردابه‌های آشفته جریان در نزدیکی سطح را به‌عنوان منابع نوفه در نظر بگیرد. در این روش نیز نوفه به‌صورت منبع دوقطبی مدل می‌شود و دو مشخصه اصلی جریان بر آن مؤثر است: شدت آشفته‌گی^۸ جریان که نشان‌دهنده اغتشاشات آشفته‌گی است و به‌صورت انحراف مقادیر موضعی سرعت از مقدار متوسط سرعت جریان به‌دست می‌آید. دومین مشخصه، مقیاس طولی آشفته‌گی^۹ است که اندازه ساختارهای گردابه‌ای جریان را تعیین می‌کند. اندازه این ساختارها بر فرکانس نوفه مؤثر هستند، به‌طوری‌که ساختارهای گردابه‌ای با اندازه

هم‌مرتبه با وتر یک ایرفویل توزیع بار روی سطح را تغییر می‌دهند و نوفه فرکانس- پایین تولید می‌کنند. اما، گردابه‌های ریز با ایجاد اغتشاشات موضعی فشار سبب انتشار نوفه فرکانس- بالا می‌شوند.

مکمل روش هاو، تئوری ارائه شده توسط آمیت^{۱۰} [۷] است که نوفه حاصل از آشفته‌گی جریان ورودی را به علت ناپایداری‌های موجود در آن مدل‌سازی می‌کند. در تئوری آمیت، منبع نوفه لبه فرار نیست، بلکه لبه حمله به علت برخورد جریان ورودی ناپایا و آشفته به آن سبب تولید نوفه می‌شود. این مدل برای یک صفحه تخت سه بعدی توسعه داده شده و بعدها برای مدل‌سازی نوفه لبه فرار نیز مورد استفاده قرار گرفت [۸]. با توجه به کارآمد بودن این روش در کنار هزینه‌های محاسباتی پایین آن برای مدل‌سازی آبروآکوستیک، تلاش‌های زیادی برای بهبود کارایی و توسعه تئوری آمیت انجام شده است [۹-۱۳]. مدل‌های آبروآکوستیکی براساس ترکیب دو تئوری ارائه شده توسط هاو و آمیت به‌عنوان روش‌های مهندسی مدل‌سازی نوفه شناخته می‌شوند. در مطالعات انجام گرفته با استفاده از این روش‌ها، ۶ منبع نوفه براساس اندرکنش جریان آشفته با سطوح عبوری از آن تعریف شده که به‌صورت مستقل از هم مورد تحلیل قرار می‌گیرند:

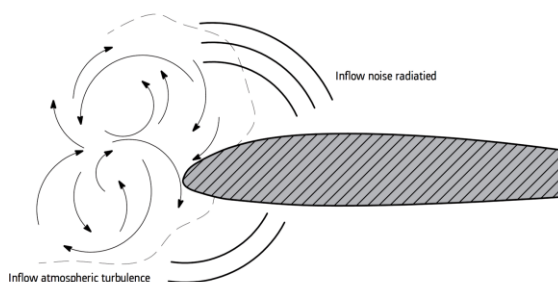
- نوفه جریان آشفته ورودی^{۱۱} (TI)
 - نوفه لایه مرزی آشفته لبه فرار^{۱۲} (TBL-TE)
 - نوفه جدایش جریان وامانده^{۱۳} (TBL-SS)
 - نوفه فروریزش گردابه حاصل از لایه مرزی آرام^{۱۴} (LBL-VS)
 - نوفه فروریزش گردابه حاصل از لبه فرار پخ شده^{۱۵} (TEB-VS)
 - نوفه گردابه نوک^{۱۶} (TBL-TP)
- بعد از تعیین شدن الگوی آکوستیکی هر یک از این منابع، شدت نوفه با استفاده از رابطه تراز فشاری صوت^{۱۷} (SPL) محاسبه می‌شود:

۲. معادلات حاکم

برای توسعه حل‌گر حاضر همه منابع شش‌گانه نوفه در نظر گرفته شده که روابط آنها در ادامه آورده می‌شود.

۱-۲. نوفه جریان آشفته ورودی (TI)

این نوفه به دلیل برخورد آشفته‌گی‌های جریان در اتمسفر با تیغه‌های ملخ به وجود می‌آید. آشفته‌گی جریان به دو دلیل آیرودینامیکی و حرارتی ایجاد می‌شود که اولی در اثر اندرکنش جریان هوا با عوارض زمین و دومی به دلیل اثرات بویانسی^{۲۰} حاصل از اختلاف دما بین سطح زمین و لایه‌های بالای اتمسفر است که در شکل ۱ مشاهده می‌شود.



شکل ۱. شماتیک مکانیسم تولید نوفه TI

در مقیاس لایه مرزی اتمسفر، مرتبه مقیاس طولی آشفته‌گی در گستره وسیعی از حدود ۱ mm تا ۱۰۰ m متغیر است. مقایسه مقیاس طولی جریان (مثلاً شعاع لبه حمله ایرفویل) با مقیاس طولی ساختار آشفته‌ای که به آن برخورد می‌کند، تعیین خواهد کرد که آیا یک منبع صوت دو قطبی (فرکانس-پایین) از مرتبه M^6 به وجود می‌آید یا یک منبع نوفه چهار قطبی (فرکانس-بالا) از مرتبه M^5 [۱۵]. براساس تئوری آمیت [۷] و شکل بهبود یافته آن [۹]، نوفه جریان آشفته ورودی به صورت زیر قابل پیش‌بینی است:

$$SPL_{inflow} = SPL_{inflow}^H + 10 \times \log\left(\frac{LFC}{1 + LFC}\right) \quad (2)$$

$$SPL = 10 \times \log\left(\frac{I}{I_{ref}}\right) \quad (1)$$

$$= 20 \times \log\left(\frac{p}{p_{ref}}\right)$$

که برابر است با لگاریتم نسبت شدت صوت (یا مربعات فشار متوسط) به مقادیر مرجع که با اندیس *ref* مشخص شده است. واحد تراز فشاری صوت برابر با دسی بل *dB* بوده و مقدار مرجع جذر مربعات فشار متوسط برابر $20 \mu Pa$ است. براکس و همکارانش^{۱۸} [۱۴] با استفاده از قیاس $FW-H^{19}$ برای هر یک از منابع شش‌گانه نوفه یک رابطه مهندسی و محدوده SPL استخراج کرده‌اند که در نهایت تراز فشاری صوت را با استفاده از دو عبارت بیان می‌کنند: عبارت اول شامل یک رابطه مرتبط با هندسه و مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل است که در همه ترازهای فشاری صادق است، ولی عبارت دوم در طیف تراز فشاری بین ۲۰ Hz تا ۲۰ kHz کار می‌کند.

در مقاله حاضر، ابتدا در بخش ۲ به معرفی روش‌های مهندسی برای شبیه‌سازی نوفه حاصل از منابع شش‌گانه پرداخته می‌شود. با توجه به اینکه منبع اصلی نوفه در اجسام پرنده نیز اندرکنش جریان آشفته‌گذرنده از سطح آنها است، روش‌های مهندسی دقت و کارایی خوبی برای پیش‌بینی مشخصات ایروآکوستیکی خواهند داشت. لازم به یادآوری است که برای جلوگیری از پیچیدگی بیش از حد روابط، جزئیات ضرایب مورد استفاده در آنها آورده نشده است. بدیهی است که خواننده می‌تواند این ضرایب را از مراجع ارائه شده برای هر رابطه استخراج کند. با توسعه حل‌گر براساس روابط ارائه شده در بخش ۲، تخمین نوفه برای دو هندسه مختلف از بال‌های شبه سه بعدی با مقاطع ایرفویل‌های NACA0012 و S822 انجام شده و نتایج حاصل از آن در بخش ۳ آورده شده است.

$$l = 25z^{0.35}z_0^{-0.063} \quad (7)$$

مقدار زبری سطح Z_0 براساس نوع منطقه و پوشش سطح زمین مطابق جدول ۱ مقداردهی می‌شود [۱۱]:

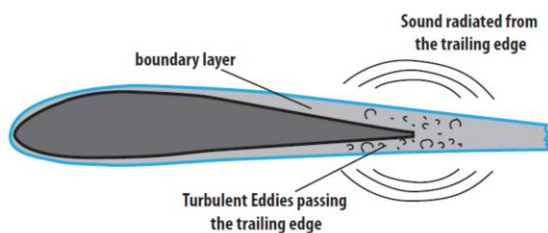
جدول ۱. مقدار زبری سطح Z_0 برای محاسبه نوفه جریان آشفته

ورودی

مقدار زبری سطح (m)	نوع سطح زمین
۰/۰۰۰۱	آب، برف و شن
۰/۰۱	زمین هموار، خاک صاف و علفزار
۰/۰۵	زمین کشاورزی کاشته شده
۰/۳	شهر، جنگل و زمین‌های با درخت و بوته زیاد

۲-۲. نوفه لایه مرزی آشفته لبه فرار (TBL-TE)

یکی از منابع اصلی نوفه روی یک ایرفویل، اندرکنش لایه مرزی آشفته با لبه فرار است که به‌طور خاص در جریان‌های با اعداد رینولدز بالا اتفاق می‌افتد و شکل ۲ آن را نشان می‌دهد. صوت این نوفه به‌صورت فش^{۲۲} به گوش می‌رسد که حداکثر فرکانس آن از مرتبه ۱۵۰۰-۵۰۰ Hz است.



شکل ۲. شماتیک مکانیسم تولید نوفه TBL-TE

نوفه TBL-TE در هر دو سطح فشار و مکش ایرفویل می‌تواند ایجاد شود که برای سطح فشار، تراز فشاری نوفه به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$SPL_{inflow}^H = 10 \times \log \left(\frac{\rho_0^2 c_0^2 l L}{2r_e^2} M^3 u^2 I^2 \right) \quad (3)$$

$$\frac{K^3}{(1 + K^2)^{7/3} \bar{D}_L} + 58.4 \quad (4)$$

$$LFC = 10 \times S^2 M K^2 \beta^{-2} \quad (4)$$

$$S^2 = \left(\frac{2\pi K}{\beta^2} + (1 + 2.4 \frac{K}{\beta^2})^{-1} \right)^{-1} \quad (5)$$

که در آنها، ρ_0 چگالی هوا (kg/m^3)، c_0 سرعت صوت (m/s)، l مقیاس طولی آشفته‌گی (m)، L فاصله محل اندازه‌گیری نوفه از منبع، u سرعت متوسط جریان هوا (m/s)، I شدت آشفته‌گی (%)، \bar{D}_L تابع جهت فرکانس-پایین، LFC ضریب تصحیح فرکانس-پایین، S تابع Sears تراکم‌پذیری و $\beta^2 = 1 - M^2$ است. همچنین، $K = \pi f c / U$ عدد موج موضعی است که در آن f فرکانس (Hz)، c طول وتر ایرفویل (m) و U سرعت موضعی جریان روی ایرفویل (m/s) هستند.

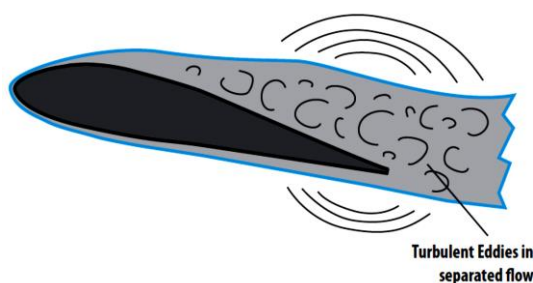
توجه به این نکته ضروری است که براساس این روابط، مقدار پیش‌بینی شده برای شدت نوفه جریان آشفته ورودی به مقدار مقیاس طولی آشفته‌گی بستگی دارد که باید با توجه به مقیاس طولی و شدت آشفته‌گی جریان در محل به دقت انتخاب شود. شدت آشفته‌گی را می‌توان براساس رابطه ارائه شده توسط اسنایدر^{۲۱} [۱۶] براساس ارتفاع از سطح زمین Z و زبری سطح Z_0 محاسبه کرد:

$$I = \gamma \frac{\ln(30/z_0)}{\ln(z/z_0)} \quad (6)$$

که در آن، رابطه توانی ضریب γ به‌صورت $\gamma = 0.24 + 0.096 \log_{10} z_0 + 0.016 (\log_{10} z_0)^2$ محاسبه می‌شود [۱۷]. به همین ترتیب، مقیاس طولی آشفته‌گی نیز به‌صورت رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$SPL_p = 10 \times \log \left(\frac{\delta_p^* M^5 L \bar{D}_H}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_p}{St_1} \right) + (K_1 - 3) + \Delta K_1 \quad (8)$$

به شدت ناپایا می‌شود. فروریزش گردابه‌ها به پایین دست جریان سبب تولید نوفه می‌شود که در فرکانس‌های نسبتاً پایین به گوش می‌رسد. این مورد در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳. شماتیک مکانیسم تولید نوفه TBL-SS

رابطه تخمین تراز فشاری نوفه حاصل از واماندگی جریان SPL_α با استفاده از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$SPL_\alpha = 10 \times \log \left(\frac{\delta_s^* M^5 L \bar{D}_H}{r_e^2} \right) + B \left(\frac{St_s}{St_2} \right) + K_2 \quad (10)$$

که در آن، K_2 یک ضریب مرتبط با دامنه نوسان [۱۸] و:

$$St_2 = St_1 \times \begin{cases} 1 & \alpha_* < 1.33 \\ 10^{0.0054(\alpha_* - 1.33)^2} & 1.33 \leq \alpha_* \leq 12.5 \\ 4.72 & \alpha_* > 12.5 \end{cases} \quad (11)$$

اعداد رینولدز بالا که بخش زیادی از جریان روی سطح ایرفویل آشفته است، این نوع نوفه اهمیت چندانی ندارد.

که در آن، اندیس p پارامترهای مرتبط با سطح فشار یک بال را مشخص می‌کند. $\delta^* = fun.(\alpha, Re_c)$ ضخامت جابه‌جایی لایه مرزی (m) است که با توجه به مقدار زاویه حمله (deg) و عدد رینولدز محاسبه شده براساس طول وتر ایرفویل به دست می‌آید. متغیرهای دیگر در این رابطه شامل L (m) طول بال، \bar{D}_H تابع جهت، r_e فاصله طولی ناظر و A ضریب هندسی طیفی مرتبط با عدد استروهال $St = f \delta^* / U$ است. سه ضریب دیگر نیز شامل $St_1 = \Delta K_1 = 0.02M^{-0.6}$ و $K_1 = K_1(Re_c)$ هستند. تقریباً رابطه مشابهی نیز برای تعیین تراز فشاری صوت SPL در سطح مکش ایرفویل استفاده می‌شود:

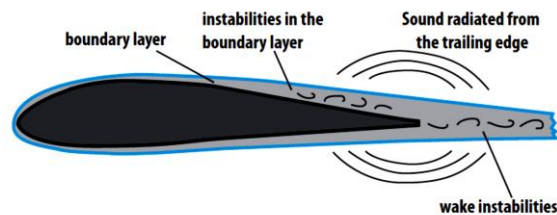
$$SPL_s = 10 \times \log \left(\frac{\delta_s^* M^5 L \bar{D}_H}{r_e^2} \right) + A \left(\frac{St_s}{St_1} \right) + (K_1 - 3) \quad (9)$$

۲-۳. نوفه جدایش جریان وامانده (TBL-SS)

با افزایش زاویه حمله، جریان دچار واماندگی شده و جدایش آن روی سطح ایرفویل سبب شکل‌گیری ناحیه گردابه‌ای و

۲-۴. نوفه فروریزش گردابه حاصل از لایه مرزی آرام (LBL-VS)

همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود نوفه LBL-VS به دلیل اندرکنش ناپایداری‌های لایه مرزی آرام با گردابه‌های فروریزش‌شده در لبه فرار به وجود می‌آیند. در



شکل ۴. شماتیک مکانیسم تولید نوفه LBL-VS

تراز فشاری نوفه LBL-VS به صورت تابعی از ضخامت

لایه مرزی در سطح فشار ایرفویل δ_p براساس رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$SPL_{LBL-VS} = 10 \times \log \left(\frac{\delta_p M^5 L \bar{D}_H}{r_e^2} \right) + G_1 \left(\frac{St'}{St'_{peak}} \right) + G_2 \left(\frac{Re_c}{(Re_c)_0} \right) + G_3(\alpha) \quad (12)$$

برای جریان آرام (لایه مرزی بلازیوس^{۳۳}) مقدار $H = 2.59$ و برای لایه مرزی آشفته مقدار آن بین $H = 1.3 - 1.4$ انتخاب می‌شود.

که در آن، G_1 ، G_2 و G_3 توابع شکل طیفی هستند [۱۸] و عدد استروهال St' براساس δ_p تعیین می‌شود، $St' = f \delta_p / U$ و:

$$St'_{peak} = St'_1 \times 10^{-0.04\alpha_*} \quad (13)$$

که در آن،

$$St'_1 = \begin{cases} 0.018 & Re_c < 1.3 \times 10^5 \\ 0.001756 Re_c^{0.3931} & 1.3 \times 10^5 \leq Re_c \leq 4.0 \times 10^5 \\ 0.28 & Re_c > 4.0 \times 10^5 \end{cases} \quad (14)$$

در محاسبات انجام شده براساس تئوری لایه مرزی، مقدار ضخامت لایه مرزی δ به صورت زیر قابل بیان است [۱۸]:

$$\delta = \theta \left(3.15 + \frac{1.72}{H_k - 1} \right) + \delta^* \quad (15)$$

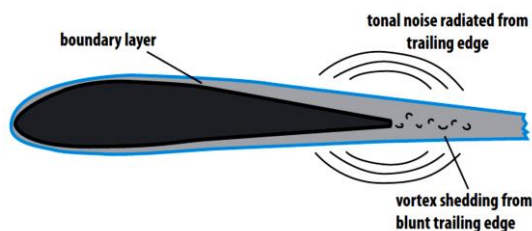
که در آن، θ ضخامت مومتم لایه مرزی و H_k ضریبی براساس عدد ماخ جریان و پارامتر هندسی لایه مرزی H است که به صورت زیر تعیین می‌شود [۱۹]:

$$H_k = \frac{H - 0.290M^2}{1 + 0.113M^2} \quad (16)$$

۲-۵. نوفه فروریزش گردابه حاصل از لبه فرار

پخ شده (TEB-VS)

فروریزش گردابه‌های وان-کارمن^{۳۴} از لبه فرار پخ شده ایرفویل سبب ایجاد نوفه می‌شوند که علت آن ایجاد نوسانات فشاری حاصل از دینامیک ساختارهای منسجم گردابه‌ای است که در شکل ۵ مشاهده می‌شود. این مکانیسم نوفه به شدت به جزئیات هندسی، ضخامت و زاویه لبه فرار ایرفویل بستگی دارد، به طوری که دامنه نسبی ارتعاشات می‌تواند با تغییر هندسه لبه فرار بین ۱ تا ۳۶۰٪ تغییر کند [۲۰]. بنابراین، در طراحی و ساخت بال، تا آنجا که امکانات ساخت اجازه می‌دهد، باید ضخامت لبه فرار به حداقل برسد تا تولید نوفه TEB-VS به حداقل برسد.



می شود:

$$SPL_{TEB-VS} = 10 \times \log \left(\frac{\delta_p^* M^5 L \bar{D}_H}{r_e^2} \right) + G_4 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \Psi \right) + G_5 \left(\frac{h}{\delta_{avg}^*}, \Psi, \frac{St''}{St''_{peak}} \right) + G_3(\alpha) \quad (17)$$

عدد حداکثر استروهال St''_{peak} نیز تابعی از نسبت ضخامت لبه فرار به ضخامت لایه مرزی h/δ^* و زاویه لبه فرار Ψ است:

که در آن، G_4 حداکثر مقدار طیفی، G_5 تابع برآزش منحنی طیفی [۱۸]، $\delta_{avg}^* = (\delta_p^* + \delta_s^*)/2$ متوسط ضخامت جابه جایی لایه مرزی بوده و عدد استروهال براساس ضخامت لبه فرار تعیین می شود، $St'' = fh/U$.

$$St''_{peak} = \begin{cases} \frac{0.212 - 0.0045\Psi}{1 + 0.235(h/\delta_{avg}^*)^{-1} - 0.0132(h/\delta_{avg}^*)^{-2}} & 0.2 \leq h/\delta_{avg}^* \\ 0.1(h/\delta_{avg}^*) + 0.095 - 0.00243\Psi & 0.2 > h/\delta_{avg}^* \end{cases} \quad (18)$$

و پایین تیغه و تشکیل جریان از سطح فشار (پایین) به سمت سطح مکش (بالا) در نوک پره ایجاد می شوند که در شکل دیده می شود. شدت نوفه گردابه نوک به هندسه نوک پره بستگی دارد و با استفاده از مکانیسم های کنترل گردابه نوک (مانند بالچه^{۲۵})، می توان نوفه گردابه نوک را نیز کنترل کرد.

تابع G_4 حداکثر سطح طیف نوفه را مشخص می کند:

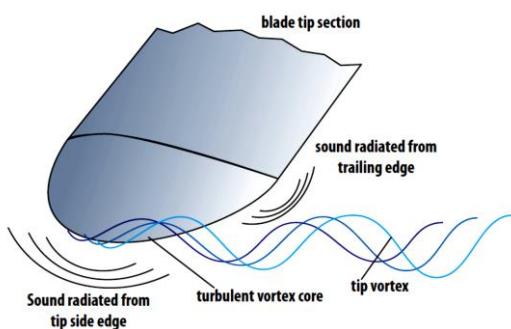
$$G_4(h/\delta_{avg}^*, \Psi) = \begin{cases} 17.5 \times h/\delta_{avg}^* + 157.5 - 1.114\Psi & 5 \geq h/\delta_{avg}^* \\ 169.7 - 1.114\Psi & 5 < h/\delta_{avg}^* \end{cases} \quad (19)$$

و تابع G_5 برای برآزش طیفی منحنی و میان یابی بین $\Psi = 0^\circ$ و $\Psi = 14^\circ$ به صورت زیر تعیین می شود:

$$G_5(h/\delta_{avg}^*, \Psi, \frac{St''}{St''_{peak}}) = (G_5)_{\Psi=0^\circ} + 0.0714\Psi[(G_5)_{\Psi=14^\circ} - (G_5)_{\Psi=0^\circ}] \quad (20)$$

۶-۲. نوفه گردابه نوک (TBL-TP)

نوفه گردابه نوک به دلیل اندرکنش بین گردابه های تشکیل شده در نوک یک تیغه ملخ گردان با سطح پره به وجود می آید. این گردابه ها به دلیل اختلاف فشار بین سطوح بالا



شکل ۶. شماتیک مکانیسم تولید نوفه TBL-TP

رابطه تراز فشار نوفه گردابه نوک به صورت زیر بیان می شود:

$$SPL_{Tip} = 10 \times \log \left(\frac{M^5 M_{max}^5 l^2 \bar{D}_H}{r_e^2} \right) - 30.5(\log St''' + 0.3)^2 + 126 \quad (21)$$

که در آن، $M_{max} = fun(\alpha_{tip})$ حداکثر عدد ماخ در ناحیه جدایش جریان در نوک پره و α_{tip} مقدار زاویه حمله در آن شرایط است. به همین ترتیب، عدد استروهل برابر در آن شرایط $St''' = fl/U_{max}$ و $l = fun(\alpha_{tip})$ مقدار طول ناحیه جدایش جریان در نوک در راستای طول پره است که به هندسه نوک پره (گرد یا صاف بودن) و توزیع نیروی برآ در راستای طول پره بستگی دارد. برای نوک پره گرد، مقدار بی بعد l برابر $l/c \approx 0.008\alpha_{tip}$ و برای نوک صاف به صورت زیر تخمین زده می شود:

$$l/c = \begin{cases} 0.0230 + 0.0169\alpha'_{tip} & 0^\circ \leq \alpha'_{tip} \leq 2^\circ \\ 0.0378 + 0.0095\alpha'_{tip} & 2^\circ < \alpha'_{tip} \end{cases} \quad (22)$$

در این روابط، α'_{tip} مقدار بازنویسی شده زاویه حمله به صورت رابطه زیر است:

$$\alpha'_{tip} = \left[\left(\frac{\partial L'/\partial y}{(\partial L'/\partial y)_{ref}} \right)_{y \rightarrow tip} \right] \alpha_{tip} \quad (23)$$

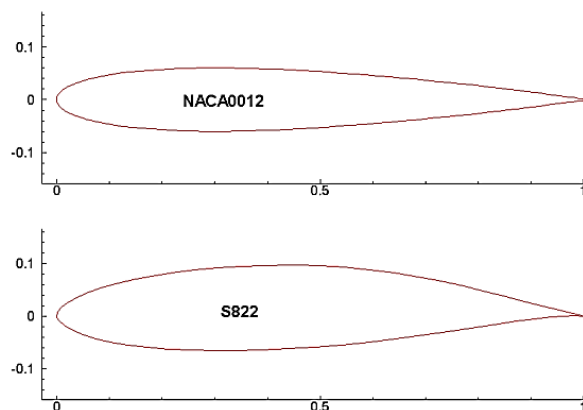
که در آن، L' مقدار برآ بر واحد طول پره، y راستای طول پره، و M_{max} و U_{max} از روابط زیر محاسبه می شوند:

$$\frac{M_{max}}{M} = 1 + 0.036\alpha_{tip} \quad (24)$$

$$U_{max} = c_0 M_{max} \quad (25)$$

۳. نتایج و بحث

در این بخش یک حل گر عددی براساس روش های تئوری ارائه شده برای تحلیل نوفه توسعه داده شده و نتایج حاصل از آن برای هندسه های دوبعدی ایرفویل اعتبارسنجی شده است. جهت اعتبارسنجی حل گر مدل سازی نوفه برای هندسه های دوبعدی، جریان حول دو بال شبه سه بعدی با سطح مقطع ایرفویل های NACA0012 و S822 قابل مشاهده در شکل ۷ با مشخصات مشابه جدول ۲ و ۳ مورد بررسی قرار گرفته است.



شکل ۴. هندسه دو ایرفویل NACA0012 و S822 برای مطالعه ایروآکوستیک دوبعدی

جدول ۲. مشخصات هندسی و جریان حول بال شبه سه بعدی با ایرفویل NACA0012

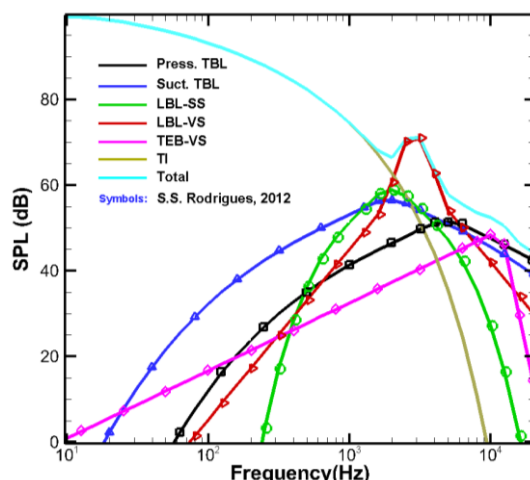
مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
۱۵/۷	شدت آشفتگی (%)	۰/۳۰۴۸	طول وتر (m)
۶۹/۸	مقیاس طولی آشفتگی (m)	۰/۲۲۸۶	طول بال (m)
۰/۰۳۴	ضخامت در ۱٪ وتر	۷۱/۳	سرعت جریان (m/s)
۰/۰۹۳	ضخامت در ۱۰٪ وتر	۴/۰	زاویه حمله (°)
۱/۲۲	فاصله محل ناظر (m)	۰/۰۰۰۵۰	ضخامت لبه فرار (m)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای طول بال (°)	۲۰/۰	زاویه لبه فرار (°)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای وتر بال (°)	۳۴۰/۴۶	سرعت صوت (m/s)
۱/۲۲۵	چگالی هوا (kg/m ³)	۰/۰۰۰۰۱۴۵۲۹	لزجت سینماتیکی (m ² /s)

جدول ۳. مشخصات هندسی و جریان حول بال شبه سه بعدی با ایرفویل S822

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
۹	شدت آشفتگی (%)	۰/۲۲۸۶	طول وتر (m)
۰/۰۶	مقیاس طولی آشفتگی (m)	۰/۵۰۹	طول بال (m)
۰/۰۳۰	ضخامت در ۱٪ وتر	۲۲/۴-۶۳/۹	سرعت جریان (m/s)
۰/۱۰۶	ضخامت در ۱۰٪ وتر	۴/۴	زاویه حمله (°)
۱/۲۲	فاصله محل ناظر (m)	۰/۰۰۰۲۵	ضخامت لبه فرار (m)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای طول بال (°)	۶/۰	زاویه لبه فرار (°)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای وتر بال (°)	۳۴۰/۴۶	سرعت صوت (m/s)
۱/۲۲۵	چگالی هوا (kg/m ³)	۰/۰۰۰۰۱۴۵۲۹	لزجت سینماتیکی (m ² /s)

این مقایسه نشان می‌دهد که نوفه این هندسه در فرکانس‌های پایین بیشتر از نوفه جریان آشفتنه ورودی (TI) تأثیر گرفته و در فرکانس‌های بالا نوفه جدایش لایه مرزی آرام غالب است. این مکانیسم به نوفه لبه فرار و امواج آکوستیکی حاصل از ناپایداری‌های تولمن-شیلپختینگ^{۲۶} مرتبط است که در ابتدای لایه مرزی آرام شکل می‌گیرند. فرکانس حداکثر نوفه LBL-VS با افزایش سرعت جریان ورودی افزایش یافته و مقدار تراز فشاری آن با کاهش زاویه حمله کاهش می‌یابد که در شکل ۹ مشاهده می‌شود.

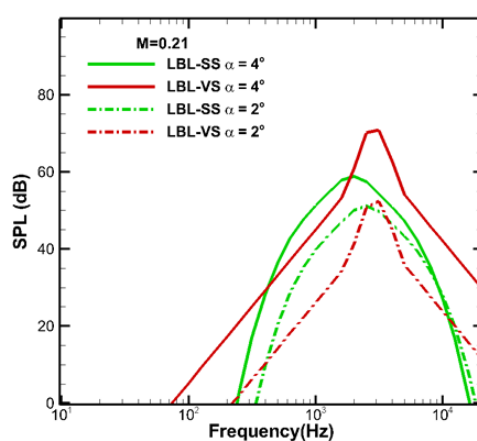
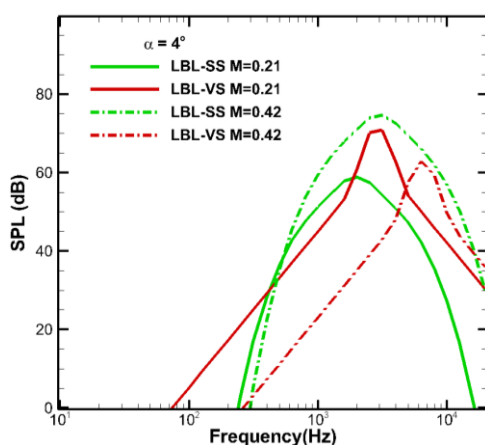
در مطالعه بال با سطح مقطع ایرفویل NACA0012، طیف فرکانسی نوفه حاصل از جریان آشفتنه با $Re = 1.8 \times 10^6$ برای بال با زاویه حمله $\alpha = 4^\circ$ و در فاصله $L = 1.22 m$ از لبه فرار آن مدل‌سازی شده و نتایج حاصل از حل حاضر با نتایج مرجع [۲۱] مقایسه شده است. همان‌طور که در شکل ۸ نشان داده شده، نتایج الگوریتم توسعه داده شده در طرح حاضر در مقایسه با داده‌های موجود از دقت خوبی برخوردار هستند.



شکل ۸. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه یک بال شبه سه بعدی NACA0012 با نتایج مدل‌سازی عددی [۲۱].

مقایسه SPL حاصل از سایر منابع نوفه برای این ایرفویل براساس فرکانس در دو عدد ماخ $M = 0.066$ و 0.186 در شکل ۱۱ ارائه شده است. این مقایسه نشان می‌دهد که افزایش سرعت جریان سبب افزایش شدت نوفه همچنین باعث افزایش فرکانس نقطه حداکثر تراز فشاری صوت شده است. بنابراین، براساس شرایط عملکردی هر ایرفویل باید هندسه‌ای انتخاب شود که در آن شرایط جریان حداقل نوفه را داشته باشد.

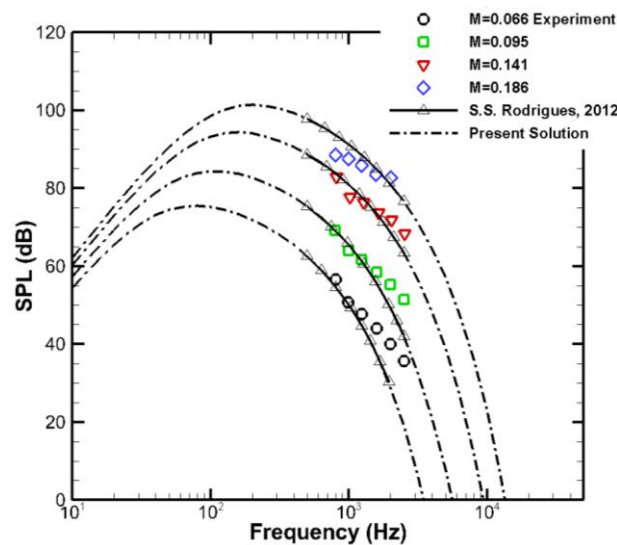
مطالعه مشابهی برای ایرفویل S822 در اعداد ماخ مختلف انجام شده و نتایج حاصل از الگوریتم حاضر برای نوفه حاصل از جریان آشفته ورودی با داده‌های تجربی [۲۲] و نتایج مدل‌سازی عددی [۲۱] مقایسه شده است که در شکل ۱۰ دیده می‌شود. این مقایسه نشان می‌دهد که نتایج حل حاضر با نتایج مدل‌سازی موجود کاملاً منطبق هستند و هر دوی آنها تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارند. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود، با افزایش عدد ماخ جریان ورودی، شدت نوفه ایرفویل S822 افزایش یافته است.



شکل ۹. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه لایه مرزی آرام یک بال شبه سه بعدی NACA0012 در دو عدد ماخ و دو زاویه حمله مختلف.

به همین منظور، یک مقایسه‌ای بین نوفه دو ایرفویل NACA0012 و S822 در یک شرایط جریان مشخص مشابه جدول ۴ با استفاده از حل‌گر حاضر انجام شده که نتایج آن در شکل ۶ آورده شده است. همان‌طور که در این شکل مشهود است، تفاوت هندسی این دو ایرفویل در توزیع ضخامت (ضخامت در ۱٪ و ۱۰٪ وتر)، همچنین به دلیل اختلاف زاویه لبه فرار آنها سبب شده تا طیف فرکانس

آکوستیکی حاصل از نوفه جریان آشفته ورودی TI و نوفه فروریزش گردابه حاصل از لبه فرار پخ شده TEB-VS، متفاوت باشند. طیف فرکانس آکوستیکی حاصل از سایر منابع نوفه در این دو هندسه برای شرایط مشابه جریان تقریباً برابر هستند. این مطالعه تأیید می‌کند که جریان آشفته ورودی و لبه فرار ایرفویل تأثیر بسیار زیادی بر ایرآکوستیک دارند.



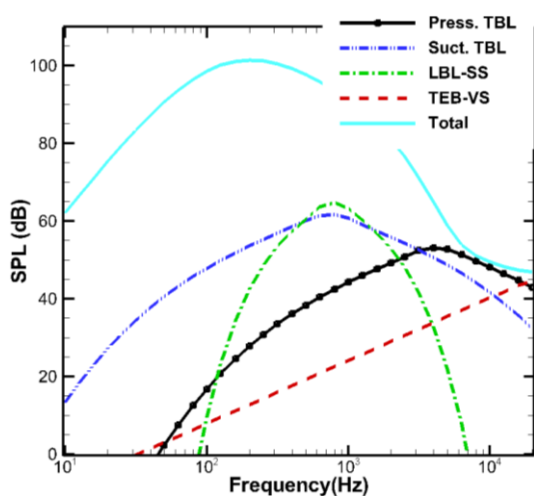
شکل ۱۰. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه جریان آشفته ورودی یک بال شبه سه بعدی S822 با داده‌های تجربی [۲۲] و نتایج مدل‌سازی عددی [۲۱].

برای بررسی تأثیر ضخامت لبه فرار بر نوفه یک ایرفویل، طیف فرکانس آکوستیکی نوفه فروریزش گردابه حاصل از لبه فرار پخ شده EB-VS ایرفویل S822 در سه ضخامت مختلف بررسی شده و نتایج آن در شکل ۱۳ آورده شده است. در این مطالعه، نوفه حاصل از عبور جریان آشفته با $Re = 1.8 \times 10^6$ و $M = 0.21$ برای بال با زاویه حمله $\alpha = 4^\circ$ و در فاصله $L = 1.22 m$ از لبه فرار آن مدل‌سازی شده است. ضخامت لبه فرار ایرفویل به

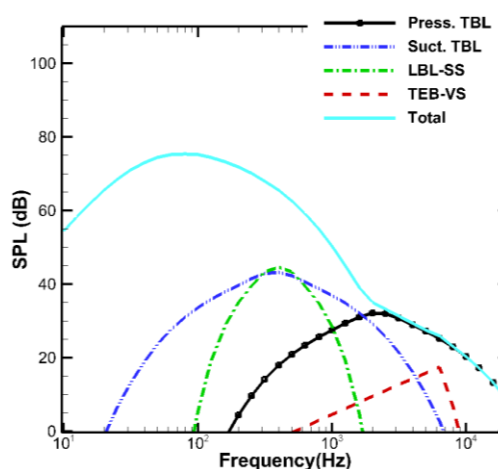
ترتیب برابر $0.25 mm$ ، $0.50 mm$ و $0.75 mm$ در نظر گرفته شده که لبه سطح بالا و پایین آن با زاویه 6° درجه به هم رسیده‌اند. این مطالعه نشان می‌دهد که تغییر ضخامت لبه فرار ایرفویل فقط بر طیف فرکانسی نوفه TEB-VS مؤثر است که در نهایت، تراز فشاری نوفه کل هندسه را در فرکانس‌های بالای $10 kHz$ تحت تأثیر قرار می‌دهد.

جدول ۴. مشخصات هندسی و جریان حول بال شبه سه بعدی با دو ایرفویل NACA0012 و S822

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
۱۵/۷	شدت آشفتگی (%)	۰/۳۰۴۸	طول وتر (m)
۶۹/۸	مقیاس طولی آشفتگی (m)	۰/۲۲۸۶	طول بال (m)
۱/۲۲	فاصله محل ناظر (m)	۷۱/۳	سرعت جریان (m/s)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای طول بال (°)	۴/۰	زاویه حمله (°)
۹۰	زاویه محل ناظر در راستای وتر بال (°)	۰/۰۰۰۵۰	ضخامت لبه فرار (m)
۱/۲۲۵	چگالی هوا (kg/m ³)	۳۴۰/۴۶	سرعت صوت (m/s)

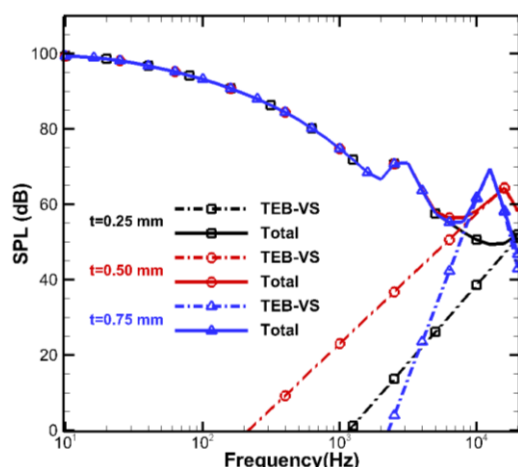


$$M = 0.186$$

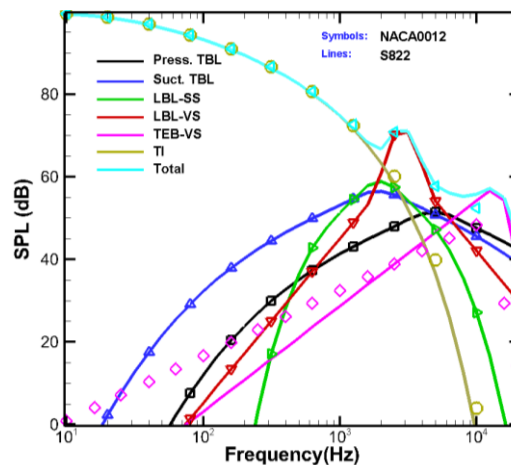


$$M = 0.066$$

شکل ۱۵. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه یک بال شبه سه بعدی S822 در دو عدد ماخ مختلف



شکل ۱۳. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه فروریزش گردابه حاصل از لبه فرار پخ شده TE-VS برای بال شبه سه بعدی با ایرفویل S822 به ازای ضخامت‌های مختلف برای لبه فرار



شکل ۱۶. مقایسه حل حاضر برای طیف فرکانسی نوفه دو بال شبه سه بعدی با ایرفویل‌های NACA0012 و S822 در شرایط مشابه جریان

۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق، روش‌های تئوری برای محاسبه نوفه حول اجسام دوبعدی/ شبه سه بعدی با هدف مدل‌سازی نوفه در جریان‌های آیرودینامیکی مورد بررسی قرار گرفت. برای توسعه حل‌گر مورد نظر، ۶ منبع نوفه مختلف در نظر گرفته شد. نتایج به دست آمده از حل‌گر حاضر برای شبیه‌سازی و تحلیل نوفه حول بال‌های شبه سه بعدی با دو هندسه ایرفویل NACA0012 و S822 و مقایسه آنها با نتایج تجربی و عددی نشان داد که الگوریتم مورد استفاده در این تحقیق به خوبی قابلیت تعیین مشخصات آیرواکوستیکی را در هندسه‌های دوبعدی دارا هستند.

۶. مأخذ

تعمیم این الگوریتم برای تخمین نوفه جریان حول هندسه‌های سه بعدی در حال انجام است که در مقاله آتی به آن پرداخته می‌شود.

۵. قدردانی

این تحقیق با حمایت مالی صندوق حمایت از پژوهشگران و فناوران کشور در قالب طرح شماره ۹۶۰۱۰۲۵۶ انجام شده است.

همچنین، نویسنده مقاله از حمایت سخت‌افزاری دانشگاه شهید بهشتی تقدیر می‌کند.

- [1] Tam, Christopher K.W., "Computational aeroacoustics: An overview of computational challenges and applications", *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2004, Vol.18, no.6, pp.547-567.
- [2] Larsson, Johan, Lars Davidson, Magnus Olsson, and Lars-Erik Eriksson, "Aeroacoustic investigation of an open cavity at low Mach number", *AIAA journal*, 2004, Vol.42, no.12, pp.2462-2473.
- [3] Tsai, Chien-Hsiung, Lung-Ming Fu, Chang-Hsien Tai, Yen-Loung Huang, and Jik-Chang Leong, "Computational aero-acoustic analysis of a passenger car with a rear spoiler", *Applied Mathematical Modelling*, 2009, Vol.33, no.9, pp.3661-3673.
- [4] Ask, Jonas, and Lars Davidson, "Flow and dipole source evaluation of a generic SUV", *Journal of Fluids Engineering*, 2010, Vol.132, no.5.
- [5] Howe, Michael S., "Aerodynamic noise of a serrated trailing edge", *Journal of Fluids and Structures*, 1991, Vol.5, no.1, pp.33-45.
- [6] Lighthill, Michael James, "On sound generated aerodynamically I. General theory", *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences* 1952, Vol.211, no.1107, pp.564-587.
- [7] Amiet, Roy K., "Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent stream", *Journal of Sound and vibration*, 1975, Vol.41, no.4, pp.407-420.
- [8] Amiet, Roy K., "Noise due to turbulent flow past a trailing edge", *Journal of sound and vibration*, 1976, Vol.47, no.3, pp.387-393.
- [9] Lawson, Martin V., "A new prediction model for wind turbine noise", In *International Conference on Renewable Energy-Clean Power 2001*, 1993, pp.177-182, IET, 1993.
- [10] G. Guidati, "Berechnung und Verminderung von Strömungsgeräuschen an Profilen," PhD, Institute of Aerodynamics and Gasdynamics, University of Stuttgart, 2003.
- [11] Moriarty, Patrick, Gianfranco Guidati, and Paul Migliore, "Prediction of turbulent inflow and trailing-edge noise for wind turbines", In *11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2005, p.2881.
- [12] Blandeau, Vincent P., and Phillip F. Joseph, "Validity of Amiet's model for propeller trailing-edge noise", *AIAA journal*, 2011, Vol.49, no.5, pp.1057-1066.
- [13] Gill, James R., Xin Zhang, and Phillip Joseph, "Effects of real airfoil geometry on leading edge gust interaction noise", In *19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2013, p. 2203.

- [14] Brooks, Thomas F., D. Stuart Pope, and Michael A. Marcolini, *Airfoil self-noise and prediction*, Vol.1218. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1989.
- [15] Wagner, S., R. Bareiss, and G. Guidati, "*Wind Turbine Noise*", Springer, New York, 1996.
- [16] Snyder, William H., "*Guideline for fluid modeling of atmospheric diffusion*", Vol. 81, no.9. Environmental Sciences Research Laboratory, Office of Research and Development, US Environmental Protection Agency, 1981.
- [17] Counihan, J. O., "Adiabatic atmospheric boundary layers: a review and analysis of data from the period 1880–1972", *Atmospheric Environment*, 1975, Vol.9, no.10, pp.871-905.
- [18] Drela, Mark, and Michael B. Giles, "Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils", *AIAA journal* 1987, Vol.25, no.10, pp.1347-1355.
- [19] WHITFIELD, DL., "Integral solution of compressible turbulent boundary layers using improved velocity profiles, [Final Report, Mar.- Nov. 1977]", 1978.
- [20] Blake, William K., "Mechanics of flow-induced sound and vibration. Volume 1 General concepts and elementary source. Volume 2-Complex flow-structure interactions", *Aplikace Matematiky, Applied Mathematics*, Vol.1, 1986.
- [21] Rodrigues, Simao Santos, "*Aeroacoustic optimization of wind turbine blades*", PhD diss., MSc Thesis, Instituto Superior Tecnico, Lisboa, 2012.
- [22] Migliore, Paul, and Stefan Oerlemans, "Wind tunnel aeroacoustic tests of six airfoils for use on small wind turbines", *J. Sol. Energy Eng.*, 2004, Vol.126, no.4, pp.974-985.

پی نوشت:

1. Noise
2. Computational Aeroacoustics (CAA) methods
3. Direct Numerical Simulation
4. Large Eddy Simulation
5. Howe
6. Lighthill
7. Vorticity
8. Turbulence intensity
9. Turbulence length scale
10. Amiet
11. Turbulence Inflow Noise
12. Turbulent Boundary Layer Trailing Edge Noise
13. Separation Stall Noise
14. Laminar Boundary Layer Vortex Shedding Noise
15. Trailing Edge Bluntness Vortex Shedding Noise
16. Tip Vortex Formation Noise
17. Sound Pressure Level (SPL)
18. Brooks & et al
19. The Ffowcs Williams and Hawkings Model
20. Bouyancy effects
21. Snyder
22. Swishing sound
23. Blasius boundary layer
24. van Karman
25. Winglet
26. Tollmien-Schlichting instability