

مدل‌سازی بارگذاری اغتشاشی ناشی از پدیده بافتینگ و محاسبه نیرو و

گشتاور خمشی حاصل بر پیکره حامل

محمد مهدی محمدی ^۱	حمید موسی زاده ^۲	حسین جمشیدی ^۳ و سید محمد هاشمی نژاد ^۴
دانشکده مهندسی مکانیک	دانشکده مهندسی هوافضا	دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه علم و صنعت ایران	دانشگاه تربیت مدرس	دانشگاه علم و صنعت ایران
(تاریخ دریافت: ۹۳/۴/۸؛ تاریخ پذیرش: ۹۳/۹/۱۰)		

چکیده

بافتینگ به ناپایداری آیرولاستیک فرکانس بالایی گفته می‌شود که در سرعت‌های گذر صوتی روی می‌دهد. هدف اصلی مقاله حاضر ارائه روشی جهت تعیین بارگذاری ناشی از این پدیده بر بدنه حامل می‌باشد. برای این منظور، ابتدا با اعمال تبدیل فوریه، معادلات ارتعاشی حامل به حوزه فرکانس برده شده است. سپس، هندسه حامل و نوع جریان اطراف آن مشخص شده است. در ادامه، برای هر کدام از این جریان‌ها روابطی جهت پیش‌بینی چگالی طیف توان بارگذاری خارجی ناشی از پدیده بافتینگ بر بدنه حامل با هندسه‌های مختلف، به کمک ترکیب روش‌های تجربی و آماری ارائه شده است. با تعیین بارگذاری بافتینگ اطراف حامل در حوزه فرکانس، گشتاور خمشی آیرولاستیک وارد بر بدنه حامل با در نظر گرفتن نوسانات دینامیکی بدنه و اعمال معکوس تبدیل فوریه تعیین شده است. جهت محاسبه این گشتاور نیاز به تعیین میرایی آیرودینامیکی می‌باشد که روابطی تجربی با فرض جریان شبه پایا برای آن ارائه شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که وقوع شوک در لحظه مشخصی از پرواز گشتاور خمشی زیادی بر بدنه حامل وارد می‌کند که از محاسبات استاتیکی بیشتر می‌باشد. بنابراین، بررسی پدیده بافتینگ جهت انجام پرتاب موفقیت‌آمیز کاملاً ضروری به نظر می‌رسد. روش ارائه شده در این تحقیق می‌تواند محدوده وسیعی از حامل‌ها را دربر گرفته و نیاز به انجام آزمایش‌های وقت‌گیر و هزینه بر را مرتفع سازد. صحت روابط و نمودارهای ارائه شده با نتایج تجربی منابع گوناگون تأیید شده است.

واژه‌های کلیدی: بارگذاری تصادفی، چگالی طیف توان، نوسانات آیرولاستیسیته، میرایی آیرودینامیکی

Modeling of Buffeting Fluctuating Loading and Computing the Resulting Force and Bending Moment of the Aircraft

M.M. Mohammadi	H. Mousazadeh	H. Jamshidi and S.M. Hasheminejad
Mechanical Engineering Department IUST University	Aerospace Engineering Department Tarbiat Modarres University	Mechanical Engineering Department IUST University

(Received: 29 June, 2014; Accepted: 1 December, 2014)

ABSTRACT

Buffeting is a high frequency aeroelastic instability that occurs in transonic speeds. The main objective of this paper is to present a method for determining the loading caused by this phenomenon on the body of the vehicle. For this, vibration equations are transformed into frequency domain. Then, the vehicle's geometry and the kind of flow around the vehicle have been identified and for each of these flows, formulations are presented to predict the power spectral density of the external loading due to the buffeting phenomena, using experimental and statistics methods. The applied aeroelastic moment on the vehicle was calculated by determining the buffeting loads around the vehicle in frequency domain. Aerodynamic damping, which is calculated using experimental relations and quasi-steady flow presumption, was used for this aim. The results show that shock wave can apply a huge torque on the body, which is more than that obtained by static calculations. Thus, investigation of buffeting phenomena is necessary to have a successful launch. The presented method could be used in a wide range of space vehicles without expensive experimental analysis. The results were verified by experimental data from other reliable resources.

Keywords: Stochastic Loading, Power Spectral Density, Aeroelastic Oscillations, Aerodynamic Damping

۱- دانشجوی دکتری: mohammadi_mm@iust.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری (نویسنده پاسخگو): hamid.moosazadeh@modares.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: jamshidi_h@alum.sharif.edu

۴- استاد: hashemi@iust.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

C_n	میرایی مودال، N.s/m
D	قطر حامل، m
l_n	طول مودال، m
m	جرم واحد طول، kg/m
M_n	جرم مودال، kg
q_n	مختصات تعمیم یافته
q_∞	فشار دینامیکی، N/m ²
Q_n	نیروی تعمیم یافته، N
R_e	عدد رینولدز
S	چگالی طیف توان
U_∞	مدول الاستیسیته، N/m ²
z_a	نوسان سازه، m
ϵ_0	محل محاسبه خمش، m
ζ	نسبت میرایی
η	شکل مود حامل، m
ρ	چگالی هوا، kg/m ³
ν	لزجت سینماتیکی m ² /s
$\bar{\sigma}_n$	خمش مودال، N.m
M_{rms}	میانگین مربعات خمش، N.m
M_∞	عدد ماخ
ω_n	فرکانس طبیعی

۱- مقدمه

بافتینگ به ناپایداری آیروالاستیک فرکانس بالایی گفته می‌شود که در سرعت‌های گذر صوتی روی می‌دهد. علت اصلی وقوع این پدیده جدایش جریان از سطح جسم پرنده بوده و جریان ناپایدار ایجاد شده منجر به بارگذاری نوسانی با ماهیت تصادفی می‌گردد. وجود بافتینگ وابستگی زیادی به هندسه جسم، عدد ماخ و فشار دینامیکی و زاویه حمله دارد [۱-۲]. این پدیده سامانه‌های حامل را دچار اختلال کرده و می‌تواند منجر به شکست پرتاب شود [۳-۴].

در طراحی اولیه سعی می‌شود اثر بارهای ناشی از بافتینگ با انتخاب هندسه یکنواخت حداقل شود. اگر این امر امکان پذیر نباشد باید اثر آن محاسبه و در طراحی سازه در نظر گرفته شود. تحقیقات بسیار زیادی در این زمینه صورت گرفته است. تاریخچه این تحقیقات به سال ۱۹۳۰ برمی‌گردد. روبرسون

[۵-۶] براساس نتایج متعدد آزمایشگاهی روشی برای پیش‌بینی انواع محیط‌های جریان ناپایدار فرمول‌بندی کرد. روش پیشنهادی وی جهت پیش‌بینی پدیده فشار نوسانی در پیکربندی‌های دو بعدی و متقارن محوری توسعه داده شده است. جنگ و همکاران [۷] مسئله بافتینگ را در یک پل معلق پایدار مورد بررسی قرار دادند. آنها مدل پل را به کمک نرم‌افزارهای اجزاء محدود به دست آورده و پاسخ پل را تحت بارهای ناشی از پدیده بافتینگ مورد مطالعه قرار دادند. لو [۸] پاسخ بافتینگ استوانه با مقطع مربعی با نرخ میرایی ثابت را براساس تئوری تداخل سیال- جامد شبیه‌سازی کرد. وانگ و همکاران [۹] کنترل پاسخ بافتینگ دنباله هواپیما به کمک عملگر پیزوالکتریک منحنی و به روش کنترل مود اصلی را به شیوه آزمایشگاهی مورد مطالعه قرار دادند. ونگ و همکاران [۱۰] براساس نتایج تست جاده مدل مرجع از روش حجم محدود جهت تحلیل خصوصیات بافتینگ پنجره‌های کناری خودرو استفاده کردند. همچنین آنها اثر چندین پارامتر را بر شدت و فرکانس بافتینگ مورد مطالعه قرار دادند. هی و یانگ [۱۱] بعد از بررسی مکانیزم ایجاد نویز ناشی از بافتینگ در وسایل نقلیه، خصوصیات بافتینگ خودروهای سدان تحت سرعت و شرایط کاری مختلف به وسیله تست تونل باد با ابعاد واقعی را بررسی کردند. یانگ و دانگ [۱۲] روش‌هایی را جهت پیش‌بینی شروع بافتینگ و مطالعه جریان حول یک ایرفویل در جریان گذر صوتی ارائه کردند. همچنین نتایج به دست آمده با نتایج تحلیل عددی جریان ناپایدار مقایسه شده و خواص جریان ناپایدار بافتینگ بررسی شده است. هو و آئو [۱۳] پاسخ زمانی یک پل معلق را شبیه‌سازی نموده و سپس به کمک تبدیل فوریه چگالی طیف توان پاسخ را به دست آوردند. مک مینوسکی و اندرسن [۱۴] براساس نتایج آزمایشگاهی مدلی را برای بررسی بافتینگ در تلسکوپ‌های بلند ارائه کردند. لی و همکاران [۱۵] مهم‌ترین فعالیت‌ها در زمینه شبیه‌سازی عددی پدیده بافتینگ به روش حجم محدود را در سال‌های اخیر مورد بررسی قرار دادند. چارلس و نیل [۱۶] رفتار حامل‌ها را هنگام ورود به ناحیه بافتینگ مورد بررسی قرار دادند. یک سری از مثال‌های عددی مربوط به پاسخ بافتینگ وسایل نقلیه نمایش داده شده و با پاسخ پروازی مورد نظر مقایسه شده‌اند.

به دلیل هزینه‌بر بودن و مشکلات متعدد اندازه‌گیری بارهای بافتینگ، بعضی از مراجع به ارائه روابطی جهت پیش‌بینی این نوع بارگذاری پرداخته‌اند [۵-۶]. چاری رامانی و همکاران [۱۷]

نوع جریان اطراف حامل مشخص گردیده و چگالی طیف توان فشار ایجاد شده در طول حامل تعیین شود. سپس روابط محاسبه میرایی آیرودینامیکی نیز ذکر گردیده است. در ادامه برای یک حامل نمونه گشتاور وارده، تحت بارهای نوسانی به کمک روابط ارائه شده در مقاله محاسبه شده است. صحت محاسبات با نتایج آزمایشگاهی مورد تأیید قرار گرفته است.

۲- معادلات

در این بخش ابتدا معادلات ارتعاشی سازه حامل بیان گردیده و سپس با تعریف مفهوم چگالی طیف توان بارگذاری اغتشاشی ناشی از پدیده بافتینگ، این معادلات به حوزه فرکانس برده شده است. در ادامه روابطی جهت پیش‌بینی چگالی طیف توان بارگذاری بافتینگ بر بدنه حامل با به کمک ترکیب روش‌های تجربی و آماری ارائه شده است. با تعیین بارگذاری بافتینگ اطراف حامل در حوزه فرکانس، گشتاور ایروالاستیک وارد بر بدنه حامل با در نظر گرفتن نوسانات دینامیکی بدنه و اعمال معکوس تبدیل فوریه تعیین گردیده است.

۲-۱- پاسخ سازه‌ای به بارگذاری بافتینگ

فرض کنید جابه‌جایی سازه، $z_a(x, t)$ ، براساس مدهای متعامد سازه به صورت زیر نوشته شده باشد [۲۳]:

$$z_a(x, t) = \sum_{n=1}^N q_n(t) \eta_n(x), \quad (1)$$

که در آن $q_n(t)$ مختصات تعمیم یافته نامیده می‌شود. می‌توان نشان داد که معادلات سازه‌ای حرکت در حالت ارتعاشات اجباری برای مختصات تعمیم یافته به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$M_n \ddot{q}_n(t) + C_n \dot{q}_n(t) + M_n \omega_n^2 q_n(t) = Q_n(t) = \int_0^L p_E(t, x) \eta_n(x) dx, \quad (2)$$

که در آن، $M_n = \int_0^L \eta_n^2 m(x) dx$ جرم تعمیم یافته، $m(x)$ جرم واحد طول، ω_n فرکانس طبیعی مد n ام، Q_n نیروی تعمیم یافته و C_n میرایی مربوط به هر مود است.

در صورتی که بارگذاری $Q_n(t)$ یک بارگذاری نوسانی با توزیع تصادفی باشد، با اعمال تبدیل فوریه می‌توان معادله (۲) را به شکل زیر نوشت [۲۴]:

$$\bar{q}_n(i\omega) [-M_n \omega^2 + 2i\zeta M_n \omega_n \omega + M_n \omega_n^2] = \bar{Q}_n^E(i\omega), \quad (3)$$

که در آن ζ نسبت میرایی است.

$z_n(\omega)$ را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$z_n(\omega) = -M_n \omega^2 + 2i\zeta M_n \omega_n \omega + M_n \omega_n^2. \quad (4)$$

روش‌هایی را برای پیش‌بینی دسته‌ای از بارگذاری آکوستیک و نوسانی و ارتعاشات ایجاد شده بر نمونه‌های از حامل ارائه کردند. رجب [۱۸] توابی را برای پیش‌بینی بارگذاری بافتینگ بر بدنه حامل اطلس^۱ ارائه کرد. نتایج به دست آمده با نتایج تونل باد و پرواز واقعی مقایسه شده‌اند. پاتل و بلک [۱۹] یک مدل آماری برای پاسخ بافتینگ هواپیمای اف ۲۲^۲ ارائه کردند. آنها نشان دادند که بافتینگ ذاتاً یک پدیده آماری است و یک مدل برای پیش‌بینی حداکثر پاسخ دینامیکی می‌تواند با جمع‌آوری اطلاعات پروازی به دست آید. اروین [۲۰] یک روش آزمایشگاهی جهت تعیین طیف توان فشار نوسانی در نقاط مختلف بدنه حامل و در انواع گوناگون جریان ارائه کرد. او نشان داد که منبع تحریک آیرودینامیکی شامل شوک آیرودینامیکی، لایه مرزی آشفته و جریان چرخشی می‌باشد و فشار نوسانی ایجاد شده ماهیتی آشفته خواهد داشت. وونگ و همکاران [۲۱] خلاصه نتایج تئوری و آزمایشگاهی بافتینگ گذر صوتی بر پیکره حامل آریان ۵ را مورد بررسی قرار دادند و مدلی برای پیش‌بینی آن ارائه کردند. اروین [۲۲] اطلاعات مرجعی را منتشر کرد و براساس مقایسه روشی را برای تعیین فشار نوسانی خارجی بر سطح جسم پرنده در محدوده گذر صوتی ارائه نمود.

مرور فوق به روشنی نشان می‌دهد که اگرچه حجم وسیعی از کارهای تئوری و آزمایشگاهی در زمینه بافتینگ به اندازه‌گیری فشار ناشی از این بارگذاری و بیان آن با مفاهیم آماری مانند چگالی طیف توان و میانگین ریشه مربعات متمرکز شده است، متأسفانه تاکنون فرمول‌بندی جامعی برای پیش‌بینی بارهای بافتینگ که در بردارنده انواع پیکربندی حامل بوده و بتواند با محاسبه همه ورودی‌های لازم گشتاور وارد بر سازه را محاسبه کند ارائه نشده است. هدف اصلی مقاله حاضر پر کردن این خلأ عمیق محاسباتی است. مزیت اصلی روش ارائه شده این است علاوه بر اینکه قابلیت کاربرد به طیف وسیعی از حامل‌ها با هندسه گوناگون را دارا می‌باشد، نیاز به انجام آزمایش‌های پیچیده و هزینه‌بر را مرتفع می‌سازد. روابط بیان شده کلی بوده و قابلیت کاربرد به انواع پیکره‌های مختلف را دارا می‌باشد.

برای این منظور ابتدا معادلات محاسبه گشتاور براساس بارهای آیرودینامیکی وارده بیان شده است. همچنین نمودارهایی ارائه شده است که براساس هندسه حامل در عدد ماخ مورد نظر

$$S_w(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi}{T} \left\{ \sum_{n=1}^N ([z(\omega)]^{-1} \{ \bar{Q}_n^E(i\omega) \}) \eta_n(x) \right\} \times \left\{ \sum_{n=1}^N ([z(\omega)]^{-1} \{ \bar{Q}_n^E(i\omega) \})^* \eta_n(x) \right\} \quad (11)$$

در صورتی که طیف توان فوق مشخص باشد حداقل مربعات جابه‌جایی از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\bar{z}_a^2 = \int_{-\infty}^{\infty} S_w(\omega) d\omega. \quad (12)$$

ریشه میانگین مربعات خمش در هر نقطه از طول حامل، x_0 و در هر مود به صورت زیر به دست خواهد آمد [۲۵]:

$$\bar{\sigma}_n^2 = l_n^2 \pi \omega_n^4 \int_{-\infty}^{\infty} \frac{Q_n(\omega)}{z_n(\omega) \times z_n^*(\omega)} d\omega, \quad (13)$$

که در آن، l_n از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$l_n = \int_0^{x_0} m(x)(x_0 - x) \eta_n(x) dx. \quad (14)$$

در صورتی که چگالی طیف توان بارگذاری در نزدیکی فرکانس طبیعی سیستم دارای توان بالایی باشد، رابطه (۱۳) به صورت

$$\bar{\sigma}_n^2 = l_n^2 \left[\frac{\pi \omega_n}{4 \left(\frac{c}{c_{cr}} \right)_n} \right] Q_n(\omega_n)$$

محاسبه گشتاور وارد بر سازه پارامترهای زیر باید مشخص باشند:

الف- شکل مودها و فرکانس سازه حامل،

ب- نمودار تغییرات جرم حامل در طول آن،

ج- میرایی آیرودینامیکی و

د- فشار خارجی نوسانی ناشی از بافتینگ به صورت تابعی از زمان

و طول حامل، $p_E(x, t)$.

در بخش بعد روش تعیین $p_E(x, t)$ مورد بحث قرار خواهد

گرفت. برای این منظور ابتدا جریان حول حامل به براساس رنج

عدد ماخ به سه جریان اصلی تقسیم‌بندی شده است. سپس برای

هر جریان چگالی طیف توان بارگذاری بافتینگ بیان گردیده

است. در ادامه نمودارهایی برحسب عدد ماخ و هندسه حامل

ارائه شده است که براساس آن چگالی طیف توان بارگذاری

بافتینگ قابل محاسبه خواهد بود.

۲-۲- انواع جریان نوسانی حول حامل

به‌طور کلی سه جریان به عنوان جریان‌های پایه یا اصلی برای

پیکربندی‌های مختلف تعریف می‌شوند. هر یک از این جریان‌ها

همزمان می‌توانند در قسمت‌های مختلف بدنه حضور داشته

باشند.

$z_n(\omega)$ امیدانس مختلط سیستم نامیده می‌شود و همچنین

معکوس آن z^{-1} ماتریس تبدیل سازه نامیده می‌شود.

برای توضیح پاسخ تصادفی به صورت کمی استفاده از مفاهیم

آماري سودمند است. مهم‌ترین کمیت برای این منظور میانگین

مربعات^۱ می‌باشد. این کمیت برای یک تابع تصادفی مانند $F(t)$

به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۴]:

$$\begin{aligned} \overline{F^2(t)} &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T F^2(t) dt = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T F(t) \int_{-\infty}^{\infty} f(i\omega) e^{i\omega t} d\omega dt = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-\infty}^{\infty} f(i\omega) \int_{-T}^T F(t) e^{i\omega t} dt d\omega = \\ &= \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-\infty}^{\infty} f(i\omega) 2\pi f^*(i\omega) d\omega \\ &= \int_{-\infty}^{\infty} \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi |f(i\omega)|^2}{T} d\omega, \end{aligned} \quad (5)$$

که در آن، f^* مزدوج مختلط f می‌باشد. تابع $S(\omega)$ را به صورت

زیر تعریف می‌کنیم:

$$S(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi f(i\omega) f^*(i\omega)}{T}. \quad (6)$$

بنابراین، معادله (۵) به صورت زیر بازنویسی خواهد شد:

$$\overline{F^2(t)} = \int_{-\infty}^{\infty} S(\omega) d\omega. \quad (7)$$

$S(\omega)$ چگالی طیف توان^۲ (PSD) نامیده می‌شود. این نام‌گذاری

به این علت است که اگر $F(t)$ یک جریان الکتریکی باشد،

افزایش توان ناشی از عبور این جریان از مقاومت یک اهم برابر

$F^2(t)$ خواهد بود.

به محاسبه پاسخ کلی سازه در برابر بارهای بافتینگ باز

می‌گردیم. معادلات (۲) تا (۴) نشان می‌دهند که دامنه حرکت

در مود n عبارت است از:

$$q_n(t) = \int_{-\infty}^{\infty} ([z(\omega)]^{-1} \{ \bar{Q}_n^E(i\omega) \}) e^{i\omega t} d\omega. \quad (8)$$

بنابراین، جابه‌جایی کلی سازه عبارت است از:

$$z_a(x, t) = \sum_{n=1}^N \int_{-\infty}^{\infty} ([z(\omega)]^{-1} \{ \bar{Q}_n^E(i\omega) \}) \eta_n(x) e^{i\omega t} d\omega, \quad (9)$$

و تبدیل فوریه جابه‌جایی کلی عبارت است از:

$$\bar{z}_a(x, \omega) = \sum_{n=1}^N ([z(\omega)]^{-1} \{ \bar{Q}_n^E(i\omega) \}) \eta_n(x), \quad (10)$$

و طیف توان معادل عبارت است از:

1- Mean Square

2-Power Spectral Density

در این رابطه $\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty}$ ، ریشه میانگین مربعات فشار (P_{rms}) بوده و M_∞ و q_∞ به ترتیب عدد ماخ جریان آزاد و فشار دینامیکی جریان آزاد می‌باشند.

ب- طیف توان

لاسون [۲۶]، یک رابطه آزمایشگاهی را به صورت زیر برای طیف توان جریان چسپیده همگن پیشنهاد کرده است. در این رابطه δ_* و U_∞ به عنوان پارامترهای نرمال‌کننده مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

$$\frac{[\Phi(\omega)]_A^H U_\infty}{q_\infty^2 \delta_*} = \frac{\overline{p^2}/q_\infty^2}{\frac{\omega_0 \delta_*}{U_\infty} \left(1 + \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)^{0.9}\right)^{2.0}} \quad (16)$$

که در آن، $\omega_0 = 0.5U_\infty/\delta_*$ ، $\overline{p^2}/q_\infty^2 = \frac{0.006}{(1+0.14M_\infty^2)}$ ، $\delta_* = \delta_b/8$ برای عدد ماخ کمتر از ۱ و $\delta_* = (1.3 + 0.43M_\infty^2)\delta_b / [10.4 + 0.5M_\infty^2(1 + 2 \times 10^{-8}Re)^{1/3}]$ برای اعداد ماخ بیشتر از ۱ بوده و δ_b از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$\delta_b = x \left\{ 0.37Re^{-0.2} \left[1 + \left(\frac{Re}{6.9 \times 10^7} \right)^{2.01} \right] \right\} \quad (17)$$

در رابطه فوق، x فاصله از نقطه اندازه‌گیری در طول حامل، $Re = U_\infty x/v$ عدد رینولدز بوده و v لزجت سینماتیکی می‌باشد. اندیس‌های A و H نشان‌دهنده جریان چسپیده همگن می‌باشند. دقت شود که در این رابطه فرکانس بر حسب رادیان بر ثانیه می‌باشد.

۲-۲-۲- جریان جدایش یافته همگن

این نوع جریان بر اثر تغییر شکل بدنه روی می‌دهد. در محل اتصال مخروط و استوانه در نوک حامل جریانی با عنوان جریان جدا شده بر اثر شانه^۲ به وجود می‌آید. در محل بوتیل^۳ جریان جدایش یافته بر اثر انبساط^۴ به وجود می‌آید. در محل فلر^۵ جریان جدایش یافته بر اثر تراکم^۶ به وجود می‌آید. برای هر یک از این

۱- جریان چسپیده همگن،

۲- جریان جدایش یافته همگن و

۳- ناحیه تداخل شوک و لایه مرزی^۱ (جریان‌های ناهمگن).

هر یک از این حالت‌های جریان، رفتار آماری متفاوتی از خود نشان می‌دهند. رفتار آماری هر یک از این حالت‌های جریان با دو پارامتر آماری زیر طبقه بندی می‌شود:

۱- میانگین سطح فشار و

۲- طیف توان .

در ادامه، برای سه جریان بیان شده هر یک از این پارامترهای

آماری بررسی خواهد شد.

۲-۲-۱- جریان چسپیده همگن

در انواع مختلف پیکربندی حامل‌ها، در صورتی که زاویه راس مخروط تقریباً کوچکتر از ۱۵ درجه باشد، در کلیه سرعت‌ها جریان بر بدنه حامل چسپیده باقی می‌ماند. برای زوایای بیشتر در محل اتصال مخروط و بدنه، جدایش جریان اتفاق می‌افتد و بعد از پیشروی به اندازه تقریبی یک واحد قطر استوانه (به زاویه راس مخروط وابسته است)، مجدداً جریان به سطح می‌چسبد. در سرعت‌های فوق صوتی، برای پیکره استوانه‌ای-مخروطی هیچ جدایشی اتفاق نمی‌افتد و جریان کاملاً به سطح چسپیده است. در ادامه روابطی جهت پیشبینی میانگین سطح فشار و چگالی طیف توان اینگونه جریان ارائه می‌گردد.

الف - میانگین سطح فشار

اثر عدد ماخ بر میانگین سطح فشار در جریان چسپیده همگن در مرجع [۵] نشان داده شده است. بر طبق این مرجع، میانگین سطح فشار نرمال شده، $\sqrt{p^2}/q_\infty$ ، از ۰/۰۰۶ در اعداد ماخ فروصوتی تا ۰/۰۰۲ در اعداد ماخ فوق صوتی تغییر می‌کند. لاسون [۲۶]، یک رابطه نیمه تجربی برای میان سطح فشار به صورت زیر ارائه کرده که با نتایج آزمایشگاهی همگرایی مناسبی دارد.

$$\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty} = \frac{0.006}{(1 + 0.14M_\infty^2)} \quad (15)$$

2 -Shoulder Induced Separated Flow

3 -Boutill

4 -Expansion Induced Separated Flow

5 -Feller

6 -Compression Induced Separated Flow

1-Shock-Boundary Layer Interaction

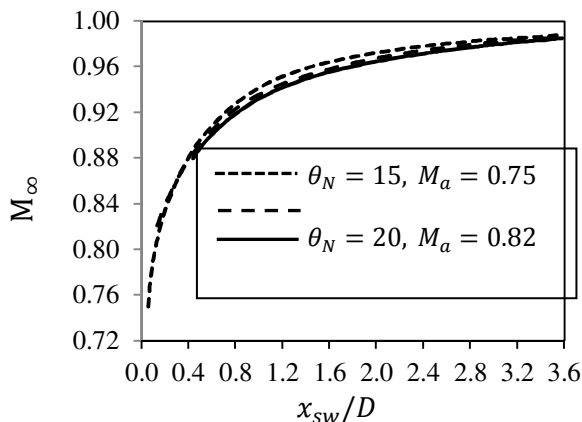
دقت شود که در این رابطه فرکانس بر حسب هرتز می‌باشد. اندیس l بیان‌کننده جریان محلی است. اندیس‌های S و H نشان‌دهنده جریان جدایش‌یافته همگن می‌باشند.

۲-۲-۳- ناحیه تداخل شوک و لایه مرزی

ناحیه تداخل شوک و لایه مرزی در واقع همان جریان ناهمگن است که بعد از وقوع شوک بر بدنه موشک ایجاد می‌شود. با افزایش عدد ماخ در ناحیه گذر صوتی، وقوع شوک بزرگ‌ترین فشارهای نوسانی را تولید می‌کند. این حالت در ناحیه گذر صوتی ($M_a \leq M < 1$) روی می‌دهد. در این حالت جریان بین جریان جدا شده و جریان چسپیده نوسان می‌کند.

الف- میانگین سطح فشار

در شکل ۲ محل وقوع شوک به صورت تابعی از عدد ماخ جریان آزاد و زاویه رأس مخروط نشان داده شده است. همچنین در این شکل براساس زاویه رأس مخروط، عدد ماخی که جریان در طول مشخصی از حامل چسپیده باقی می‌ماند و شوک اتفاق نمی‌افتد، M_a بیان شده است. همان‌طور که دیده می‌شود با افزایش عدد ماخ، شوک از رأس حامل دور می‌شود.



شکل (۲): تغییر محل وقوع شوک بر حسب عدد ماخ جریان آزاد [۶].

دقت شود در نمودار شکل ۲ نقطه ابتدای هر نمودار نشان‌دهنده x_s/D (نقطه جدا شدن جریان در ماخ عدد ماخ M_a) می‌باشد. با افزایش عدد ماخ و دور شدن از عدد ماخ M_a نقطه جدا شدن جریان (نقطه وقوع شوک (x_{sw}/D) به سمت انتهای حامل حرکت می‌کند. میانگین سطح فشار را می‌توان به کمک نمودار شکل ۳ به دست آورد. دقت شود که هر نمودار از عدد ماخ M_a شروع می‌شود و در این عدد ماخ بیشترین سطح فشار وجود

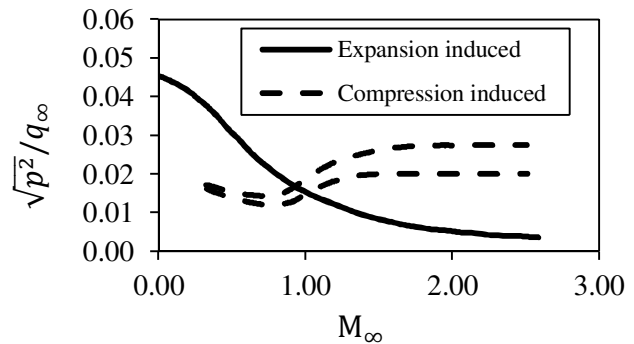
جریان‌های جدا شده میانگین سطح فشار نوسانی متفاوت خواهد بود.

الف- میانگین سطح فشار

رفتار این جریان جدایش یافته بیشتر به شکل آزمایشی از نمودارهای مختلف تعیین می‌گردد. برای جریان جدا شده در شانه نوک موشک، در اعداد ماخ کمتر از ۰/۶، جریان جدا شده مانند جریان جدا شده منبسط عمل می‌کند. برای میانگین سطح فشار جریان جدا شده منبسط، یک رابطه که همگرایی مناسبی با نتایج آزمایشگاهی دارد به صورت زیر بیان شده است [۶]:

$$\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty} = \frac{0.045}{(1 + 0.14M_\infty^2)} \quad (18)$$

برای جدا شده منقبض (در محل فلر) رابطه جامعی ارائه نشده است و می‌توان از نمودارهای تجربی استفاده کرد (شکل ۱).



شکل (۱): تغییرات P_{rms} بر حسب عدد ماخ جریان آزاد برای جریان جدا شده منبسط و جریان جدا شده منقبض [۵].

مقدار عدد ماخی که جریان چسپیده باقی می‌ماند، M_a در بخش بعدی (بررسی تداخل شوک و لایه مرزی) آورده شده است که به زاویه راس مخروط وابسته است.

ب- طیف توان

چگالی طیف توان در جریان جدایش یافته می‌تواند با فرمول آزمایشگاهی زیر بیان گردد [۵]:

$$\frac{[\Phi(f)]_i^H U_i}{q_\infty^2 \delta_i} = \frac{\overline{p^2}/q_\infty^2}{\frac{f_0 \delta_i}{U_i} \left(1 + \left(\frac{f}{f_0}\right)^{0.83}\right)^{2.15}} \quad (19)$$

که در آن، $f_0 = 0.17U_i/\delta_i$ بوده و $\overline{p^2}/q_\infty^2$ برای جریان جدایش‌یافته منبسط از رابطه (۱۸) محاسبه می‌شود و برای جریان جدایش‌یافته منقبض از نمودار شکل ۱ تعیین می‌گردد.

$$\frac{[\Phi(f)]_{SW} U_{\infty}}{q_{\infty}^2 l_s} = \frac{(\overline{p^2/q_{\infty}^2})_{SW}}{\left(\frac{f_0 l_s}{U_{\infty}}\right)_{SW} \left\{1 + \left(\frac{f}{f_0}\right)^{1.55}\right\}^{1.7}} + 0.25 \frac{(\overline{p^2/q_{\infty}^2})_S}{\left(\frac{f_0 l_s}{U_{\infty}}\right)_S \left\{1 + \left(\frac{f}{f_0}\right)^{0.83}\right\}^{2.15}}$$

$$\left(\frac{f_0 l_s}{U_{\infty}}\right)_S = 0.7, \left(\frac{f_0 l_s}{U_{\infty}}\right)_{SW} = 8.75 \times 10^{-2}$$

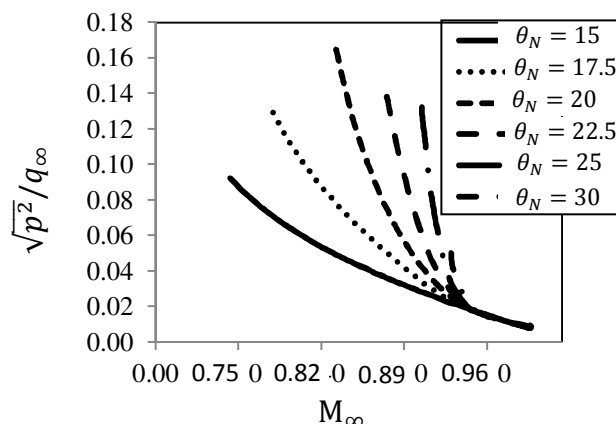
بوده و $(\overline{p^2/q_{\infty}^2})_S$ و $(\overline{p^2/q_{\infty}^2})_{SW}$ به ترتیب از شکل‌های ۱ و ۳ تعیین می‌شوند.

نتایج این بخش در زیر خلاصه شده‌اند: در صورتی که زاویه راس حامل (و مقاطع تغییر قطر) از حدود ۱۵ درجه کمتر باشد جریان چسپیده همگن در تمامی رنج عدد ماخ بر بدنه حامل وجود خواهد داشت. در غیر این صورت در $M < 0.6$ جریان جدایش‌یافته همگن در مقطع بعد از رأس بر بدنه حامل وجود خواهد داشت. با افزایش عدد ماخ نقطه جدایش جریان از بدنه به سمت انتهای حامل حرکت می‌کند تا اینکه در عدد ماخ Ma شوک گذر صوتی اتفاق افتاده و جریان از بدنه حامل جدا می‌شود. محل وقوع شوک (جدایش جریان از بدنه) و عدد ماخ Ma بستگی هندسه حامل داشته و نحوه تعیین آن در این بخش توضیح داده شد. بعد از شوک ($M_a \leq M < 1$)، جریان موج شوک بر بدنه حامل وجود خواهد داشت. برای هر یک از این رنج‌های عدد ماخ، چگالی طیف توان بارگذاری بافتینگ بیان گردید. بدین ترتیب با مشخص بودن هندسه حامل و عدد ماخ پرواز می‌توان بارگذاری بافتینگ وارد بر حامل را به دست آورد. لازم به ذکر است که حداکثر بارگذاری بافتینگ در رنج $Ma \leq M < 1$ قابل مشاهده خواهد بود.

۳- راستی آزمایی

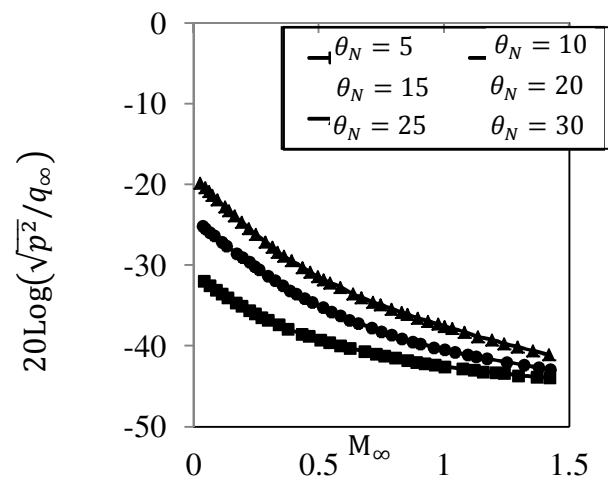
در این بخش با توجه به روابط ذکر شده در بخش‌های قبل، نوع جریان حول یک حامل که از مرجع [۲۵] انتخاب شده است و گشتاور وارد بر بدنه آن در اعداد ماخ مورد نظر تعیین گردیده است. سپس، نتایج با نتایج آزمایشگاهی گزارش شده در این مرجع مقایسه شده است.

دارد. با افزایش عدد ماخ و دور شدن شوک از محل شانه، سطح فشار نیز کاهش می‌یابد.



شکل (۳): تغییر میانگین سطح فشار در ناحیه شوک گذر صوتی بر حسب عدد ماخ و زاویه راس مخروط [۶].

علاوه بر نمودار شکل ۳، برای تعیین میانگین سطح فشار، می‌توان از نمودار شکل ۴ استفاده کرد.



شکل (۴): میانگین سطح فشار شوک گذر صوتی بر حسب عدد ماخ و زاویه راس [۱۵].

ب- طیف توان

همان‌طور که در قسمت جریان‌های ناهمگن گفته شد، جریان بعد از شوک ترکیبی از جریان جدا شده و جریان چسپیده می‌باشد. برای بیان طیف توان در ناحیه تداخل شوک و لایه مرزی، یکی از صریح‌ترین روابط که در مرجع [۶] آورده شده است به صورت زیر بیان می‌گردد:

می‌گردد. در نهایت ریشه میانگین مربعات گشتاور وارد بر موشک در هر مود از رابطه (۱۳) محاسبه می‌گردد. با توجه به این رابطه، $\bar{\sigma}_1 = 1 \times 10^6 \text{ lb} - \text{in}$ و $\bar{\sigma}_2 = 1.4 \times 10^6 \text{ lb} - \text{in}$ خواهند بود که همگرایی مناسبی با نتیجه ارائه شده مرجع [۲۳] دارد. گشتاور کل وارد بر حامل در محل مورد نظر و در این عدد ماخ برابر $\bar{\sigma}_1 = \sqrt{\bar{\sigma}_1^2 + \bar{\sigma}_2^2} = 1.69 \times 10^6 \text{ lb} - \text{in}$ محاسبه می‌گردد که همگرایی فوق العاده‌ای با نتایج مرجع [۲۳] دارد. نتایج این بخش به‌طور خلاصه در جدول ۱ آورده شده است.

جدول (۱): مقایسه نتایج تئوری و آزمایشگاهی گشتاور وارد بر حامل.

درصد خطا	نتایج آزمایشگاهی [۲۳] MN.m	نتایج حاضر MN.m
۱	۱/۳۸	۱/۴
۲	۰/۹۸	۱
۱/۶	۱/۷	۱/۶۹

۳-۲- پیش‌بینی میانگین سطح فشار وارد بر پیکربندی حامل

برای صحت سنجی روابط ارائه شده جهت تعیین میانگین سطح فشار نوسانی وارد بر حامل، دو پیکربندی از مراجع مختلف انتخاب گردیده است. نخستین پیکربندی مربوط به حامل استوانه‌ای - مخروطی با زاویه رأس ۱۵ می‌باشد که از مرجع [۲۸] انتخاب شده است. برای زاویه رأس ۱۵ درجه عدد ماخ M_a به کمک نمودار شکل ۲، ۰/۷۵ خواهد بود. در محدوده عدد ماخ $0.75 \leq M < 1$ شوک اتفاق می‌افتد. بنابراین سطح فشار در عدد ماخ ۰/۷۶۵ به شکل قابل توجهی افزایش یافته است. محل ماکزیمم فشار با توجه به شکل ۲ $x/D = 0.1$ می‌باشد. مقدار ماکزیمم فشار از نمودار شکل ۳ به‌دست می‌آید که در حدود ۰/۰۸ می‌باشد. این عدد با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۸] هم‌هنگی مناسبی دارد. نتایج در شکل ۵ مقایسه شده‌اند.

از آنجایی که محاسبات نهایی این تحقیق برای حامل با بدنه فلر صورت خواهد گرفت، یک حامل نمونه با بدنه فلر نیز که از مرجع [۱] انتخاب شده است، در این بخش مورد بررسی قرار می‌گیرد. در بدنه فلر سه ناحیه حساس وجود دارد که منجر به جدایش جریان می‌شود. در عدد ماخ کمتر از $M = 0.6$ برای

۳-۱- پیش‌بینی خمش وارد بر یک حامل نمونه

پیکربندی حامل مورد نظر، توزیع جرمی، فرکانس اول و دوم سازه حامل، فشار دینامیکی جریان حول حامل، عدد رینولدز جریان، ضرایب میرایی سازه‌های و آیرودینامیکی در مود اول و دوم حامل در عدد ماخ ۰/۹ در مرجع [۲۵] ذکر گردیده است. برای تعیین نوع جریان حول حامل ابتدا با توجه به زاویه رأس حامل عدد ماخ جدا شدن جریان، M_a تعیین می‌گردد. با توجه به نمودار شکل ۲ برای زاویه راس مخروط ۲۹ درجه عدد ماخ M_a حدود ۰/۹ می‌باشد. بنابراین جریان حول حامل در ناحیه گذر صوتی و از نوع "ناحیه تداخل شوک و لایه مرزی" بوده و در این عدد ماخ شوک گذر صوتی اتفاق می‌افتد.

با توجه نمودار شکل ۲ و به کمک میان‌بایی محل وقوع شوک (محور افقی) در عدد ماخ ۰/۹ در زاویه راس ۲۹ درجه حدود $0.65 \approx x_{sw}/D(x)$ می‌باشد. توجه داشته باشید که x_{sw} از انتهای مخروط نوک حامل بیان شده است و برای محاسبه از نوک موشک می‌بایست طول مخروط نوک حامل به آن اضافه گردد. بنابراین $x_{sw} = 0.65D(x) + 4.21$ متر از نوک حامل می‌باشد. تا قبل از x_{sw} جریان بر بدنه موشک چسپیده می‌باشد. در محل x_{sw} شوک اتفاق می‌افتد و جریان از سطح حامل جدا می‌شود. بنابراین بعد از x_{sw} جریان از نوع تداخل شوک و لایه مرزی خواهد بود. برای جریان چسپیده همگن طیف توان جریان نوسانی وارد بر حامل از رابطه (۱۶) به‌دست می‌آید.

چگالی هوا در عدد ماخ ۰/۹ برابر $\rho = 0.852 \text{ kg/m}^3$ می‌باشد [۲۵]. بنابراین داریم $U = \sqrt{2q_{\infty}/\rho} = 254 \text{ m/s}$ همچنین میانگین سطح فشار برای این جریان از رابطه (۱۵) محاسبه می‌گردد. برای قسمت تداخل شوک و لایه مرزی، میانگین طیف توان از رابطه (۲۰) به‌دست می‌آید. $(\overline{p^2}/q_{\infty}^2)_{sw}$ و $(\overline{p^2}/q_{\infty}^2)_s$ به ترتیب از شکل‌های ۱ و ۲ تعیین گردیده و به ترتیب برابر 0.017^2 و 0.057^2 می‌باشند. l_s طول جدایش جریان بوده و از رابطه $l_s = l - x_{sw}$ محاسبه می‌گردد، که در آن l طول حامل است. با داشتن شکل مودها و توزیع جرمی حامل، جرم تعمیم‌یافته در مود اول و دوم به ترتیب $M_1 = 24819 \text{ kg}$ و $M_2 = 12212 \text{ kg}$ محاسبه می‌گردند. همچنین بازو گشتاور در مکان مورد نظر ($\epsilon_0 = 9.57 \text{ m}$) از رابطه (۱۴) برای هر مود به ترتیب $l_1 = 2.81 \text{ m}$ و $l_2 = 2.21 \text{ m}$ محاسبه

۳-۳- پیش‌بینی میرایی آیرودینامیکی

همان‌طور که مشاهده شد در محاسبه گشتاور وارد بر سازه حامل نیاز به میرایی سازه‌ای و آیرودینامیکی می‌باشد. برای محاسبه میرایی آیرودینامیکی رابطه زیر در مرجع [۲۹] ذکر گردیده است:

$$\left(\frac{C_A}{C_{cr}}\right)_n = \frac{\frac{1}{2} \rho \pi U_\infty \int_0^L C_{N,\alpha} D(x) \eta_n^2(x) dx}{2 \omega_n M_n} \quad (۲۱)$$

در این رابطه C_A ضریب میرایی آیرودینامیکی می‌باشد. همچنین، C_N را می‌توان از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$C_{N,\alpha} = \begin{cases} \frac{1}{M_\infty} + \left(\frac{\gamma+1}{2}\right) \tan\theta + \left(\frac{\gamma+1}{4}\right) \\ \times M_\infty \tan^2\theta & \text{For Conical Sections,} \\ \frac{1}{M_\infty} & \text{For Cylindrical Sections.} \end{cases} \quad (۲۲)$$

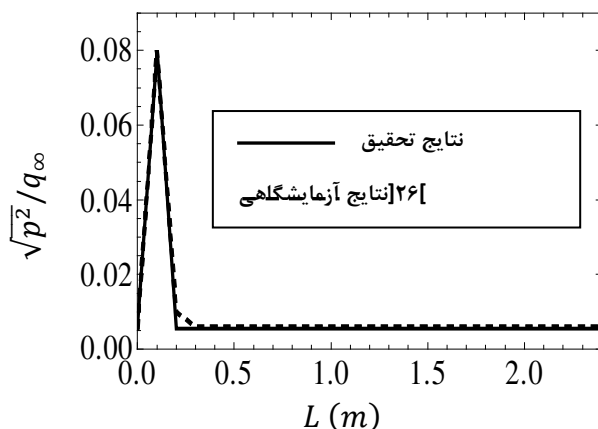
در این روابط، θ زاویه نواحی مخروطی حامل و $\gamma = 1.4$ ثابت هوای استاندارد می‌باشد. در ادامه، صحت این روابط مورد بررسی قرار می‌گیرد. با استفاده از رابطه (۲۱) و با قرار دادن $\theta = \frac{29 \times 180}{\pi}$ و $\theta = \frac{-9.5 \times 180}{\pi}$ در قسمت‌های مخروطی، این ضریب در مود اول و دوم به ترتیب 0.019 و 0.008 به دست می‌آید. این نتایج همگرایی مناسبی با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۵] دارد. با محاسبه مجدد گشتاور وارد بر حامل با ضریب میرایی به دست آمده از این فرمول $\bar{\sigma}_1 = 1 \times 10^6 \text{ lb-in}$ و $\bar{\sigma}_2 = 1.25 \times 10^6 \text{ lb-in}$ مقایسه با نتایج محاسبه شده با میرایی آزمایشگاهی حداکثر 10% درصد خطا در مود دوم را نشان می‌دهد. گشتاور کل وارد بر حامل در محل مورد نظر و در عدد ماخ مشخص شده به صورت $\bar{\sigma}_1 = \sqrt{\bar{\sigma}_1^2 + \bar{\sigma}_2^2} = 1.62 \times 10^6 \text{ lb-in}$ محاسبه می‌گردد در مقایسه با گشتاور محاسبه شده از میرایی آزمایشگاهی تنها حدود 4% درصد خطا را نشان می‌دهد.

بنابراین، نتایج ارائه شده در این بخش نشان می‌دهد که معادله (۲۱) رابطه مناسبی برای تخمین ضریب میرایی آیرودینامیکی می‌باشد.

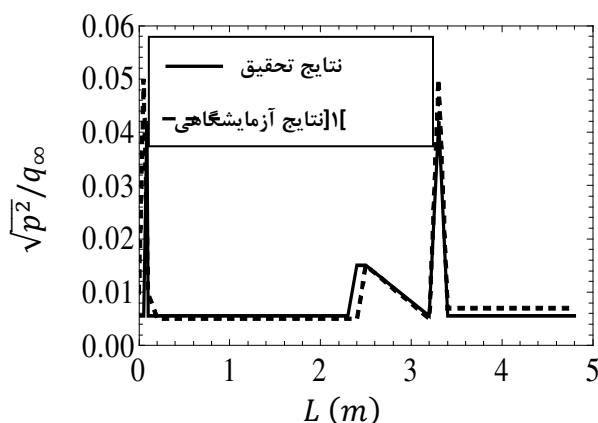
۴- نتایج و بحث

در این بخش به کمک روابط ذکر شده در بخش‌های قبل خمش وارد بر یک حامل نمونه محاسبه می‌گردد. نتایج حاصل نشان می‌دهد که روابط ارائه شده به راحتی قابل کاربرد به انواع حامل می‌باشد.

زاویه راس کمتر از 15° درجه جریان بر بدنه موشک چسپیده باقی می‌ماند. برای زاویه رأس 15° درجه با توجه به شکل ۲ عدد ماخ جریان چسپیده $M_a = 0.75$ می‌باشد. در عدد ماخ محدوده $0.75 < M < 1$ شوک گذر صوتی اتفاق می‌افتد. به عنوان مثال در عدد ماخ $M = 0.788$ در ناحیه بعد از نوک حامل و بعد از فلر شوک اتفاق می‌افتد. محل وقوع شوک در عدد ماخ مورد نظر از شکل (۲) کمتر از $x/D < 0.1$ اتفاق می‌افتد. همچنین شدت دامنه شوک از شکل ۳ به دست آمده که اندکی بیش از 0.04 می‌باشد. نتایج به دست آمده همگرایی مناسبی با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۱] دارد. همچنین نتایج مقایسه در شکل ۶ مقایسه شده است.



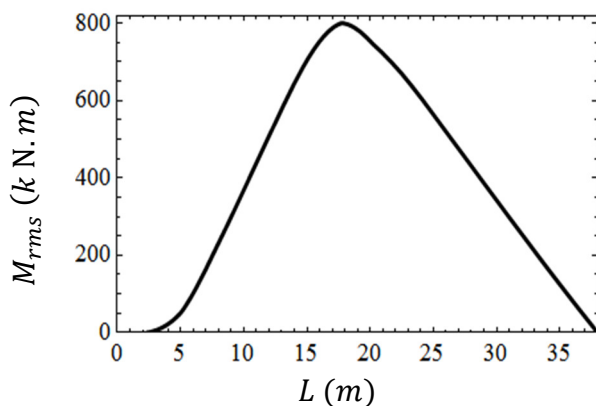
شکل (۵): مقایسه نتایج آزمایشگاهی و تئوری در عدد ماخ 0.765 برای موشک با زاویه راس 15° درجه.



شکل (۶): مقایسه نتایج آزمایشگاهی و تئوری در عدد ماخ 0.788 برای موشک با بدنه فلر.

می‌باشد. با توجه به زاویه راس حامل که حدود ۲۰ درجه می‌باشد، در این عدد ماخ شوک اتفاق افتاده و جریان از سطح حامل جدا می‌شود. با توجه به نمودار شکل ۲ در این عدد ماخ محل جدایش جریان $x_{sw}/D = 0.15$ می‌باشد. همچنین به کمک شکل ۳ مقدار ماکزیمم سطح فشار در این عدد ماخ برابر $\left(\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty}\right)_{sw} \approx 0.16$ می‌باشد. این مقدار به کمک نمودار شکل ۴ نیز قابل محاسبه است. به این ترتیب با استفاده از نمودار شکل ۴ در محل به دست آمده مقدار میانگین سطح فشار در شوک به دست می‌آید که برابر $\left(\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty}\right)_{sw} \approx 0.15$ می‌باشد. بنابراین هر دو روش جواب یکسانی را به دست می‌دهند. تا قبل از وقوع شوک جریان بر بدنه حامل چسبیده باقی می‌ماند. بنابراین PSD بارهای وارد بر حامل از رابطه (۱۶) به دست می‌آید. میانگین سطح فشار نیز در این قسمت از بدنه از رابطه (۱۵) محاسبه می‌گردد. بعد از وقوع شوک جریان موج شوک به وجود می‌آید و جریان ترکیبی از جریان شوک و جریان جدا شده می‌باشد. میانگین سطح فشار جریان جدا شده از شکل ۱ محاسبه می‌شود که برابر $\left(\frac{\sqrt{p^2}}{q_\infty}\right)_s \approx 0.017$ می‌باشد و $l_s = L - x_{sw}$ می‌باشد که در آن $L = 38 m$ طول حامل می‌باشد.

در نهایت با داشتن PSD بارهای وارد بر حامل، ضریب میرایی آیرودینامیکی در هر مود به کمک رابطه (۲۱) و ضریب میرایی سازه‌ای، گشتاور وارد بر حامل قابل محاسبه است. نتایج حاصل برای مود اول در شکل‌های ۱۰ رسم شده است.

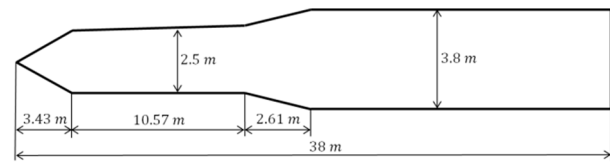


شکل (۱۰): میانگین گشتاور وارد بر بدنه حامل در عدد ماخ ۰/۸۲ در مود اول.

همانطور که از شکل ۱۰ مشخص است توزیع گشتاور در مود اول بیشتر در وسط طول متمرکز می‌باشد. این امر به دلیل توزیع

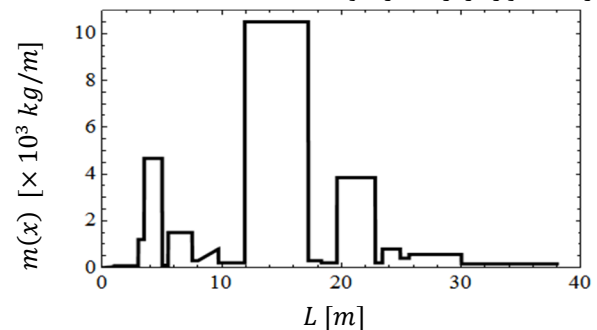
۴-۱- محاسبه گشتاور وارد بر بدنه حامل

هندسه حامل در شکل ۷ نشان داده شده است.



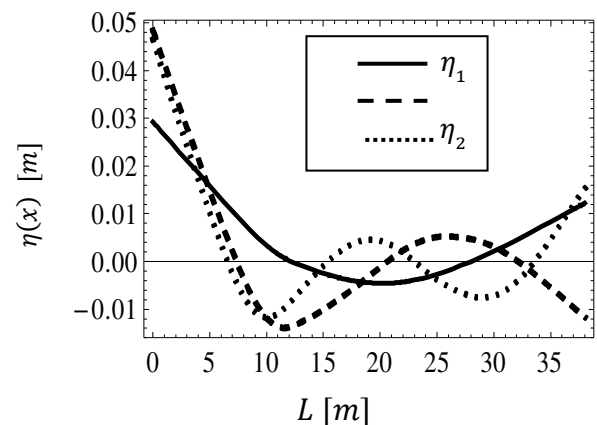
شکل (۷): پیکربندی حامل.

همچنین، توزیع جرمی این حامل در ثانیه ۳۰ پرواز در شکل ۸ آمده است. در این ثانیه از پرواز مقداری از سوخت حامل مصرف شده است و مخزن سوخت دارای سطح آزاد بوده اثرات بارگذاری مغشوش بافتینگ می‌تواند منجر به ناپایداری و انحراف ماهواره‌بر از مسیر شود.



شکل (۸): توزیع جرمی حامل در ثانیه ۳۰ پرواز.

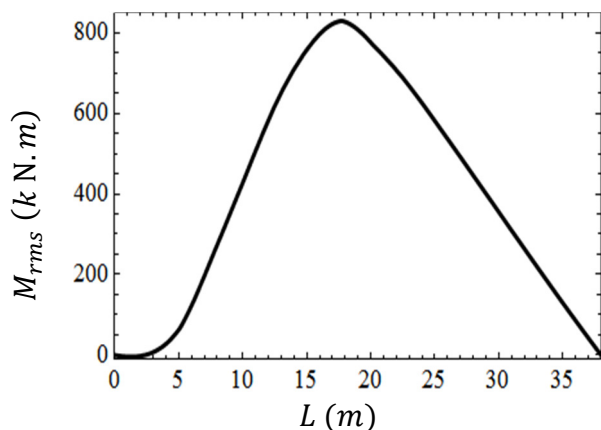
در این ثانیه از پرواز شکل مود اول، دوم و سوم حامل محاسبه شده و در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل (۹): سه شکل مود اول حامل.

در این شکل فرکانس مربوط به مود اول، دوم و سوم سازه به ترتیب ۲۰/۴۸، ۶۰/۳۲ و ۹۸/۰۲ هرتز بوده و ضریب میرایی سازه ای برابر ۰/۰۱ می‌باشد. عدد ماخ پرواز در این ثانیه برابر ۰/۸۲

شکل ۱۳ گشتاور کل وارد بر بدنه ماهواره بر در این ثانیه از پرواز رسم گردیده است.



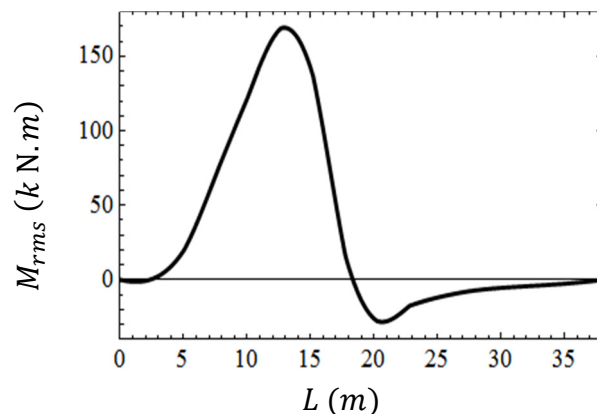
شکل (۱۳): میانگین گشتاور وارد بر بدنه حامل در عدد ماخ ۰/۸۲.

همان‌طور که مشاهده می‌گردد، عمده گشتاور وارد بر سازه مربوط به مود اول می‌باشد. همچنین مودهای زوج سهم ناچیزی در پاسخ داشته و بارگذاری بافتینگ اثر کمی بر مودهای زوج سازه دارد. علاوه بر این وقوع شوک در لحظه مشخصی از پرواز گشتاور زیادی بر بدنه حامل وارد می‌کند که از محاسبات استاتیکی بیشتر می‌باشد. بنابراین بررسی پدیده بافتینگ جهت انجام پرتاب موفقیت آمیز کاملاً ضروری به نظر می‌رسد.

۵- نتیجه‌گیری

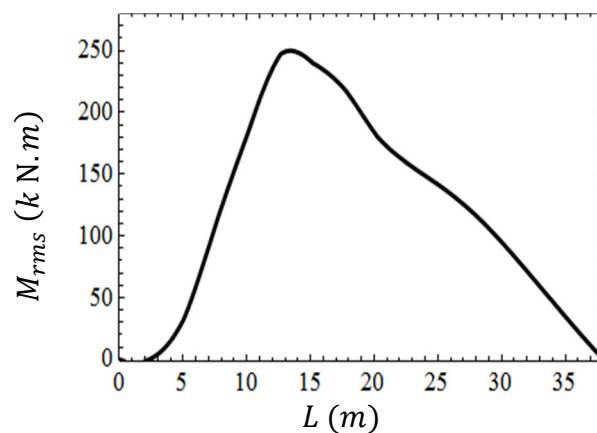
پدیده بافتینگ دارای نکات قابل توجه زیادی است که در تحلیل آن نیازمند بررسی مناسب حرکت جریان بر روی سازه هستیم. در این مقاله برای محاسبه پاسخ بدنه حامل به بارهای نوسانی ناشی از پدیده بافتینگ در سرعت‌های گذر صوتی، با اعمال تبدیل فوریه معادلات ارتعاشی حامل به حوزه فرکانس برده شده است. سپس نمودارهایی ارائه شده است که براساس هندسه حامل در عدد ماخ موردنظر نوع جریان اطراف حامل مشخص گردیده و چگالی طیف توان فشار ایجاد شده در طول حامل تعیین شود. در ادامه با به‌دست‌آمدن بارگذاری بر بدنه، گشتاور ایروالاستیک وارد بر بدنه حامل با در نظر گرفتن نوسانات دینامیکی بدنه و اعمال معکوس تبدیل فوریه به‌صورت میانگین زمانی تعیین گردیده است. جهت محاسبه این گشتاور نیاز به تعیین میرایی آیرودینامیکی می‌باشد که روابطی تجربی با فرض جریان شبه‌پایدار برای آن ارائه شده است.

جرمی ماهواره بر بوده که در این ناحیه دارای بیشترین مقدار می‌باشد. گشتاور وارد بر بدنه ماهواره بر در مود دوم در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل (۱۱): میانگین گشتاور وارد بر بدنه حامل در عدد ماخ ۰/۸۲ در مود دوم.

همان‌طور که شکل ۱۱ نشان می‌دهد، در جایی که گشتاور مود اول حداکثر بوده است، گشتاور در مود دوم تغییر جهت داده است. همچنین سطح کلی گشتاور در مود دوم بسیار کمتر از مود اول می‌باشد. توزیع گشتاور در طول ماهواره بر در مود سوم در شکل ۱۲ نمایش داده شده است.



شکل (۱۲): میانگین گشتاور وارد بر بدنه حامل در عدد ماخ ۰/۸۲ در مود سوم.

همان‌طور که این نشان می‌دهد، توزیع گشتاور شبیه به مود اول می‌باشد اما سطح کلی گشتاور از مود اول کمتر می‌باشد. در

4. Ghorbani, A., "A Cruise Missile Conceptual Design Mythology, Using Genetic Algorithm", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 1, No. 3, pp. 69-81, 2006 (In Persian).
5. Roberison, J.E., "Prediction of In-Flight Fluctuating Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow", NASA 8-25700, March 1971.
6. Roberison, J.E., "Prediction of Space Shuttle Fluctuating Pressure Environments Including Rocket Plume Effect", NASA 8-26919, June 1973.
7. Geng, M.X., Qu, B.N., Peng, J.L., and Wang, X.C., "Buffeting Internal Force Response Analysis for Stable Type Suspension Bridge", J. Applied Mechanics and Material, Vol's. 444-445, pp. 32-36, 2014.
8. Liu, Z., "Buffeting Prediction of a Square Cylinder With Inflow Turbulence", J. Applied Mechanics and Material, Vol. 249-250, pp. 100-103, 2013.
9. Wang, W., Zhang, P.X., Yang, C.Z., Li, B. and Liu, J.L., "Piezoelectric Active Control for Tail Buffeting at High Angle of Attack", J. Science China Technological Sciences, Vol. 55, No. 10, pp. 2694-2699, 2012.
10. Wang, Y.P., Gu, Z.Q., and Yang, X., "Side Window Wind Buffeting Characteristics and Reductions", J. Acta Aerodynamica Sinica, Vol. 30, No. 3, pp. 277-283, 2012.
11. He, Y. and Yang, Z., "An Experimental Investigation of Sunroof Buffeting Characteristics of A Sedan ", J. Applied Mechanics and Materials, Vol. 226-228, pp. 247-251, 2012.
12. Yang, Z. and Dang, H. "Buffet Onset Prediction and Flow Field around a Buffeting Airfoil at Transonic Speeds ", The 51st. Structural Dynamics and Materials Conference, Orlando, Florida, United States, 2010.
13. Hu, J. and Ou, J.P., "Time Dependent Dynamic Reliability of Buffeting Responses of Long Span Suspension Bridge ", J. Wuhan University of Technology, Vol. 32, No. 9, pp. 26-30, 2010.
14. MacMynowski, D.G. and Andersen, T. "Wind Buffeting of Large Telescopes", J. Applied Optics, Vol. 32, No. 4, pp. 625-636, 2010.
15. Li, W., Chen, Z., and Xiao, Z., "Analysis of Vehicle Side Window Buffeting Characteristics and Suppression, Using CFD", The 10th International Conference on Computer-Aided Industrial Design and Conceptual Design, pp. 846-851, China, 2010.
16. Charles, D. and Neale, M., "Vibration of Stores and Missiles During Captive Flight Carriage Into Buffet", The 43rd Annual Technical Meeting of the Institute of Environmental Sciences, pp. 81-88, USA, 2010.
17. Chandiramani, K.L., Widnall, S.E., Lyon, R.H., and Franken, P.A., "Structural Response to Inflight Acoustic and Aerodynamic Environments", NASA-CR-88211, pp. 81-88, 1967.

مهم‌ترین نتایج مشاهده شده به شرح زیر می‌باشد:

- بارگذاری بافتینگ تابعی از نوع جریان حول حامل است که این جریان تابعی از سرعت و هندسه حامل می‌باشد،

- با مشخص بودن عدد ماخ جریان و معین بودن هندسه حامل، می‌توان نوع جریان حول حامل را مشخص کرد و سپس چگالی طیف توان بارگذاری ناشی از پدیده بافتینگ را تعیین نمود و در نهایت با محاسبه میرایی آیرودینامیکی، گشتاور وارد بر حامل را محاسبه کرد،

- در محدوده مشخصی از عدد ماخ شوک گذر صوتی اتفاق افتاده و جریان به شدت ناپایدار می‌گردد،

- شدت شوک در عدد ماخ M_α حداکثر می‌باشد و با افزایش عدد ماخ از شدت آن کاسته می‌شود و شوک به سمت انتهای حامل حرکت می‌کند،

- بر اثر وقوع شوک در لحظه مشخصی از پرواز گشتاور زیادی بر بدنه حامل وارد می‌شود که از محاسبات استاتیکی بیشتر بوده و می‌تواند موجب آسیب به سامانه‌های حامل شود. البته این گشتاور در زمان کوتاهی به سازه اعمای می‌شود و با گذر از عدد ماخ بحرانی شدت آن به سرعت کاهش می‌یابد،

- روابط به‌دست‌آمده از روش شبه پایدار برای محاسبه میرایی آیرودینامیکی دارای دقت مناسب می‌باشد و نتایج محاسبه گشتاور قابل قبول خواهد بود و

- روش ارائه شده در این مقاله می‌تواند محدوده وسیعی از پیکربندی حامل را دربر گرفته و نیاز به انجام آزمایش‌های وقت‌گیر و هزینه‌بر را مرتفع سازد.

۶- مراجع

1. Coe, C.F., "The Effects of Some Variations in Launch Vehicle Nose Shape on Steady and Fluctuating Pressures at Transonic Speeds", NASA TMX-646, 1962.
2. Dehkordi, R.I., Shahverdi, H., Nobari, A.S., and Khalili, A., "Numerical Investigation of the Aeroelastic Instability of an Aircraft Wing, Using Finite Element and Unsteady Panel Methods", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 7, No. 4, pp. 13-23., 2012 (In Persian).
3. Rainey, A.G., "Progress on the Launch-Vehicle Buffeting Problem", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 2, No. 3, pp. 289-299, 1965.

18. Ragab, M.M. "Buffet Loads Prediction for a Launch Vehicle and Comparison to Flight Data", *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 29, No. 6, pp.849-855, 1992.
19. Patel, R.S. and Black, L.C., "Statistical Modeling of F/A-22 Flight Test Buffet Data for Probabilistic Analysis", *Structural Dynamics & Materials Conference*, April 2005, Austin, Texas.
20. Irvine, T., "Prediction of Sound Pressure Levels on Rocket Vehicles During Ascent", NASA SP-8072, 2006.
21. Wong, H., "Experimental and Theoretical Investigation of Base-Flow Buffeting on Ariane5 Launch Vehicles", *J. Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 1, pp. 116-122, 2007.
22. Irvine, T., "Jet Aircraft Fuselage External Fluctuating Pressure Level During Cruise", www.vibrationdata.com/tutorials2/aircraft_fuselage_spl.pdf, 2012.
23. Kivilouma, R., "Frequency-Domain Approach for Calculating Wind-Induced Vibration and Aeroelastic Stability Characteristics of Long-Span Bridges", *Acta Polytechnica Scandinavica, Civil Engineering and Building Construction Series*, No. 123, pp. 1-112, 2001.
24. Thomson, T.W., "The Response of Mechanical Systems to Random Excitation", The Ramo-Wooldridge Corporation, Guided Missile Research Division, AD 607716, 1955.
25. Doggett, R.V. and Hanson, P.W., "An Aeroelastic Model Approach for the Prediction of Buffet Bending Loads on Launch Vehicles". NASA TN-D-2022. Langley Research Center. Langley Station, Hampton, Va. 1963.
26. Lawson, M.V., "Prediction of Boundary Layer Pressure Fluctuations", Wyle Laboratories Research Staff Report WR 67-15, October 1967.
27. Meir, B.G., "Gas Dynamics Tables", Version 1.3, 2007.
28. Kaskely, A.J. and Coe, C.F., "The Effect of Nose Bluntness on the Pressure Fluctuations Measured 15' and 20' Cone-Cylinders at Transonic Speeds", NASA TM X-779, 1963.
29. Hanson, P.W. and Doggett, R.V., "Wind-Tunnel Measurements of Aerodynamic Damping Derivatives of a Launch Vehicle Vibrating in Free-Free Bending Modes at Mach Number From 0.70 To 2.87 and Comparisons with Theory", NASA TN-D-1391, Langley Research Center, Langley Station, Lindbergh Way, Hampton, VA, United States. 1962