



دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکده هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش مکانیک پرواز

بررسی اثرات تغییر شکل بال و بدنه بر روی معادلات حرکت هواپیما

نگارش

شاهرخ ظهرابزاده بزرگی

استاد راهنما

دکتر ابوالقاسم نقاش

استاد مشاور

دکتر علی صالحزاده

خرداد ۱۳۸۷



دانشگاه صنعتی امیرکبیر  
(پلی تکنیک تهران)

بسمه تعالی

تاریخ:  
شماره:

فرم اطلاعات پایان نامه  
کارشناسی - ارشد و دکترا

معاونت پژوهشی  
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی ۷

مشخصات دانشجو:

نام و نام خانوادگی: شاهرخ ظهرازاده بزرگی دانشجوی آزاد  بورسیه  معادل   
شماره دانشجویی: ۸۴۱۲۹۰۲۸ دانشکده: هوافضا رشته تحصیلی: هوافضا گروه: مکانیک پرواز

مشخصات استاد راهنما:

نام و نام خانوادگی: دکتر ابوالقاسم نقاش  
نام و نام خانوادگی:  
درجه و رتبه: استادیار  
درجه و رتبه:

مشخصات استاد مشاور:

نام و نام خانوادگی: دکتر علی صالح زاده نوبری  
نام و نام خانوادگی:  
درجه و رتبه: دانشیار  
درجه و رتبه:

عنوان پایان نامه به فارسی: بررسی اثرات تغییر شکل بال و بدنه بر روی معادلات حرکت هواپیما

عنوان پایان نامه به انگلیسی: Investigating the effects of body and wing deflection on the airplane equations of motion

نوع پروژه: کارشناسی  ارشد  دکترا   
کاربردی  بنیادی  توسعه‌ای  نظری   
سال تحصیلی: ۱۳۸۷

تاریخ شروع: ۸۶/۷/۱ تاریخ خاتمه: ۸۷/۳/۲۷ تعداد واحد: ۶ سازمان تأمین کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: دینامیک پرواز، معادلات حرکت غیر خطی، انعطاف پذیری سازه، آیرولاستیسیته

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: **Fight dynamics, Nonlinear equations of motion, Structural flexibility, Aeroelasticity**

Aeroelasticity

تعداد صفحات ضمیمه ۹	تعداد مراجع ۲۱	<input type="radio"/> واژه‌نامه <input type="radio"/> نقشه <input checked="" type="radio"/> نمودار <input checked="" type="radio"/> جدول <input checked="" type="radio"/> تصویر	تعداد صفحات ۱۱۰	مشخصات ظاهری
<input checked="" type="radio"/> انگلیسی	<input checked="" type="radio"/> فارسی	<input type="radio"/> انگلیسی <input type="radio"/> چکیده	<input checked="" type="radio"/> فارسی	زبان متن

یادداشت

نظرها و پیشنهادهای به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه  
استاد:

دانشجو:

امضاء استاد راهنما: تاریخ:

## چکیده

در این پروژه اثرات انعطاف پذیری سازه هواپیما بر روی خصوصیات پروازی و معادلات حرکت مورد مطالعه قرار گرفته است. در فصل اول مواردی از مشکلات ایجاد شده ناشی از انعطاف پذیری سازه شرح داده شده است. سپس در فصل دوم اثر خمش بدنه ناشی از نیروی وارد توسط دم افقی و عمودی بر روی مشتقات پایداری طولی و عرضی و نیز پایداری طولی و عرضی هواپیما مورد بحث واقع گردیده اند. با استفاده از اطلاعات سازه ای هواپیمای ایران ۱۴۰، نتایج بدست آمده در فصل دوم برای این هواپیما مورد بررسی واقع گردیده اند. در فصل سوم معادلات حرکت شش درجه آزادی غیر خطی هواپیما با در نظر گرفتن انعطاف پذیری سازه بدست آمده اند. شیوه تعیین فرکانسهای طبیعی ارتعاشی سازه با استفاده از روش شکل موده‌های فرضی در فصل چهارم شرح داده شده است و فرکانسهای طبیعی ارتعاشی سازه هواپیمای ایران ۱۴۰ با استفاده از این روش و نیز روش المان محدود بدست آمده اند. در فصل پنجم، با استفاده از معادلات بدست آمده در فصل سوم، و نیز نتایج حاصل شده در فصل چهارم، پرواز هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن خمش بدنه مورد شبیه سازی قرار گرفته است. در فصل ششم نیز نتایج حاصل از این بررسی همراه با پیشنهاداتی برای ادامه کار ارائه گردیده است.

## فهرست مطالب

۲	۱- مقدمه .....
۲	۱-۱- مقدمه .....
۴	۱-۲- اثرات انعطاف پذیری سازه بر روی دینامیک و کنترل هواپیما .....
۵	۱-۲-۱- فلاتر .....
۵	۱-۲-۲- اثر معکوس الران .....
۶	۱-۲-۳- کاهش توان الویتور و رادر .....
۱۰	۱-۲-۴- خستگی سازه ای .....
۱۰	۱-۲-۵- تغییر دینامیک و کنترل پذیری هواپیما .....
۱۳	۲- تحلیل استاتیکی اثر انعطاف پذیری بدنه بر روی پایداری طولی و سمتی .....
۱۳	۱-۲- مقدمه .....
۱۴	۱-۲-۲- اثرات خمش بدنه ناشی از نیروی الویتور بر روی توان الویتور و پایداری طولی هواپیما .....
۲۰	۱-۲-۳- اثرات خمش بدنه ناشی از نیروی دم عمودی و رادر بر روی توان دم عمودی و پایداری سمتی هواپیما .....
۲۰	۱-۲-۴- بررسی اثر انعطاف پذیری بدنه بر کاهش پایداری عرضی و طولی و نیز کاهش توان الویتور و رادر هواپیمای مسافری ایران ۱۴۰ .....
۲۶	۱-۲-۴-۱- بررسی کاهش پایداری طولی و توان الویتور .....
۲۷	۱-۲-۴-۲- بررسی کاهش پایداری سمتی و توان رادر .....
۳۰	۳- معادلات حرکت شش درجه آزادی هواپیمای الاستیک ۳۵ .....
۳۵	۱-۳- مقدمه .....
۳۶	۱-۳-۲- بدست آوردن معادلات حرکت هواپیمای الاستیک .....
۳۷	۱-۳-۳- ۱- دینامیک جسم الاستیک نامقید .....
۴۰	۱-۳-۳-۲- محورهاى میانگین .....
۴۳	۱-۳-۳-۳- موردهای ارتعاشی آزاد .....
۴۶	۱-۳-۳-۴- معادلات حرکت هواپیمای الاستیک .....
۴۹	۱-۳-۳-۵- نیروهای تعمیم یافته .....
۵۳	۱-۳-۳-۶- تعیین نیروهای آیرودینامیکی .....
۵۳	۱-۳-۳-۶-۱- تعیین نیروی برا و گشتاور پیچ ناشی از ارتعاش خمشی و پیچشی بال: .....
۵۸	۱-۳-۳-۶-۲- تعیین تغییرات نیرو و گشتاور آیرودینامیکی دم افقی با در نظر گرفتن خمش بدنه خمش بدنه .....
۵۹	۱-۳-۳-۶-۳- تعیین تغییرات نیرو و گشتاور آیرودینامیکی دم عمودی با در نظر گرفتن خمش بدنه .....
۶۳	۴- تعیین فرکانسهای طبیعی و شکل مودها به روش شکل مودهای فرضی ۶۳ .....
۶۳	۱-۴- مقدمه .....
۶۴	۱-۴-۲- روش شکل مودهای فرضی .....

- ۶۴-۱-۲-۴..... بدست آوردن معادلات حرکت جرمهای متمرکز
- ۶۹-۲-۲-۴..... بدست آوردن شکل مودها و فرکانسهای طبیعی
- ۷۱-۳-۲-۴..... حل معادله ارتعاشی سیستم با استفاده از مختصات نرمال
- ۷۲-۳-۳-۴..... بدست آوردن فرکانسهای طبیعی بال و بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰
- ۷۲-۱-۳-۴..... بدست آوردن فرکانس طبیعی بال هواپیمای ایران ۱۴۰
- ۷۵-۲-۳-۴..... بدست آوردن فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰
- ۵- شبیه سازی پرواز هواپیمای الاستیک ۸۲**
- ۸۲-۱-۵..... مقدمه
- ۸۲-۲-۵..... معادلات و روابط لازم برای شبیه سازی پرواز
- ۸۳-۲-۲-۵..... محاسبه نیروهای آیرودینامیکی
- ۸۵-۳-۲-۵..... گسسته سازی معادلات و برنامه کامپیوتری
- ۸۶-۳-۳-۵..... نتایج شبیه سازی پرواز هواپیمای الاستیک
- ۸۸-۱-۳-۵..... پاسخ هواپیمای الاستیک به ورودی الویتور
- ۹۰-۲-۳-۵..... پاسخ هواپیمای الاستیک به ورودی رادر
- ۶- نتیجه گیری و پیشنهادات ۹۴**
- ۹۴-۱-۶..... نتایج حاصل از بررسی اثر انعطاف پذیری بدنه بر روی دینامیک هواپیما
- ۹۵-۲-۶..... پیشنهادات
- ۹۸..... مراجع
- ۱۰۰-۱..... مشخصات سازه ای و پروازی هواپیمای ایران ۱۴۰
- ۱۰۴-۲..... برنامه های کامپیوتری مورد استفاده قرار گرفته

## فهرست علائم

علامت	کمیت
$D$	نیروی درگ
$\bar{c}_h$	طول وتر متوسط دم افقی
$C_{Lah}$	ضریب برای دم افقی
$C_{mh}$	ضریب گشتاور پیچ دم افقی
$C_{nv}$	ضریب گشتاور گردشی دم عمودی
$C_{mhde}$	ضریب گشتاور پیچ الویتور حول مرکز آیرودینامیکی دم افقی
$C_{mh0}$	ضریب گشتاور پیچ دم افقی در زاویه حمله صفر درجه
$C_{mah}$	ضریب گشتاور پیچ زاویه حمله دم افقی
$C_{m\delta e}$	ضریب گشتاور پیچ الویتور
$C_{nv\delta r}$	ضریب گشتاور گردشی رادر حول مرکز آیرودینامیکی دم عمودی
$C_{n\delta r}$	ضریب گشتاور گردشی رادر
$C_{n\beta v}$	ضریب گشتاور پیچ زاویه سرش جانبی دم عمودی
$\bar{c}_v$	طول وتر متوسط دم عمودی
$\bar{c}_w$	طول وتر متوسط بال
$C_{Y\beta v}$	ضریب نیروی جانبی زاویه سرش جانبی دم عمودی
$(\Delta C_{m\delta e})_{fb}$	میزان تغییر ضریب گشتاور پیچ الویتور ناشی از خمش بدنه
$(\Delta C_{m\alpha})_{fb}$	میزان تغییر ضریب گشتاور پیچ زاویه حمله ناشی از خمش بدنه
$(\Delta C_{n\delta r})_{fb}$	میزان تغییر ضریب گشتاور گردشی رادر ناشی از خمش بدنه
$(\Delta C_{n\beta v})_{fb}$	میزان تغییر ضریب گشتاور گردشی زاویه سرش جانبی حمله ناشی از خمش بدنه
$L_h$	نیروی برای تولید شده توسط الویتور
$K$	ضریب الاستیک
$\alpha_h$	زاویه حمله دم افقی
$\beta_v$	زاویه سرش جانبی دم عمودی
$x$	محور طولی در دستگاه بدنی
$y$	محور عرضی در دستگاه بدنی
$z$	محور عمودی در دستگاه بدنی
$M_b$	گشتاور خمشی
$E$	مدول الاستیسیته
$I$	ممان اینرسی سطح
$l_h$	بازوی دم افقی
$m_h$	گشتاور پیچ ایجاد شده توسط دم افقی حول مرکز آیرودینامیکی دم افقی
$\rho$	چگالی
$V$	سرعت

مساحت دم افقی	$S_h$
مساحت بال	$S_w$
ضریب حجمی دم افقی	$\eta_h$
ضریب فروریزش	$\varepsilon_d$
زاویه نصب دم افقی	$i_h$
ضریب فرو ریزش در زاویه صفر درجه	$\varepsilon_{d0}$
ضریب الویتور	$\varepsilon_e$
زاویه الویتور	$\delta e$
ضریب دینامیکی گشتاور دم افقی	$K_m$
ضریب دینامیکی نیروی برای دم افقی	$K_L$
گشتاور پیچ تولید شده توسط دم افقی حول مرکز ثقل	$m_{hcg}$
زاویه رادر	$\delta r$
نیروی جانبی دم عمودی	$Y_v$
زاویه خیز ایجاد شده در دم عمودی ناشی از خمش بدنه	$\Delta\beta_v$
گشتاور گردشی دم عمودی	$n_v$
بازوی دم عمودی	$l_v$
مساحت دم عمودی	$S_v$
ضریب فروریزش جانبی	$\varepsilon_s$
ضریب رادر	$\varepsilon_r$
ضریب دینامیکی نیروی برای دم افقی	$K_Y$
ضریب دینامیکی گشتاور دم عمودی	$K_n$
دستگاه مختصات اینرسی	$OXYZ$
دستگاه مختصات محلی	$oxyz$
انرژی جنبشی	$T$
المان حجمی	$dV$
بردار موقعیت المان در مختصات اینرسی	$\bar{R}$
بردار موقعیت دستگاه مختصات محلی در دستگاه مختصات اینرسی	$\bar{R}_0$
بردار موقعیت المان در مختصات محلی	$\bar{p}$
بردار سرعت زاویه ای دستگاه مختصات محلی نسبت به اینرسی	$\bar{\omega}$
زمان	$t$
انرژی پتانسیل ناشی از جاذبه	$U_g$
بردار شتاب جاذبه	$\bar{g}$
بردار موقعیت المان قبل از تغییر شکل در دستگاه مختصات محلی	$\bar{s}$
بردار تغییر مکان المان در دستگاه مختصات محلی	$\bar{d}$
انرژی کرنشی	$U_e$
موقعیت مرکز جرم لحظه ای نسبت به مبدا مختصات بدنی	$\bar{x}_{cm}$
تانسور ممان اینرسی کل جسم	$[I]$

جرم جسم	$M$
شکل مود $i$ ام	$\bar{\phi}_i(x, y, z)$
جابجایی ها در دستگاه مختصات تعمیم یافته	$\eta_i(t)$
جرم تعمیم یافته $i$ ام	$M_i$
بردار سرعت در راستای محور طولی مختصات بدنی	$U$
بردار سرعت در راستای محور عرضی مختصات بدنی	$V$
بردار سرعت در راستای محور عمودی مختصات بدنی	$W$
زاویه اوپلر	$\varphi$
زاویه اوپلر	$\theta$
زاویه اوپلر	$\psi$
بردار سرعتهای زاویه ای حول محور طولی مختصات بدنی	$P$
بردار سرعتهای زاویه ای حول محور عرضی مختصات بدنی	$Q$
بردار سرعتهای زاویه ای حول محور طولی مختصات بدنی	$r$
چرخش مجازی	$\varphi_B$
چرخش مجازی	$\theta_B$
چرخش مجازی	$\psi_B$
نیروی رانش در راستای محور طولی	$T_x$
نیروی رانش در راستای محور عرضی	$T_y$
نیروی رانش در راستای محور عمودی	$T_z$
نیروهای وارد به هواپیما در راستای افقی	$X$
نیروهای وارد به هواپیما در راستای عرضی	$Y$
نیروهای وارد به هواپیما در راستای عمودی	$Z$
نیروی برا	$L$
نیروی جانبی	$S$
مجموع گشتاورها حول محور طولی بدنی	$\underline{L}$
مجموع گشتاورها حول محور عرضی بدنی	$\underline{M}$
مجموع گشتاورها حول محور عمودی بدنی	$\underline{N}$
ضرایب تاثیر	$k_{ij}$
تغییر مکان در مختصات تعمیم یافته	$q_i$



## فهرست شکل‌ها

- شکل ۱-۱- مدل سازی قسمت انتهایی بدنه هواپیما به صورت تیر یک سرگردار ..... ۶
- شکل ۲-۱- هواپیمای لایتینگ ..... ۷
- شکل ۳-۱- هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ ..... ۸
- شکل ۴-۱- مشتق  $C_{m\alpha}$  هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱] ..... ۸
- شکل ۵-۱- مشتق  $C_{n\beta}$  هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱] ..... ۹
- شکل ۶-۱- مشتق  $C_{lp}$  هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱] ..... ۹
- شکل ۷-۱- تغییرات سرعت زاویه ای پیچ،  $q$ ، مربوط به هواپیمای بمب افکن بی-۱ نسبت به ورودی الیتور. [۵] .. ۱۱
- شکل ۱-۲- مدل‌سازی قسمت انتهایی بدنه هواپیما به صورت تیر یکسر گردار [۵] ..... ۱۴
- شکل ۲-۲- خمش ناشی از اثر الیتور در مدل یکسرگردار بدنه هواپیما [۵] ..... ۱۵
- شکل ۳-۲- خمش ناشی از اثر رادر در مدل یکسرگردار بدنه هواپیما ..... ۲۱
- شکل ۴-۲- تغییرات  $C_{mah}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۲۷
- شکل ۵-۲- درصد تغییرات  $C_{mah}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۲۸
- شکل ۶-۲- تغییرات  $C_{m\delta}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۲۹
- شکل ۷-۲- درصد تغییرات  $C_{m\delta}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۲۹
- شکل ۸-۲- تغییرات  $C_{n\beta v}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۳۰
- شکل ۹-۲- درصد تغییرات  $C_{n\beta v}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۳۱
- شکل ۱۰-۲- تغییرات  $C_{n\delta r}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۳۲
- شکل ۱۱-۲- درصد تغییرات  $C_{n\delta r}$  بر حسب مقادیر مختلف سرعت ..... ۳۲
- شکل ۱-۳- موقعیت المان جرمی ..... ۳۸
- شکل ۲-۳- مقطع بال ..... ۵۴
- شکل ۳-۳- مقطع دو بعدی بال ..... ۵۴
- شکل ۱-۴- جرم کسسته بال هواپیما ..... ۶۵
- شکل ۲-۴- مدل جرم گسسته نیمی از بال ..... ۶۵
- شکل ۳-۴- مدل جرم متمرکز هواپیمای ایران ۱۴۰ ..... ۷۲
- شکل ۴-۴- اولین فرکانس طبیعی بال هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۳
- شکل ۵-۴- دومین فرکانس طبیعی بال هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۳
- شکل ۶-۴- سومین فرکانس طبیعی بال هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۴
- شکل ۷-۴- چهارمین فرکانس طبیعی بال هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۴
- شکل ۸-۴- اولین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۵
- شکل ۹-۴- دومین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۶

- شکل ۴-۱۰- سومین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۶
- شکل ۴-۱۱- چهارمین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۷
- شکل ۴-۱۲- اولین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف برای بدنه بسیار لاستیک ..... ۷۸
- شکل ۴-۱۳- دومین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف برای بدنه بسیار لاستیک ..... ۷۹
- شکل ۴-۱۴- سومین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف برای بدنه بسیار لاستیک ..... ۷۹
- شکل ۴-۱۵- چهارمین فرکانس طبیعی بدنه هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظرگرفتن تعداد جرمهای مختلف برای بدنه بسیار لاستیک ..... ۸۰
- شکل ۵-۱- فلوچارت شبیه سازی پرواز هواپیمای الاستیک ..... ۸۷
- شکل ۵-۲- تغییرات  $q$  ..... ۸۸
- شکل ۵-۳- تغییرات  $q$  ..... ۸۹
- شکل ۵-۴- تغییرات  $\alpha$  ..... ۸۹
- شکل ۵-۵- تغییرات  $r$  ..... ۹۱
- شکل ۵-۶- تغییرات  $\beta$  ..... ۹۱
- شکل ۵-۷- تغییرات  $q$  ..... ۹۲

## فهرست جدول‌ها

- جدول ۱-۱- کمترین فرکانس طبیعی ارتعاشی چند نوع هواپیمای مختلف [۷]، [۱۲] ..... ۳
- جدول ۱-۲- مشتقات پایداری طولی و سمتی در سرعت  $m/s$  ۱۶۴ ..... ۳۳
- جدول ۲-۲- مشتقات پایداری طولی و سمتی در سرعت  $m/s$  ۳۰۰ ..... ۳۳
- جدول ۱-۳- معادلات حرکت هواپیمای الاستیک [۶] ..... ۴۸
- جدول ۲-۳- معادلات غیر خطی هواپیمای الاستیک [۶] ..... ۵۲
- جدول ۳-۳- نیروهای تعمیم یافته هواپیمای الاستیک [۶] ..... ۵۲
- جدول ۱-۴- فرکانسهای طبیعی ارتعاشی بال هواپیمای ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۵
- جدول ۲-۴- فرکانسهای طبیعی ارتعاشی بدنه هواپیما ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف ..... ۷۷
- جدول ۳-۴- فرکانسهای طبیعی ارتعاشی بدنه هواپیما ایران ۱۴۰ با در نظر گرفتن تعداد جرمهای مختلف برای بدنه بسیار الاستیک ..... ۸۰
- جدول ۱-۵- معادلات غیر خطی هواپیمای الاستیک [۶] ..... ۸۳

# فصل اول

## مقدمه

## ۱-مقدمه

### ۱-۱- مقدمه

در مراجع و کتب متداول مکانیک پرواز، معادلات حرکت هواپیما عموماً با فرض صلبیت سازه هواپیما بدست می آیند و از اثرات انعطاف پذیری سازه صرف نظر می گردد. در مواردی که فرکانسهای طبیعی دینامیک هواپیما با فرض صلبیت، اختلاف زیادی با فرکانسهای طبیعی ارتعاشی سازه داشته باشند فرض صلبیت جهت تحلیل دینامیکی هواپیما تا حد قابل قبولی با واقعیت سازگار خواهد بود. اما با افزایش انعطاف پذیری سازه و کاهش فرکانسهای طبیعی ارتعاشی سازه این اختلاف کاهش یافته و فرض صلبیت سازه دیگر قابل قبول نخواهد بود. این امر متخصصین این رشته را بر آن داشته است که در بدست آوردن معادلات حرکت هواپیما، انعطاف پذیری سازه را نیز مد نظر قرار دهند.

با ساخت هواپیماهای بزرگتر با بدنه طویل و دهانه بال بسیار بیشتر در دهه پنجاه میلادی و نیز بکارگیری موتور جت و افزایش سرعت هواپیماها مشکلات متعددی که بعضاً منجر به سوانح مرگباری گردید، پدیدار گشت. همچنین بکارگیری آلیاژهای جدید و مواد مرکب نوظهور در سالهای بعد باعث افزایش چشمگیر انعطاف پذیری سازه گردید؛ به گونه ای که عدم در نظر گرفتن انعطاف پذیری سازه

در هواپیماهای با سرعت زیر صوت و گذر صوت بزرگ و نیز جنگنده های مافوق صوت نه تنها باعث کاهش دقت و صحت تحلیلها می گردید، بلکه نتایجی کاملاً نادرست را در اختیار تحلیل گران قرار می داد.

در حقیقت مودهای دینامیک پرواز و مودهای ارتعاشی سازه با یکدیگر کوپله<sup>۱</sup> می باشند [۸]، [۱۵]. اما این وابستگی به طور معمول در هواپیماهای کوچک و کم سرعت در مقایسه با هواپیماهای بزرگ و پرسرعت بسیار کمتر می باشد. زیرا در هواپیماهای کوچک و کم سرعت فرکانس طبیعی مودهای پروازی طولی و عرضی شامل دوره کوتاه<sup>۲</sup> و فوگاید<sup>۳</sup>، رول<sup>۴</sup>، داچرول<sup>۵</sup> و اسپیرال<sup>۶</sup> بسیار کمتر از فرکانسهای طبیعی ارتعاشی سازه می باشند. به گونه ای که وابستگی مودهای پروازی و ارتعاشی سازه قابل صرفنظر کردن بوده و عدم در نظر گرفتن انعطاف پذیری سازه باعث بروز خطای قابل ملاحظه ای نمی گردد.

جدول ۱-۱- کمترین فرکانس طبیعی ارتعاشی چند نوع هواپیمای مختلف [۷]، [۱۲]

نام هواپیما	نوع هواپیما	فرکانس طبیعی $rad / sec$
B-1	بمب افکن مافوق صوت	۱۳
کنکورد	مسافربری مافوق صوت	۱۳
C-5	ترابری سنگین	۱۱
اریاس ۳۸۰	مسافربری سنگین	۶.۲۵

<sup>1</sup> Coupled  
<sup>2</sup> Short Period  
<sup>3</sup> Long Period  
<sup>4</sup> Roll  
<sup>5</sup> Duch-roll  
<sup>6</sup> Spiral

در جدول ۱-۱ کمترین فرکانس طبیعی تعدادی از هواپیماها مورد مقایسه قرار گرفته است [7]. مشاهده می گردد که در هواپیماهایی مانند کنکورد، B-1 و C-5 کمترین فرکانس طبیعی در محدوده ۱۱ الی ۱۳ رادیان بر ثانیه می باشد. از این رو لازم است که اثرات انعطاف پذیری سازه بر روی دینامیک هواپیما مشخص گردد. در فصلهای بعدی به تفصیل به این موضوع پرداخته می شود.

#### ۱-۲- اثرات انعطاف پذیری سازه بر روی دینامیک و کنترل هواپیما

انعطاف پذیری سازه هواپیما باعث بروز مسایل و مشکلات متعددی می گردد که این مشکلات بعضاً می توانند سلامت و ایمنی پرواز هواپیما را به مخاطره اندازند. در برخی موارد نیز اگرچه اثرات انعطاف پذیری سازه مخاطره آمیز نمی باشد، اما بروز مشکلاتی مانند کاهش خوشدستی هواپیما و یا عدم دقت اتوپایلوت را سبب می گردد [7].

در این فصل مشکلات و مسایل متعددی که در پرواز هواپیما به دلیل انعطاف پذیری سازه روی می دهد به اختصار معرفی می گردد [۱]، [۵]، [۷]، [۱۰]، [۱۱]. این مسایل عبارتند از:

- فلاتر<sup>۱</sup>
- اثر معکوس الران<sup>۲</sup>
- کاهش توان الویتور<sup>۳</sup>
- خستگی سازه ای
- کاهش خوشدستی هواپیما
- طراحی اتوپایلوت

---

<sup>1</sup> Flutter

<sup>2</sup> Aileron Reversal

<sup>3</sup> Loss of Longitudinal Control Power

این پدیده ها هر یک به تنهایی شامل جزییات بسیار مبسوطی می باشند. به نحوی که پرداختن به هر یک از این مسایل به صورت تحلیلی از حیطه این پروژه خارج است. لذا در اینجا شرح مختصری از موارد ذکر شده ارایه می گردد.

#### ۱-۲-۱- فلاتر

پدیده فلاتر یکی از اولین مسایلی بود که باعث رشد و گسترش علم آیروالاستیسیته گردید. این پدیده هنگامی روی می دهد که فرکانس نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال هواپیما برابر با فرکانس طبیعی سازه بال گردیده و در نتیجه پدیده تشدید<sup>۱</sup> به وقوع پیوندد. در واقع این پدیده بر اثر برهمکنش نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بال و ارتعاشات سازه روی می دهد. پدیده فلاتر به صورتی مجزا تحت عنوان آیروالاستیسیته بررسی می گردد و این موضوع خود سرفصل بسیاری از موضوعات و پروژه های گوناگون می باشد.

#### ۱-۲-۲- اثر معکوس الران

با حرکت الران به سمت پایین یک نیروی رو به بالا در بال ایجاد می گردد. اما از آنجاییکه نقطه اثر این نیرو در قسمت انتهایی مقطع بال و دور از محور الاستیک بال قرار دارد، این نیرو خود باعث ایجاد یک گشتاور پیچشی در بال هواپیما حول محور طولی بال شده و در نتیجه مقطع دچار پیچش گردیده و لبه حمله به سمت پایین متمایل می گردد. این مسأله باعث می گردد که زاویه حمله کاهش یافته و در نتیجه نیروی برا نیز کاهش یابد. حال چنانچه مقدار کاهش نیروی برای ناشی از کاهش زاویه حمله بیشتر از مقدار افزایش نیروی برای ناشی از حرکت الران باشد، در نتیجه نیروی برا در مجموع کاهش یافته و بال به جای حرکت به سمت بالا به سمت پایین حرکت می کند. این پدیده که بر اثر انعطاف پذیری بیش از حد سازه بال پدید می آید اثر معکوس الران نامیده می شود.

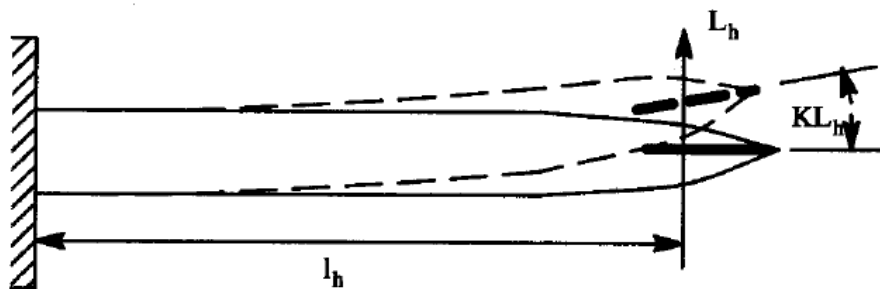
---

<sup>1</sup> Resonance



### ۱-۲-۳- کاهش توان الویتور و رادر

این پدیده یکی از مهمترین پدیده های ناشی از انطاف پذیری سازه می باشد که در فصل دوم به تفصیل به آن پرداخته خواهد شد. در شکل ۱-۱ بدنه هواپیما به صورت یک تیر یک سرگیردار<sup>۱</sup> مدل شده است [۱].



شکل ۱-۱- مدل سازی قسمت انتهایی بدنه هواپیما به صورت تیر یک سرگیردار

چنانچه در قسمت انتهایی این تیر مشابه اثر الویتور بر بدنه هواپیما نیروی رو به بالای  $L_h$  وارد گردد، در نتیجه تیر دچار خیزش شده و چنانچه ضریب الاستیک تیر برابر با  $K$  در نظر گرفته شود در نتیجه زاویه خیز انتهایی تیر برابر با  $KL_h$  خواهد بود. این بدان معنا است که وارد آمدن یک نیروی رو به بالا در قسمت انتهایی بدنه هواپیما باعث کاهش زاویه حمله دم افقی می گردد.

این پدیده در هواپیمای پی ۳۸ ملقب با لایتینگ [۷] منجر به بروز سوانحی گردید. همانگونه که در شکل (۱-۲) مشاهده می گردد این هواپیما دارای بدنه باریکی بوده و در اثر نیروی الویتور دچار خمش می گردد. مدل های اولیه این هواپیما به دلیل انعطاف پذیری بیش از حد بدنه شان توانایی خروج

<sup>۱</sup> Cantilevered

از مانور شیرجه<sup>۱</sup> را دارا نبودند و این امر منجر به بروز سوانحی برای این جنگنده گردید. لذا طراحان و سازندگان این هواپیما ملزم به ایجاد تغییراتی در این هواپیما برای رفع این معضل گردیدند.



شکل ۱-۲- هواپیمای لایتینگ

همچنین این پدیده در هواپیمای بویینگ ۷۰۷ که در شکل (۱-۳) تصویری از این هواپیما نشان داده شده است بر اساس مرجع [۱] باعث کاهش قابل ملاحظه ۵۰ درصدی توان الویتور می گردد. در شکل (۱-۴) اثر خمش بدنه در کاهش  $C_{ma}$  برای هواپیمای بویینگ ۷۰۷-۳۲۰ نشان داده شده است [۱].

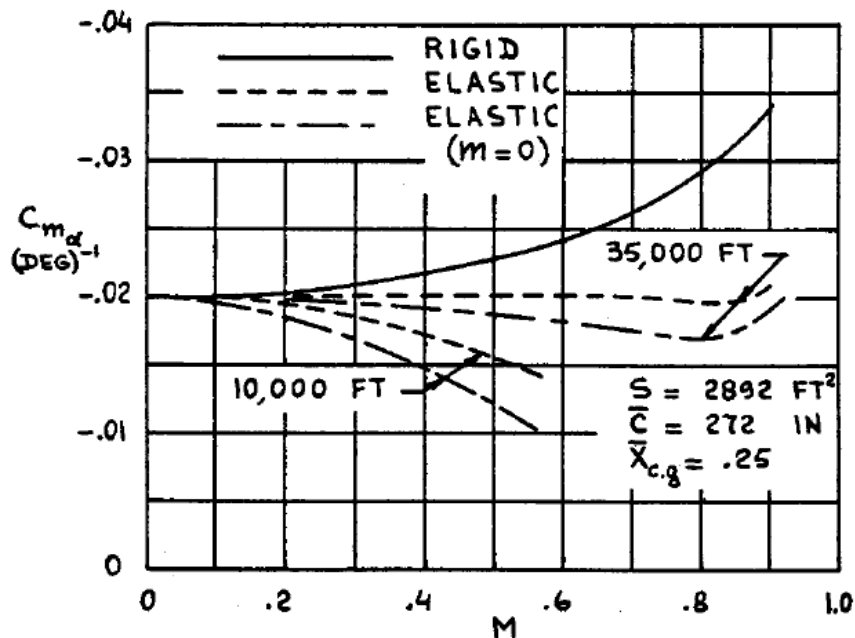
---

<sup>۱</sup> Steep dive

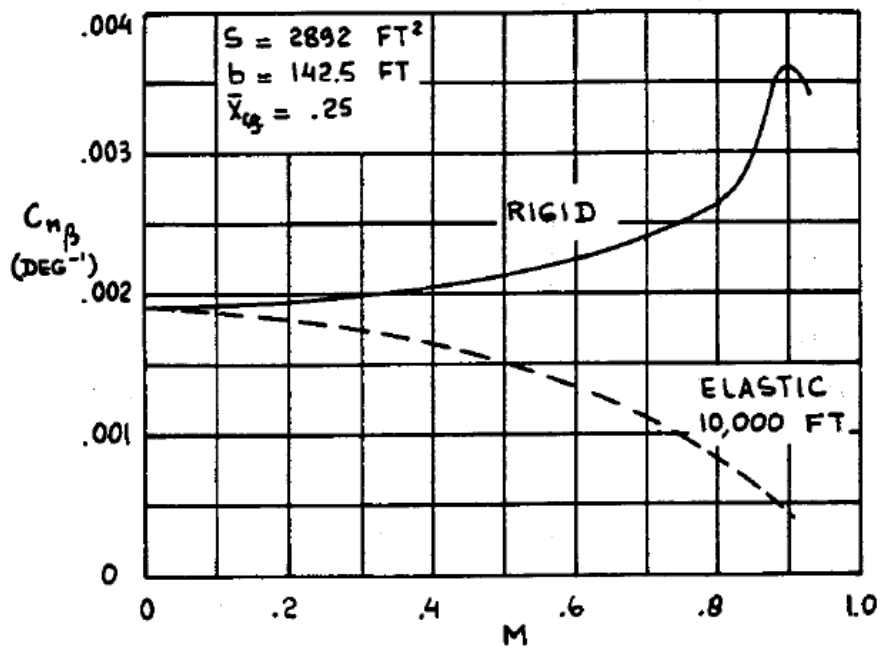
مشابه این پدیده نیز در اثر بار وارد توسط رادر و دم عمودی ایجاد می گردد و به سبب خمش ایجاد شده توسط نیروی دم عمودی و رادر، زاویه سرش جانبی در ناحیه دم کاهش یافته و در نتیجه توان رادر کاهش می یابد. در شکل (۵-۱) اثر خمش بدنه در کاهش  $C_{n\beta}$  برای هواپیمای بویینگ ۷۰۷-۳۲۰ نشان داده شده است [۱].



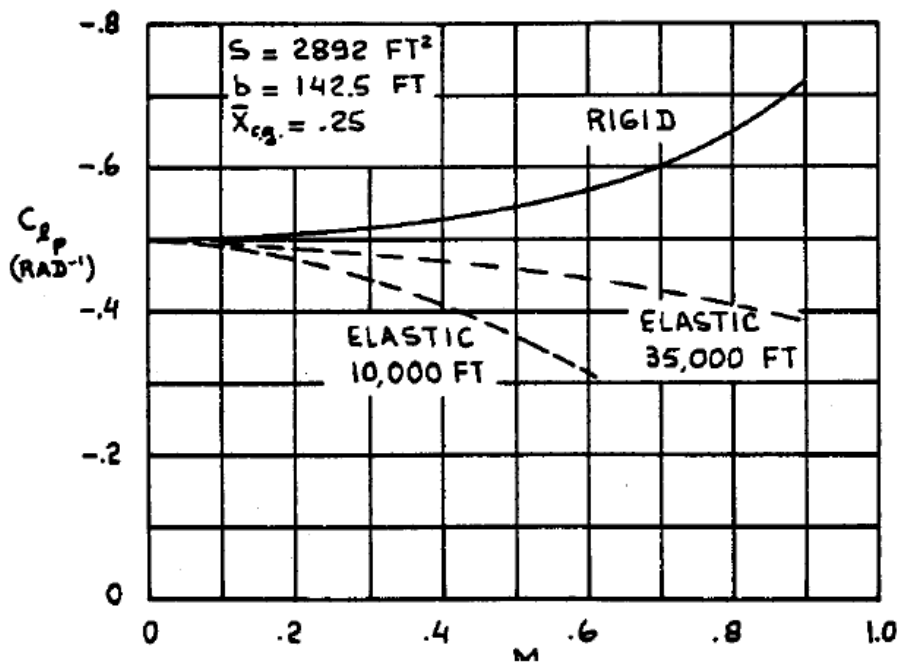
شکل ۳-۱- هواپیمای بویینگ ۷۰۷-۳۲۰



شکل ۴-۱- مشتق  $C_{m\alpha}$  هواپیمای بویینگ ۷۰۷-۳۲۰ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱]



شکل ۵-۱- مشتق  $C_{n\beta}$  هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱]



شکل ۶-۱- مشتق  $C_{lp}$  هواپیمای بویینگ ۳۲۰-۷۰۷ با در نظر گرفتن خمش بدنه. [۱]