

Вступ

На даний момент, у сучасному світі, авіація розвивається шаленими темпами у зв'язку з попитом великих масштабів, оскільки вона починає наближатись до лідируючих позицій в транспортній інфраструктурі. Велику частину авіаційних розробок та винаходів присвячено темі безпілотних ЛА та транспортному повітряному сполученню. Також великого поширення набирає сфера легкої авіації (багатомісні планери, літаки бізнес класу, багатоцільові літальні апарати тощо). Винахідники стараються удосконалити практично всі характеристики при збереженні необхідних параметрів. Щоб цього досягти, без втрати великих коштів, необхідно проводити безліч експериментальних дослідів на моделях менших масштабів. Наявність якісної та технологічної аеродинамічної труби дозволяє відтворити необхідні природні умови з якими ЛА стикаються під час експлуатації та реалізувати практично всі види експерименту.

Мета дипломної роботи - рама ваг для навчальної аеродинамічної труби. Каркас для одного з найважливіших приладів – аеродинамічних ваг.

У першому розділі був проведений огляд аеродинамічної труби в цілому та основних її агрегатів окремо, а також її види та параметри. Ознайомлено з варіаціями рами аеродинамічних ваг та аналогами.

У другому розділі були визначені основні геометричні параметри рами.

У третьому розділі досліджено можливі варіанти конструктивно-силової схеми та методом аналізу обрану найвигіднішу.

У четвертому був проведений розрахунок жорсткостних параметрів елементів рами.

У п'ятому було визначено конструкцію вузлів кріплення рами в робочій частині АДТ.

У шостому створено скінчено – елементну модель силової конструкції, розглянуто її структуру та параметри.

У сьомому проведений аналіз результатів розрахунку напружено– деформованого стану.

1. Аналіз конструкцій прототипів

1.1. Загальна будова аеродинамічних труб

1.1.1. Класифікація аеродинамічних труб

Дослідження силового взаємодії потоку і літального апарату (ЛА) представляє єдину одну з важливих задач аеродинаміки, котра вирішується за допомогою експерименту в аеродинамічних трубах. При цьому у більшості використовується принцип зворотного руху, коли модель ЛА закріплюється в трубі, а газовий потік набігає на неї з заданою швидкістю. Даний принцип, відповідно до загальних принципів відношення класичної механіки, застосовується у випадку рівномірного прямолінійного поступального руху.

В основному всі труби, які використовуються в нашому часі можна розділити за конструктивними ознаками на труби замкнутого і незамкнутого типу. У трубі першого типу безперервно циркулює одна і та маса газу. У незамкнених трубах газ, потрапивши в робочу частину через сопло, потім викидається з труби. Витрата енергії в такій трубі вище, ніж в замкнутій установці, де необхідно лише підтримувати рух циркулюючого газу, проте вартість незамкненою труби виявляється менше.

Залежно від швидкості потоку в робочій частині аеродинамічні труби можна поділити на дозвукові ($0,8 < M < 1,2$), звукові ($0,8 < M < 1,2$), надзвукові ($1,2 < M < 5$) і гіперзвукові ($M > 5$). Дозвукові труби додатково ділять на труби малих ($0 < M < 0,2$) і великих ($0,2 < M < 0,8$) дозвукових швидкостей. Перші три види труб можуть бути виконані як по замкнутій, так і незамкненою схемами. Гіперзвукові труби будуються зазвичай незамкнутими і з обов'язковим підігрівом робочого газу.

По виду робочої частини аеродинамічні труби поділяють на труби з відкритою робочою частиною, закритою робочою частиною і труби з герметичною камерою.

Залежно від тривалості роботи труби бувають короткочасного і постійного дії. Труба короткочасної дії дозволяє відчувати моделі лише протягом малого проміжку часу (кілька хвилин). Живлення такої труби здійснюється від батареї балонів високого тиску, куди повітря попередньо накачується компресорами. Ємність балонної батареї визначає тривалість роботи аеродинамічної труби. У трубах постійного дії потік газу створюється за допомогою осьового компресора, вбудованого в аеродинамічну трубу і забезпечує необхідний ступінь стиснення газу для досягнення заданих чисел M . Час дії такої труби практично не обмежена і визначається умовами експерименту.

1.1.2. Конструкція аеродинамічних труб

Аеродинамічні труби, що застосовуються в даний час для визначення характеристик ЛА, складаються з наступних основних елементів: форкамери, сопла, робочої частини, дифузора і приводу (джерела енергії). Всі ці елементи притаманні різним видам труб, як дозвуковим, так і надзвуковим. Однак в залежності від швидкості потоку можуть змінюватися форма і розміри різних вузлів і деталей, характер їх розташування.

Розглянемо ці вузли, на прикладі надзвукової аеродинамічної труби (рис.1)

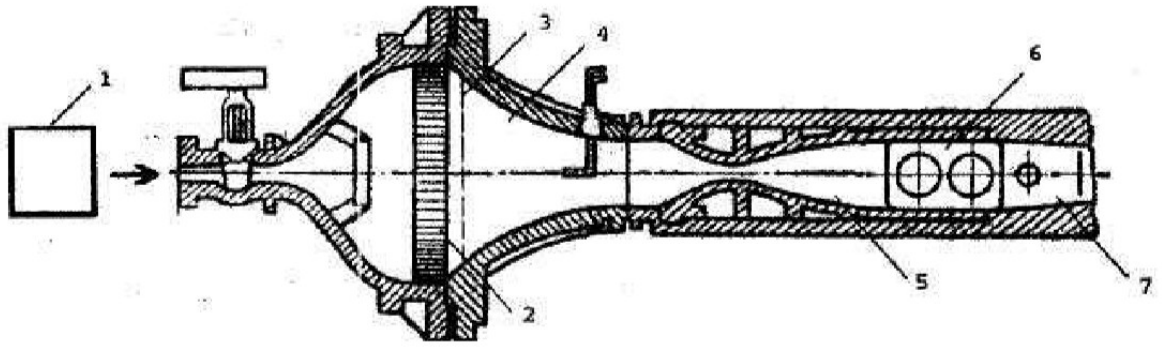


Рис. 1. Основні елементи надзвукової аеродинамічної труби:

- 1 - привід (компресор); 2 - хонейкомб; 3 - детурбулізуюча сітка; 4 - форкамера; 5 - сопло; 6 - робоча частина; 7 - дифузор

В форкамері розміщуються приймач повного тиску, прилади для вимірювання температури і різні пристрої для впорядкування руху потоку газу перед входом його в сопло. До таких пристроїв відносяться хонейкомб, що представляє собою сотоподібні ґрати, набрані з тонких металевих пластин, і детурбулізуючої сітки. Хонейкомб руйнує великі вихори і вирівнює скоси, а сітка сприяє створенню рівномірного поля швидкостей по поперечному перерізі форкамери і зменшення початкової турбулентності потоку. Чим більше розміри форкамери, тим рівномірніший потік перед входом в сопло, а отже, і в робочій частині аеродинамічної труби.

Сопло труби являє собою канал, що має певну конфігурацію, яка забезпечує отримання заданої швидкості однорідного газового потоку. Форма поперечного перерізу сопла визначається завданнями дослідження і можливістю виготовлення.

Робоча частина є тією частиною труби, де встановлюються експерименті моделі ЛА або окремі їх елементи. Газовий потік тут повинен

мати рівномірний поле швидкостей, температур і тисків. Робочі частини дозвукових аеродинамічних труб, як правило, виконуються відкритими. Робочі частини надзвукових зазвичай виконуються закритими або у вигляді герметичної камери.

Дифузор розташовується відразу за робочою частиною труби і являє собою спеціальним чином спрофільований канал, який служить для зменшення швидкості потоку газу з метою найбільш ефективного перетворення його кінетичної енергії в енергію тиску.

Привід аеродинамічної труби являє собою пристрій, що надає потоку газу необхідну енергію, при якій його швидкість в робочій частині досягає заданого значення. В якості приводу в надзвукових трубах застосовуються багатоступінчасті компресори, а в дозвукових - електродвигуни з вентиляторами.

Крім перерахованих основних елементів в конструкцію труби можуть включатися інші пристрої, необхідні для забезпечення спеціальних умов експерименту. До таких пристроїв відносяться осушувачі, які служать для видалення з повітря зайвої вологи, що спотворює картину обтікання в робочій частині. В окремих конструкціях труб використовуються підігрівачі, необхідні для запобігання конденсації компонентів газу (така конденсація може наступити внаслідок глибокого охолодження газу при його розширенні в соплі).

1.1.3. Класифікація аеродинамічних труб дозвукових швидкостей

Як правило, аеродинамічні труби малих швидкостей є установками постійного дії, в який штучний потік газу може підтримуватися протягом тривалого часу. Це створює великі зручності для проведення експерименту. Конструкція аеродинамічних труб відрізняється великою різноманітністю і

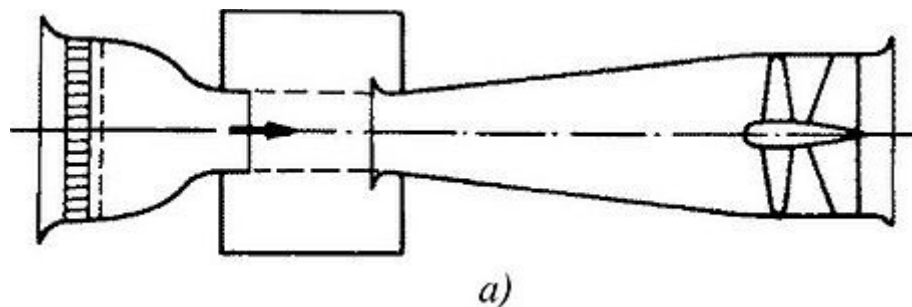
залежить від призначення труб і від можливостей їх проєктантів. Деякі елементи можуть бути присутніми у одних, і відсутні у інших труб. Класифікувати аеродинамічні труби малих швидкостей можна за багатьма ознаками.

1.1.4. Класифікація по типу робочої частини

Досліджувана модель поміщається в робочій частині. Робоча частина може мати або не мати стінок. У першому випадку її називають закритою, у другому - відкритою. Можливий і такий варіант відкрита робоча частина, оточена герметичною камерою, званої камерою Ейфеля. Бувають закриті робочі частини зі щілинами.

1.1.5. Замкнений та незамкнений контур

По конструкції розрізняють два основних типи аеродинамічних труб залежно від способу подачі повітря: незамкнута або відкрита і замкнута. Принципові схеми цих конструкцій наведені на рис. 2.



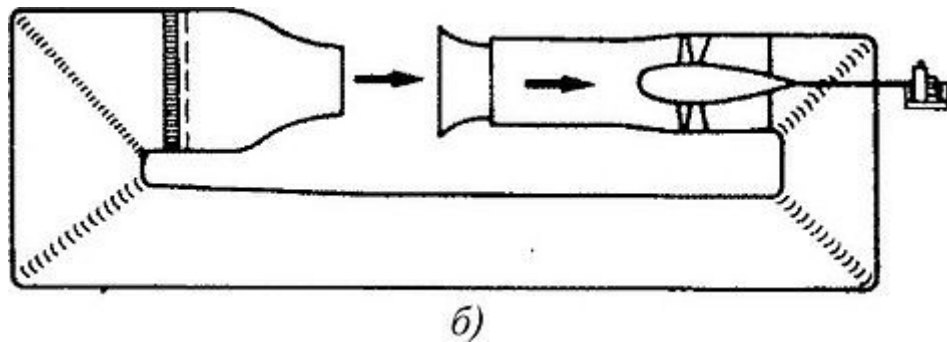


Рис. 2. Аеродинамічні труби незамкнутого і замкнутого типів:
а - конструкція Ейфеля; б - конструкція Геттінгенського

На рис. 2 а показана схема аеродинамічної труби незамкнутого типу (конструкція Ейфеля). У такій трубі через робочу частину проходить в кожен момент часу нова порція повітря, що входить з навколишнього середовища і виходить назовні із зворотного боку. Труби незамкнутого (відкритого) типу застосовуються рідко, тому що їх робота залежить від кліматичних і погодних умов і заподіює безліч незручностей, перш за все пов'язаних з шумом, в робочу частину при роботі можуть потрапляти сторонні предмети з навколишнього простору. Це, як правило, невеликі установки, придатні для «продувки» тільки невеликих за розмірами об'єктів.

На рис. 2 б представлена замкнута аеродинамічна труба з переміщенням однієї і тієї ж маси повітря по замкнутому каналу (конструкція Геттінгенського). Циркуляція повітря по каналу забезпечується потужним вентилятором.

Поряд з цими двома типами була розроблена конструкція, що є ніби перехідною між ними: конструкція з відкритим поверненням повітря, яка, як правило, теж зв'язується з ім'ям Ейфеля. При такій конструкції повітря всередині будівлі, яка оточує аеродинамічну трубу, повертається від випускного дифузора до вхідної воронки. В аеродинамічних трубах такого

типу приміщення, яке оточує трубу, слід проектувати таким чином, щоб повернення повітря відбувався по можливості без втрат.

Всі три типи аеродинамічних труб мають свої переваги і недоліки, оцінити які в кількісному відношенні можна тільки в кожному конкретному випадку застосування.

Таблиця 1

Порівняння відкритої та закритої робочої частини

	Переваги	Недоліки
Відкрита робоча частина	<ol style="list-style-type: none">1. Хороший доступ.2. Постійність статичного тиску.3. Нема впливу стінок на потік.	<ol style="list-style-type: none">1. Пульсація потоку.2. Необхідний замкнутий контур або камера Ейфеля.3. Втрата потужності4. Мала довжина.
Закрита робоча частина	<ol style="list-style-type: none">1. Відсутність пульсацій.2. Є можливість використовувати незамкнений контур.3. Менші втрати потужності.4. Необмежена довжина.	<ol style="list-style-type: none">1. Утруднений доступ.2. Необхідно вирівнювати статичний тиск.3. Стінки впливають на обтікання моделі.

1.2. Аеродинамічні ваги

1.2.1. Вимірювання в примежовому шарі

Вимірювання параметрів потоку в примежовому шарі необхідно, перш за все, для вивчення лобового опору тіл добре обтічної форми, яке в основному визначаються поверхневим тертям. При вимірах в примежовому шарі визначається профіль швидкості, товщина витіснення і втрати імпульсу, коефіцієнт тертя на стінці і момент переходу ламінарного течії в турбулентний.

Мала товщина примежового шару вимагає застосування істотно більш прецизійних методів і більш чутливої апаратури, ніж при звичайних аеродинамічних дослідженнях. Для визначення профілю швидкості в примежовому шарі застосовуються мікронасадки з внутрішнім діаметром 0,05-0,3 мм і термоанемометри з малою товщиною проволки.

Коефіцієнт поверхневого тертя знаходять безпосереднім методом, вимірюючи силу, діючу на поверхню відомої площі, що становить частину обтічної поверхні, або за допомогою поверхневих насадок вимірюють швидкість всередині ламінарного підслою.

Точка переходу ламінарного стану течії в турбулентний, а точніше, область переходу визначається наступними способами:

- за допомогою вимірювання профілю швидкості і фіксації його вимірювання;
- на основі вимірювання турбулентних пульсацій за допомогою термоанемометра;
- метод вимірювання повного тиску уздовж профілю; в місці переходу швидкість на одній і тій же відстані від поверхні зростає;
- за допомогою візуалізації течії, наприклад, шляхом введення в потік цівок диму з ряду отворів.

Найважливішою метою аеродинамічних досліджень є визначення аеродинамічних коефіцієнтів ЛА по продувках моделі в трубі. Зазначені коефіцієнти найпростіше визначити, виміривши відповідні сили і моменти, що діють на модель в потоці.

Для цієї мети служать аеродинамічні ваги, які на відміну від звичайних ваг для яких напрямки дії сили відомо, повинні виміряти сили і моменти, напрямки яких невідомі.

У найзагальнішому випадку аеродинамічні ваги повинні вимірювати компоненти повної аеродинамічної сили в проекціях на три взаємно перпендикулярні осі, що проходять через якусь точку і три компонента повного моменту щодо цих осей (рис. 3).

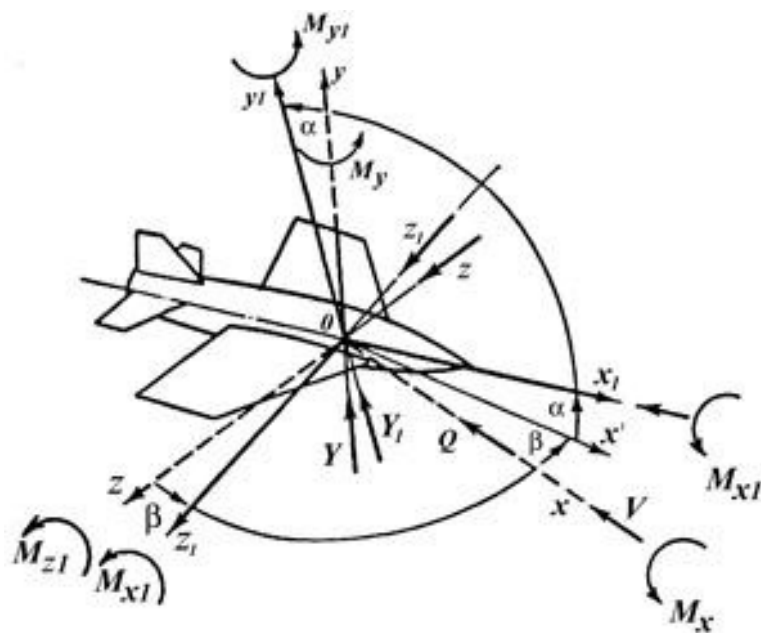


Рис. 3. Осі координат і проекції аеродинамічного навантаження на модель.

Пунктир - потокова система координат O_{xyz} . Суцільні лінії - система координат, пов'язана з моделлю. Ось O_x' - в напівзв'язані системі координат.

Особливістю цих вимірювань є те, що в процесі їх проведення напрямок дії сил може змінюватися.

Основною ознакою класифікації аеродинамічних ваг є число вимірюваних компонентів. Залежно від місця розташування ваг вони діляться на: ваги, розташовані поза моделлю робочої частини труби; І ваги, які розташовані всередині моделі. За способом фіксації діючих сил ваги діляться на механічні і електричні.

1.2.2. Аеродинамічні ваги

Аеродинамічні ваги - особливий рід складного динамометра, прилад для вимірювання сил і моментів, що діють на літак або його модель при випробуванні в повітряному потоці аеродинамічної труби. Ваги влаштовані за принципом незалежної вимірювання кожного компонента. За кількістю вимірюваних компонентів ваги діляться на одно-, двох-, трьох-, чотирьох- і шестикомпонентні. На об'єкт, випробуваний в трубі, діє сукупність елементарних сил тиску і тертя, яку за допомогою аеродинамічних ваг після обробки результатів вимірювань, представляють у вигляді еквівалентної системи сил і моментів в осях координат, пристосованих до методів вирішення завдань динаміки польоту. Таким чином аеродинамічні ваги повинні одночасно вимірювати шість незалежних реакцій - три компонента реакції аеродинамічних сил і три компонента реакції аеродинамічного моменту.

Значення незалежних реакцій обробляються за допомогою робочих формул, від яких визначається схемою аеродинамічних ваг. В результаті обробки виходить еквівалентна система сил і моментів.

Шестикомпонентними вагами обладнані багато сучасних аеродинамічних труб. В основу пристрою аеродинамічної труби може бути покладений чисто механічний важільний принцип, а також більш складні електромеханічні схеми. Сучасні аеродинамічні ваги являють собою складний електрифікований агрегат, в якому урівноваження сил і зміни кута установки моделі (відповідно задається режиму польоту) відбуваються автоматично.

Важливою частиною аеродинамічних ваг є підвіска, що забезпечує установку моделі під заданими кутами до потоку. Головні вимоги до підвіски - мінімальний власний лобовий опір і малі збурення потоку поблизу моделі. У невеликих трубах влаштовуються аеродинамічні ваги з гнучкою дротяною підвіскою, що підтримує модель в перевернутому положенні. При цьому підйомна сила викликає сили розтягу в підвісці.

У модельних трубах зі швидкістю потоку понад 100 од/с підвіска виконується з профільованих сталевих стрічок. Іноді частина підвіски закривається обтічними кожухами, не пов'язаними з вимірювальною частиною.

Для натурних випробувань літаків підвіска виконується з жорстких стержнів, що утворюють просторову систему, пов'язану з літаком в головних вузлах.

При прямолінійному польоті сили, що діють на літак, лежать в одній площині. Тому для багатьох досліджень в трубі досить мати більш прості трикомпонентні ваги, що вимірюють підйомну силу, лобовий опір і поздовжній момент.

Точність вимірювання на аеродинамічних вагах дуже висока, в кращих зразках помилка одиничного зважування не перевищує $1/6000$ максимального навантаження. Висока точність вимірювання необхідна, тому що величина сил, що діють на літак в залежності від режиму польоту, змінюється в дуже широких межах.

Крім того аеродинамічні ваги повинні мати достатню чутливість, щоб виявити різницю в опорі літака, що вноситься дрібними змінами його форми (потрібно, наприклад, вловити різницю в лобовому опорі літака при різних видах забарвлення, при усуненні дрібних виступів на його поверхні, при герметизації щілин і т. п.).

Для деяких спеціальних дослідів ґрунтуються однокомпонентні ваги (ваги лобового опору), а також моментні ваги для дослідження стійкості літака та інші.

Незважаючи на велику різноманітність можливих схем і конструкцій механічних ваг, вони мають однакові конструктивні елементи:

- підтримують пристрої, що служать для установки моделі в потоці;
- плаваюча рама, що служить для кріплення підтримуючих пристроїв і сприйняття діючих сил;
- механічна система розкладання сил;
- механізми для вимірювання сил і моментів.

До механізмів аеродинамічних ваг пред'являються такі вимоги:

- мале тертя при вимірювальних переміщеннях системи;
- висока чутливість важелів і шарнірів;
- висока точність передавальних відношень в підсумкових і моментних системах;
- велика жорсткість для можливо меншого спотворення геометрії системи;

- можливість регулювання положення опор для виключення систематичних похибок.

На рисунку 4 наведена схема шестикомпонентних аеродинамічних ваг в яких модель підтримується на шарнірах O_1 і O_2 в крилах моделі пов'язаних дротами з плаваючими рамами P_1 і P_2 . Задній шарнір O_3 пов'язаний з важелем P_1 , які служать для зміни кута атаки. Важіль P_1 передає навантаження від моменту M_z на ваговий елемент $BЭз$.

Всі вертикальні складові в вузлах O_1 , O_2 , O_3 передаються на вагові елементи $BЭy_1$, $BЭy_2$, $BЭy_3$ з передавальним відношенням i_y .

Горизонтальні складові в вузлах O_1 , O_2 , паралельні осі Ox , передаються на вагові елементи $BЭQ_1$ і $BЭQ_2$ з передавальними відносинами i_Q , а поперечна сила Z на ваговій елемент $BЭz$ через кутовий важіль з передавальним відношенням i_z . Якщо позначити через N з відповідними індексами навантаження, що діють на вагові елементи, то компоненти силових факторів визначаються:

$$Q = i_Q(N_{Q1} + N_{Q2}), \quad Y = i_y(N_{y1} + N_{y2} + N_{y3}),$$

$$Z = i_z N_z, \quad M_x = i_y a(N_{y2} - N_{y1}),$$

$$M_y = i_Q a(N_{Q2} - N_{Q1}), \quad M_z = i_y L N_{y3}.$$

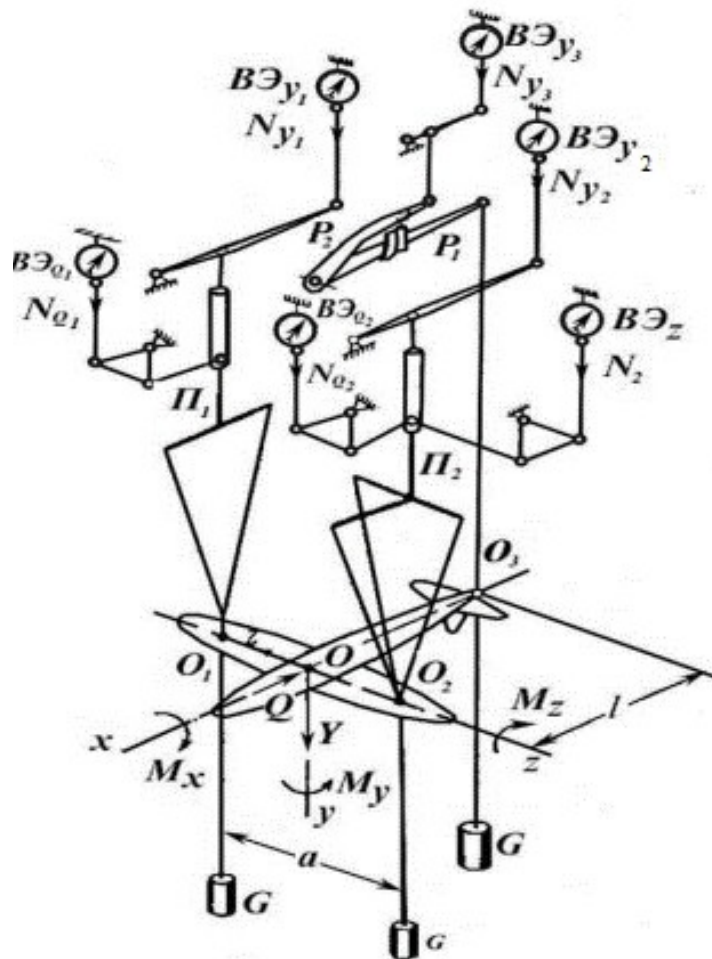


Рис. 4. Схема шестикомпонентних ваг з вимірювальними шарнірами в моделі.

На рисунку 5 наведена схема трикомпонентних ваг з комбінованою важільною системою. У цих вагах для підвищення чутливості при вимірюванні сили опору плаваюча рама підвішена на двох антипаралелограмах. Верхні стрижні антипаралелограма з'єднані з важелями P1 і P2 комбінованої системи, що дозволяє незалежно вимірювати Y і Mz ваговими елементами $BЭ_Y$ і $BЭ_{Mz}$. Для виключення впливу сили опору на момент тангажа застосований компенсаційний важіль P4.

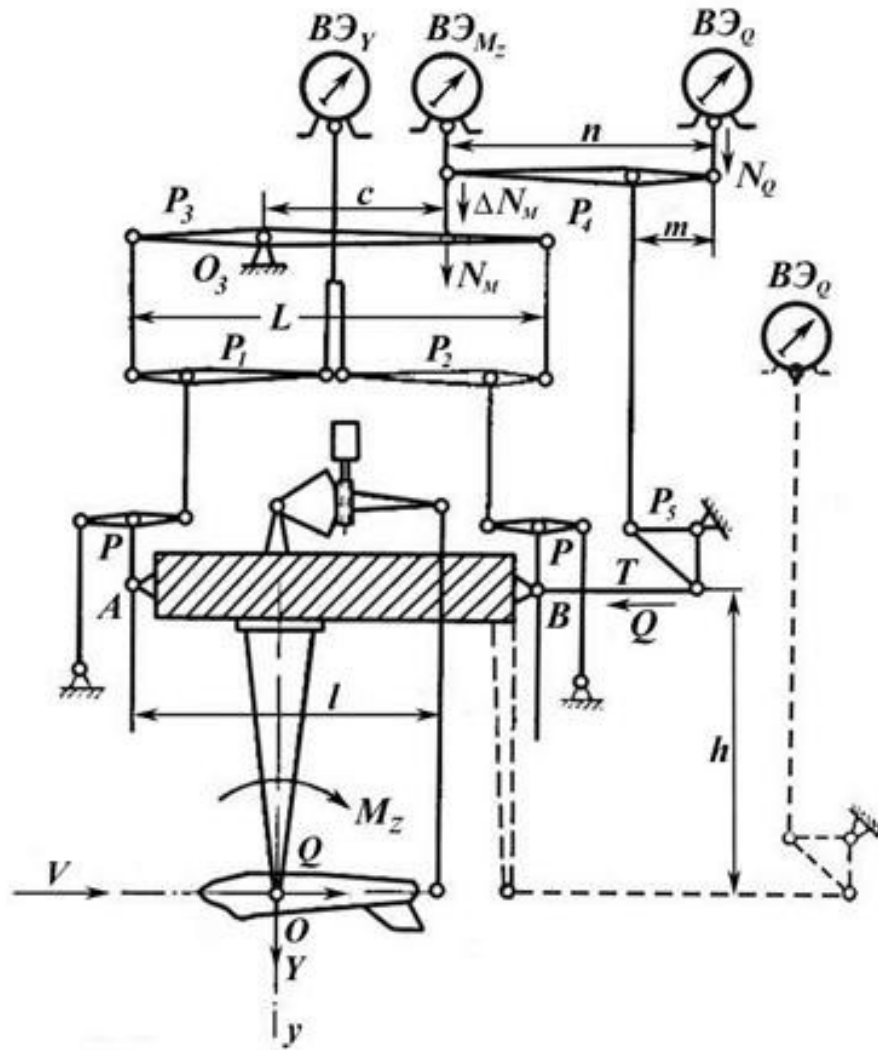


Рис. 5. Схема трикомпонентних аеродинамічних ваг із застосуванням моментно-силової системи важеля.

1.2.3. Система координат

Модель, як правило, закріплюється в перевернутому положенні (рис. 6). Підйомна сила, яка на реальний літак діє вгору, в аеродинамічній трубці на модель діє вниз. Прийнята права швидкісна система координат. Початок швидкісної системи координат O жорстко пов'язано з деякою точкою моделі.

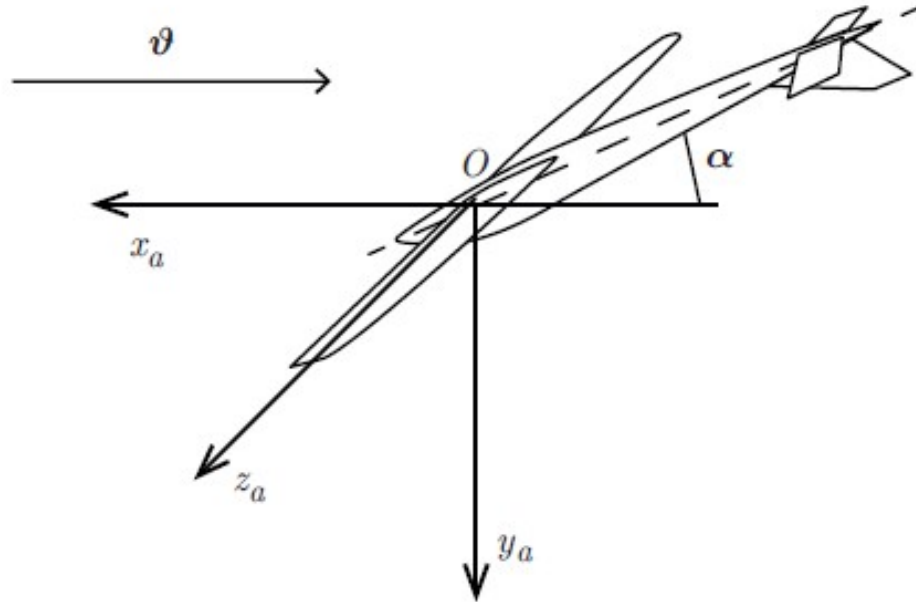


Рис. 6. Осі швидкісної системи координат

Напрямок осі Ox_a протилежно напрямку середньої швидкості незбуреного потоку. Ось Oy_a спрямована вертикально вниз. Проекції сили, що діє на модель з боку повітряного потоку, на осі Ox_a , Oy_a , Oz_a позначаються - X_a , Y_a , Z_a і носять назви:

X_a - сила лобового опору;

Y_a - підйомна сила;

Z_a - бокова сила.

Проекції моменту сил, що діє на модель з боку повітряного потоку, на осі Ox_a , Oy_a , Oz_a позначаються Mx_a , My_a , Mz_a і носять назви:

$M_{\chi a}$ - момент крену в швидкісній системі координат,
 $M_{\psi a}$ - момент нищпорення в швидкісній системі координат,
 $M_{z a}$ - момент тангажа в швидкісній системі координат.

Момент сил, якщо контекст не вимагає іншого, визначається щодо точки, що є перетином горизонтальної осі симетрії незбуреного повітряного струменя в робочій частині і площині, перпендикулярній вектору середньої швидкості набігаючого потоку і містить тяги ΩR , $\Omega' R'$ підвіски (рис. 7).

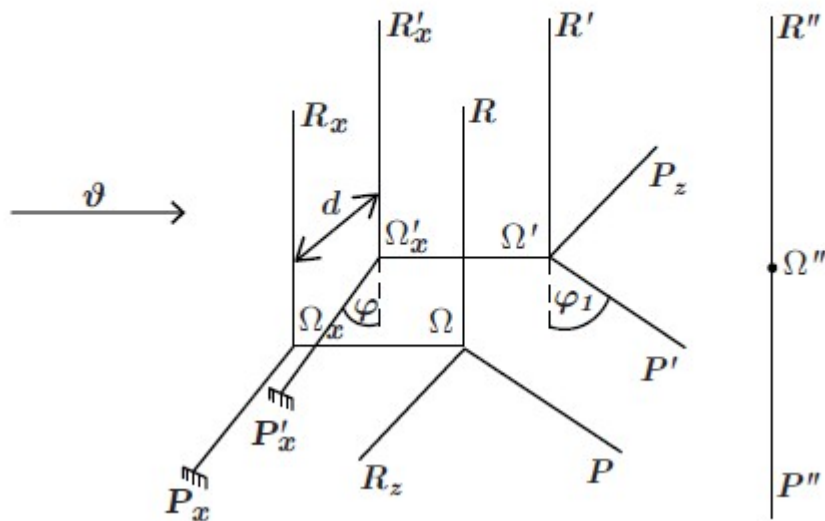


Рис. 7. Схема проволочної підвіски

1.2.4. Інші схеми проволочних підвісок

Крім підвіски, описаної в попередніх розділах, можуть бути підвіски інших типів. На рис. 8 наведена схема підвіски, в якій противаги важеля Y_1 підвішені до вертикальних тяг, похила тяга приєднана до точки Ω .

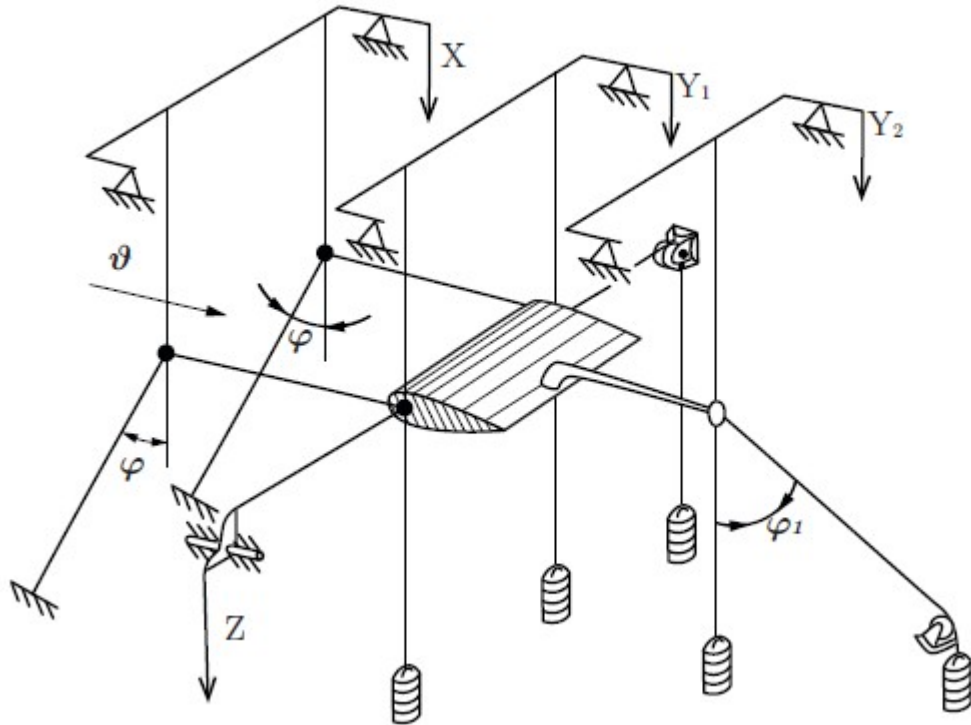


Рис. 8. Схема підвіски з іншим розміщенням противаг

Ця підвіска характеризується сильною залежністю натягу тяг від кута атаки при відсутності потоку.

Якщо вимірюються лише три компоненти, можна прибрати тяги уздовж осі Oz_a . В цьому випадку для фіксації моделі в поперечному напрямленні потрібно замінити одну з вертикальних тяг в площині $Oy_a z_a$ на дві похилі, розташовані V-подібно. Цей випадок зображений на рис. 9.

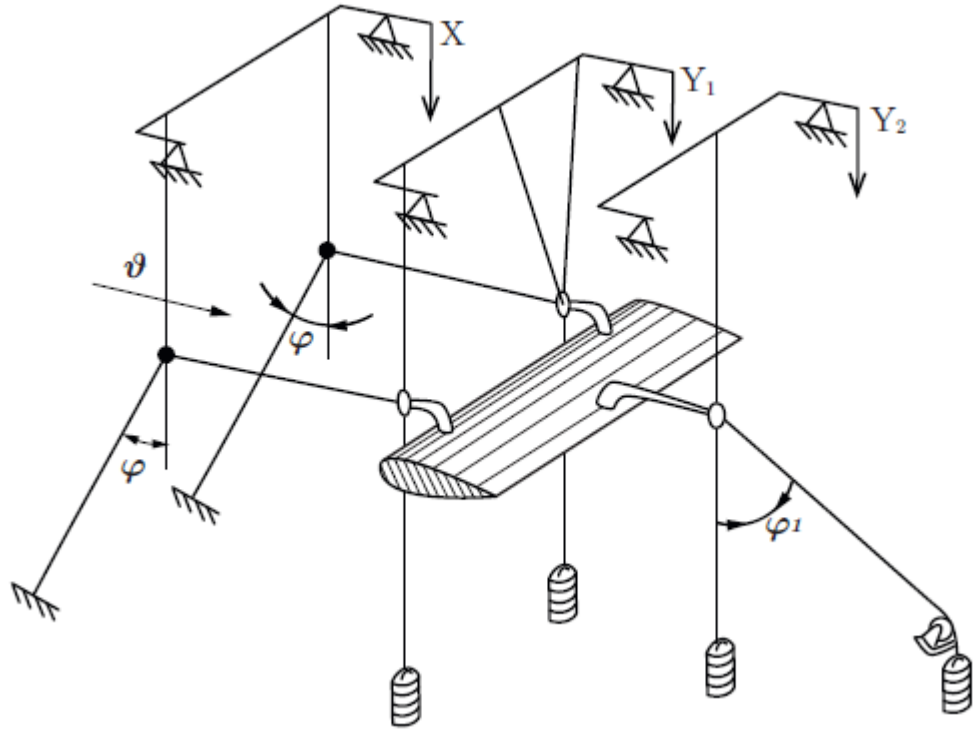


Рис. 9. Підвіска з V-подібним розташуванням тяг

Наступні два приклади підвісок застосовувалися в інших аеродинамічних трубах і не використовуються в даний час при вимірюваннях на вагах аеродинамічної труби АТ-12. На рис. 10 представлена підвіска з іншою схемою розташування тяг для вимірювання лобового опору. На рис. 11 зображена підвіска з похилими тягами.

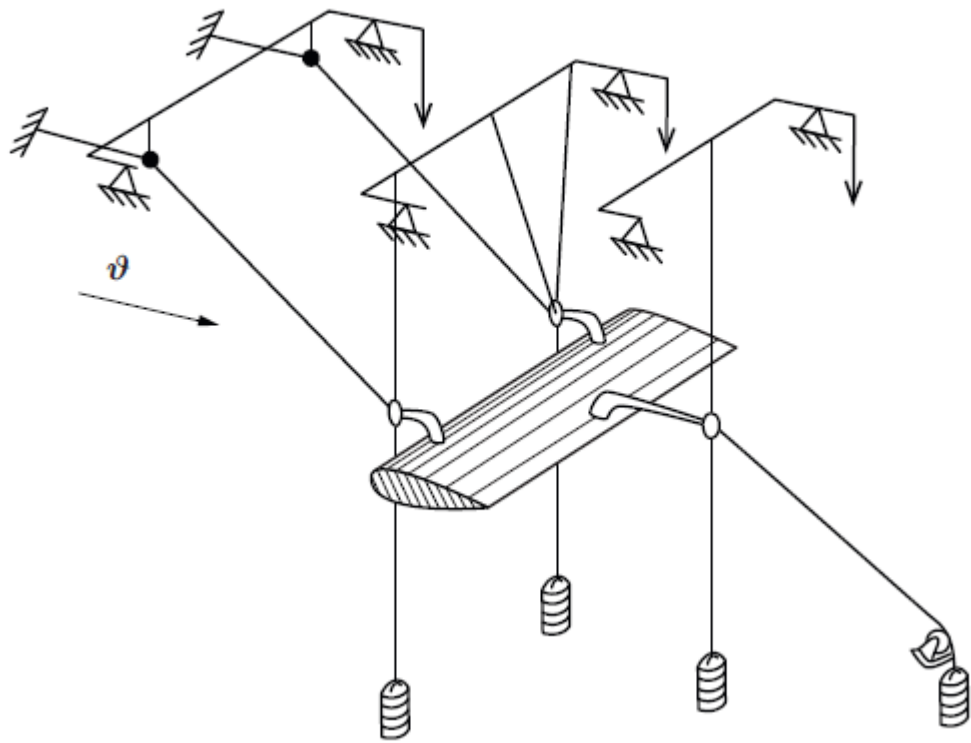


Рис. 10. Приклад іншого розташування тяг для вимірювання лобового опору

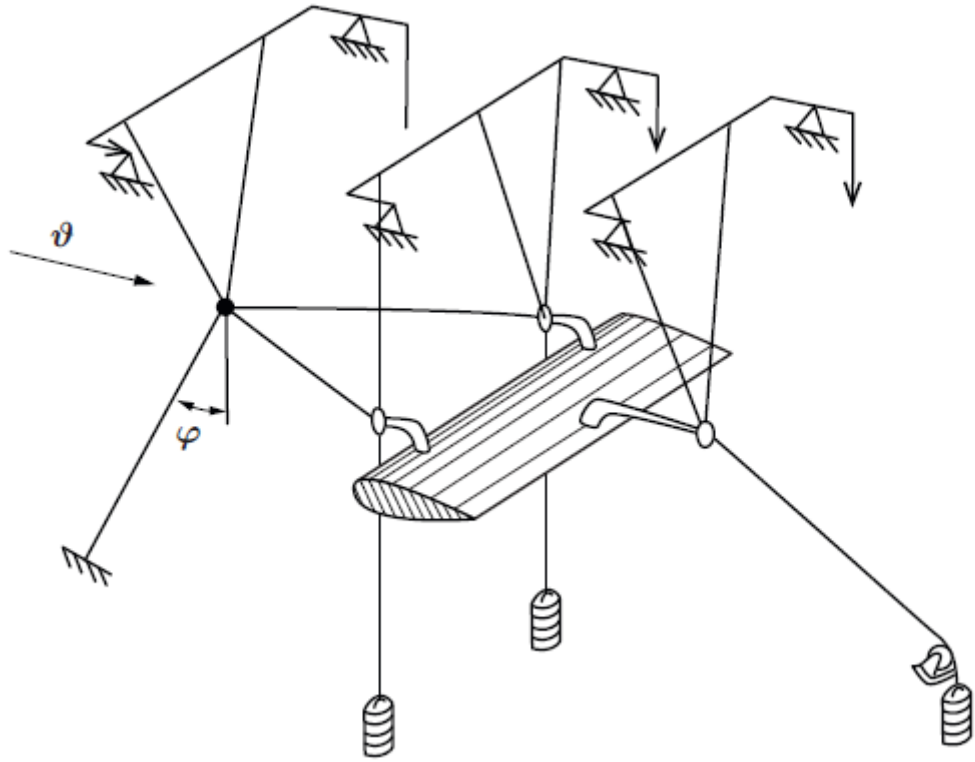


Рис. 11. Приклад підвіски з похилим розташуванням тяг

1.3. Плаваюча рама аеродинамічних ваг

За конструкцією розрізняють ваги з жорсткою і гнучкою підвіскою моделі.

У вагах з жорсткою підвіскою модель кріпиться до плаваючої рами за допомогою жорстких стійок або державок.

Плаваюча рама ваг призначена для сприйняття аеродинамічної сили і моменту, що діють на модель, і служить для кріплення шаблевидної підвіски.

Випробовувана модель часто встановлюється в робочій частині АДТ в перевернутому положенні, так що позитивна підйомна сила складається з силою ваги моделі і плаваючої рами. В цьому випадку ваги розташовують над робочою частиною труби. При цьому вага плаваючої рами вибирається так, щоб при максимальному негативному значенні підйомної сили моделі шарніри і ланки механізмів розкладання сил відчували деяке навантаження,

необхідне для збереження кінематичних зв'язків. Типовим прикладом такої схеми є плаваюча рама аеродинамічних ваг АДТ Т-313.

У великих аеродинамічних трубах модель зазвичай встановлюється в прямому «льотному» положенні. У таких випадках вага випробовуваних моделей великий, і вигідно підвищити точність вимірювань, за рахунок розвантаження плаваючої рами спрямованої вгору підйомною силою. Крім того, при великих розмірах робочої частини розміщення ваг над нею ускладнює конструкцію опорних пристроїв. Аеродинамічні ваги такої конструкції використовуються в АДТ Т-101, Т-104 ЦАГИ.

Плаваюча рама - жорстка розбірна конструкція, що охоплює робочу частину труби (рис. 12). У чотирьох точках - А, Б, В і Г вона з'єднана з системою важелів ваг за допомогою підвісок з пружними шарнірами. Через них передаються складові аеродинамічної сили Y і два моменти M_x , і M_z , на систему важелів. Сила опору X передається горизонтальними тягами EF і E_1F_1 через кутові вимірювальні важелі 2 і коромисло K на важіль 3.

Плаваюча рама має свободу переміщення в напрямку вимірювальних компонентів. При цьому її переміщення по осі Z і розворот відносно осі Y усунені поперечними качалками 4 і постійно діючим моментом M_y навантаження, прикладеним до плаваючої рами через систему навантаження X . Остання утворена тягами T_1 і T_2 , завантажувальними качалками і вантажами G_3 і G_4 , підвішеними через завантажувальну балку 5 до качалок 6.

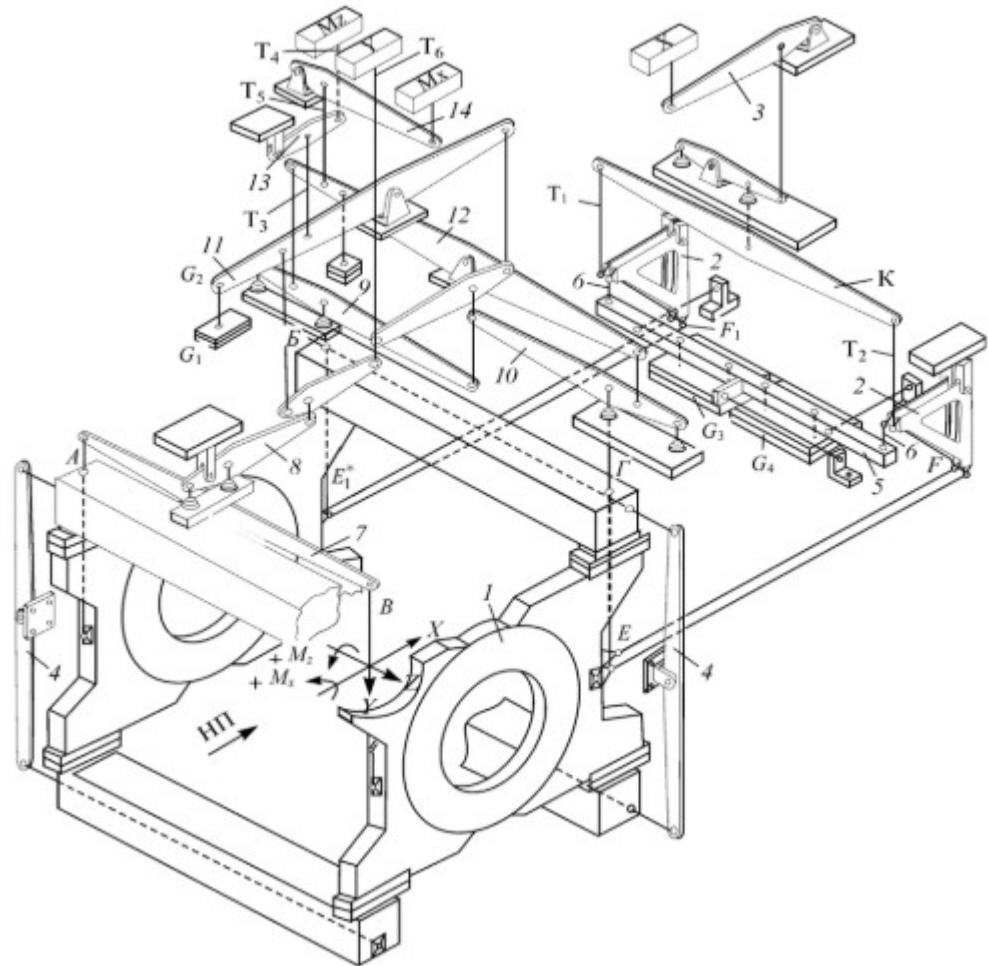


Рис. 12. АДТ Т-313

1 - плаваюча рама; 2 - кутові вимірювальні важелі; 3, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14 - важелі; 4 - поперечні качалки; 5 - завантажувальна балка

Завантаження X призначена для створення необхідних розтягувальних напружень в пружних шарнірах тяг EF , E_1F_1 . При максимальних від'ємних значеннях сили X в призмочив шарнірах коромисла K важелів 2 і ваговому елементі X створюється відповідний контактний тиск. За рахунок несиметричного розташування вантажу G_4 , на балці 5 створюється натяг тяг T_1 і T_2 , причому $T_1 > T_2$. Отже, на плаваючу раму постійно діє

навантажувальний момент $M_y = (T_1 - T_2) \frac{l_2}{2}$, який через поперечні качалки усуває свободу переміщення плаваючої рами по осі Z і розворот відносно осі Y . Навантажувальний момент M_y , вибирається таким, щоб забезпечувалися розтягувальні напруження в тягах поперечних качалок 4 при максимальних значеннях сил Z і M_y , діючих на модель.

1.4. Жорстка рама аеродинамічних ваг

У вагах з гнучкою підвіскою модель кріпиться за допомогою стрічок, тросів або пружин. Дротові підвіски, вперше застосовані Прандтлем в аеродинамічних вагах його конструкції, до сих пір використовуються в деяких трубах малих швидкостей.

Особливістю багатьох аеродинамічних ваг з дротяною підвіскою є відсутність плаваючої рами, натомість є жорстка рама (рис. 13), так як самі дроти (або стрічки), натягнуті спеціальними контрвантажами, можуть служити ланками вагового механізму розкладання сил.

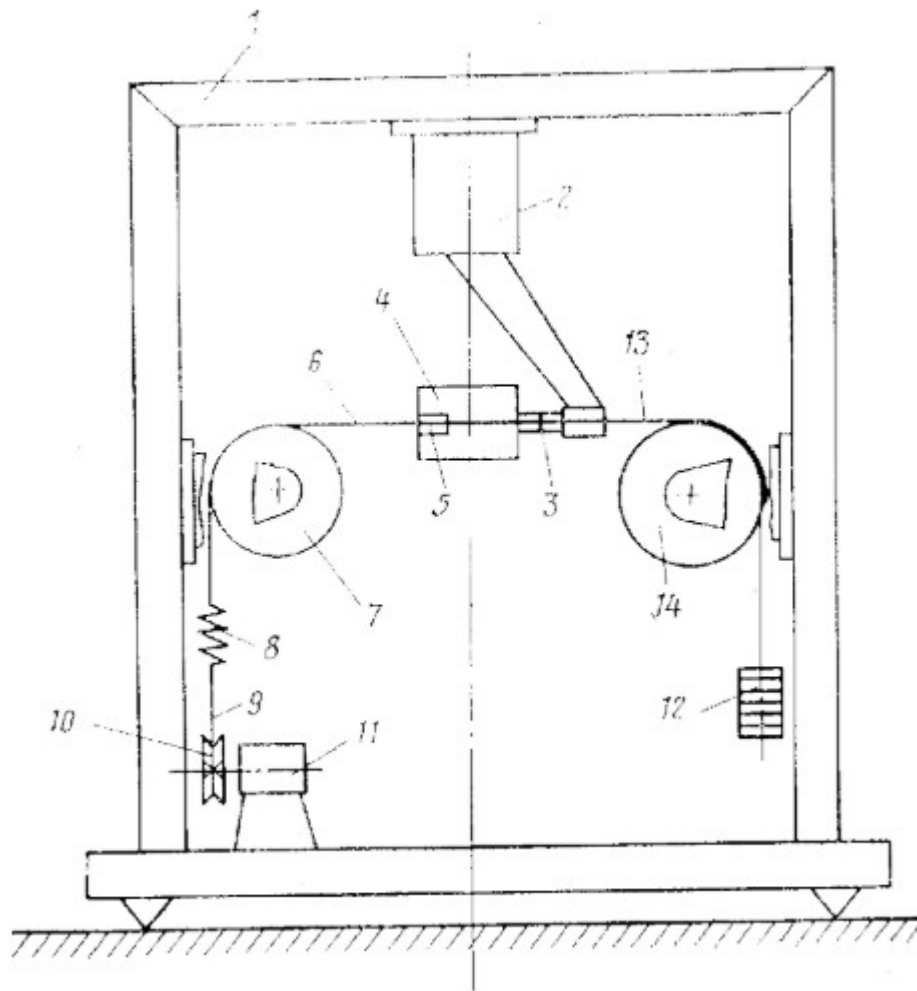


Рис. 13. Аеродинамічні ваги з жорсткою рамою

1 – жорстка рама; 2 – ваги; 3 – тримач; 4 – вимірювальна головка; 5 – чутливі елементи; 6 – трос; 7, 10, 14 – блок; 8 – вимірювальна пружина; 9 – гнучка нитка; 11 – механізм навантаження; 12 – противага; 13 – гнучка тяга

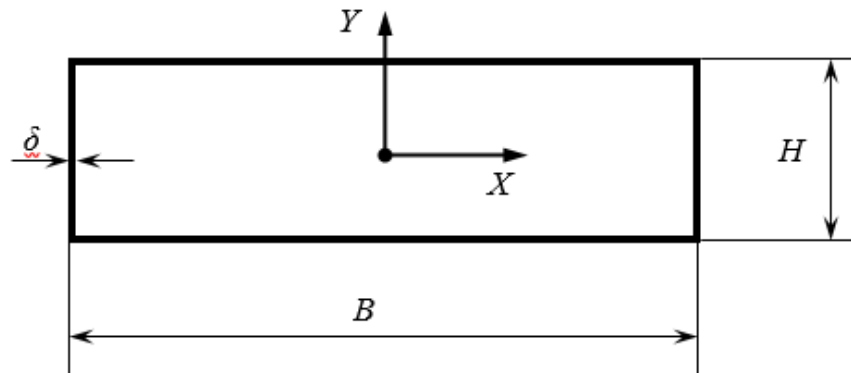
2. Розрахунок геометричних параметрів рами

Розмір робочої частини розглянутої АДТ складає 550x950 мм; діапазон кутів атаки: $-10^\circ \div 45^\circ$ (база - 500 мм); діапазон кутів ковзання: $-25^\circ \div 25^\circ$. Діапазон кутів атаки і висота осі робочої частини стали визначними під час розрахунку відстані між платформами, а діапазон кутів ковзання і ширина робочої частини – відстані між колонами, вони становлять 2100 мм і 2000 мм відповідно.

Товщина сталевих листів, яка становить 5 мм визначається вимогами щодо зварювання, щоб не допустити викривлення деталей після зварювання. Крім того, рама повинна мати достатню міцність конструкції для її безпечної експлуатації та цільового використання.

Користуючись формулами з курсу «Опір матеріалів» розраховуємо платформи та колони на згин та стиск відповідно.

2.1. Розрахунок моноблочної (кесонної) конструкції на згин

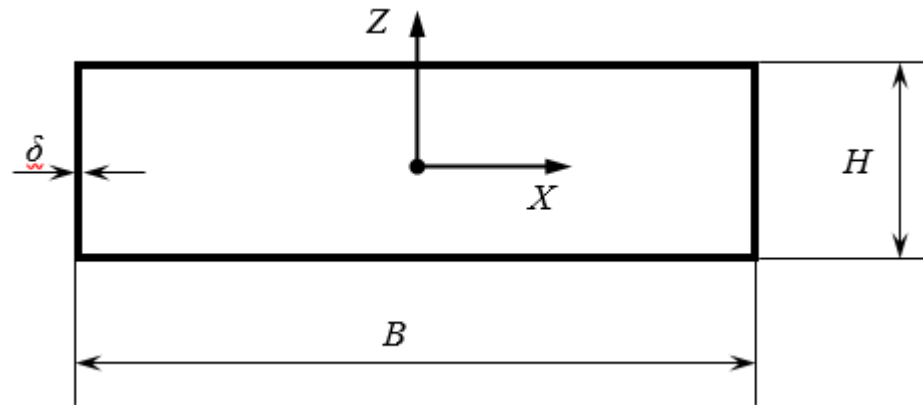


Формула нормальних напружень від згину матиме наступний вигляд:

$$\sigma = \frac{M_x}{BH \delta}$$

Згинальний момент M_x розраховується для середини платформи, як вага платформи наполовину її ширини.

2.2. Розрахунок моноблочної (кесонної) конструкції на стиск



Формула нормальних напружень від стиск матиме наступний вигляд:

$$\sigma = \frac{P_y}{2(B+H)\delta}$$

Вертикальне навантаження P_y дорівнює половині ваги верхньої платформи плюс вага самої колони.

3. Вибір конструктивно-силової схеми рами

Вибір конструктивно-силової схеми проектованої рами аеродинамічних ваг виробляється на основі попередніх побудови і аналізу. Для вибору найкращого варіанту необхідно, щоб конструкція відповідала переліку відповідних вимог, а саме, принципам і правилам раціонального конструювання в літакобудуванні.

Проаналізувавши можливі варіанти конструктивно-силових схем реалізації виконання конструкції рами аеродинамічних ваг, найбільш вигідним є кесонна.

3.1. Кесонна силова схема конструкції

Кесонна силова схема передбачає використання ослаблених поясів лонжерона, які сприймають невелику частину згинального моменту, а більша його частина передається на силові панелі, встановлені між лонжеронами.

Кесон - силова частина елементів. Являє собою конструкцію балочного типу з передньої і задньої стінками, зверху і знизу - працюючою обшивкою. Обшивка кесона сприймає нормальне і дотичне напруження. Згинальний момент сприймається в основному обшивкою і підкріплювальними стрингерами або гофрую. Такі конструкції мають товсту обшивку, розвинуті стрингери і слабкі лонжерони (стінки). Всі елементи силового набору мають приблизно однакові критичні напруження. Замість листової обшивки в кесонній конструкції можуть використовуватись тришарова обшивка, обшивка, яка підкріплена гофрую, або монолітні панелі. Поздовжніми силовими елементами в кесоні можуть служити лонжерони з ослабленими поясами. Замість лонжеронів найчастіше виступають поздовжні стінки, які працюють на зсув від поперечної сили Q . Крутний момент M_k сприймається контуром обшивки, який замикається на задній стінці. Сила Q і момент M_k

врівноважуються на вузлах кріплення. Кесон найбільш поширений тип авіаційних конструкцій (крила і інші елементи).

Кесонні крила найбільш повно відповідають сучасним вимогам до крила. Річ в тому, що з зменшенням відносної товщини профілю крила і збільшенням маси літака зростає потребує площа перерізу крила, яка необхідна для сприйняття згинального моменту. Тому, для кращого використання матеріалу, його рівномірно розподіляють по периметру перерізу (віддаляють від нейтральної осі), що є характерною особливістю кесонних (моноблочних) конструкцій авіації. Така конструкція більш жорстка, має гарну поверхню, більш живуча (тому що працює весь переріз). В деяких випадках, при певних умовах такі крила можуть виявитись більш вигідними в масовому відношенні, ніж лонжеронні.

Силові панелі мають різне конструктивне виконання:

- збірні панелі з товстої обшивки і потужного стрингерного набору;
- монолітні панелі з ребрами, виготовлені штампуванням або фрезеруванням;
- тришарове панелі зі стільниковим заповнювачем;
- клеєнні панелі з композиційних матеріалів.

При згині крила, аналогічно поясам лонжеронів, одна панель розтягується, а друга - стискається осьовими навантаженнями. Руйнування стислої панелі визначається критичними напруженнями загальної або місцевої втрати стійкості, які завжди нижче межі міцності матеріалу.

Кесонна схема крила вимагає принципово іншої схеми стикування в роз'ємі в порівнянні з лонжеронними крилами (рис. 14). Для повноцінної передачі моменту, що вигинає силові панелі в роз'ємі повинні стикуватися не в окремих точках, а по всьому контуру цієї панелі. Конструктивно такий

контурний стик може виконуватися по-різному - кутиками, стиковими фітингами, накладками і т. п.

Силова кесонна конструкція містить верхні і нижні композитні комплексні сендвічні панелі. Панелі включають листові обшивки, що утворюють сендвічну конструкцію з одним або більше наповнювачами і суміжними щільними пакетами, орієнтованими в аксіальному напрямку. Кесонна конструкція додатково містить безліч лонжеронів. Кожен лонжерон має стінку і настінні кріпильні елементи і довгою стороною лонжерона розташовується в аксіальному напрямку. Безліч лонжеронів з'єднані з панелями настінними кріпильними елементами, розташованими біля щільних пакетів. Листові обшивки виконані з можливістю витримувати основні торсіонні і стискаючі навантаження при зрізуючому і несуттєвому аксіальному навантаженні. Щільні пакети виконані з можливістю витримувати весь істотний згин кесона при аксіальному розтягувальному і стискаючому навантаженні. Повітряний транспортний засіб містить силову кесонну конструкцію. Спосіб призначений для виготовлення пов'язаної кесонної конструкції для повітряного транспортного засобу.

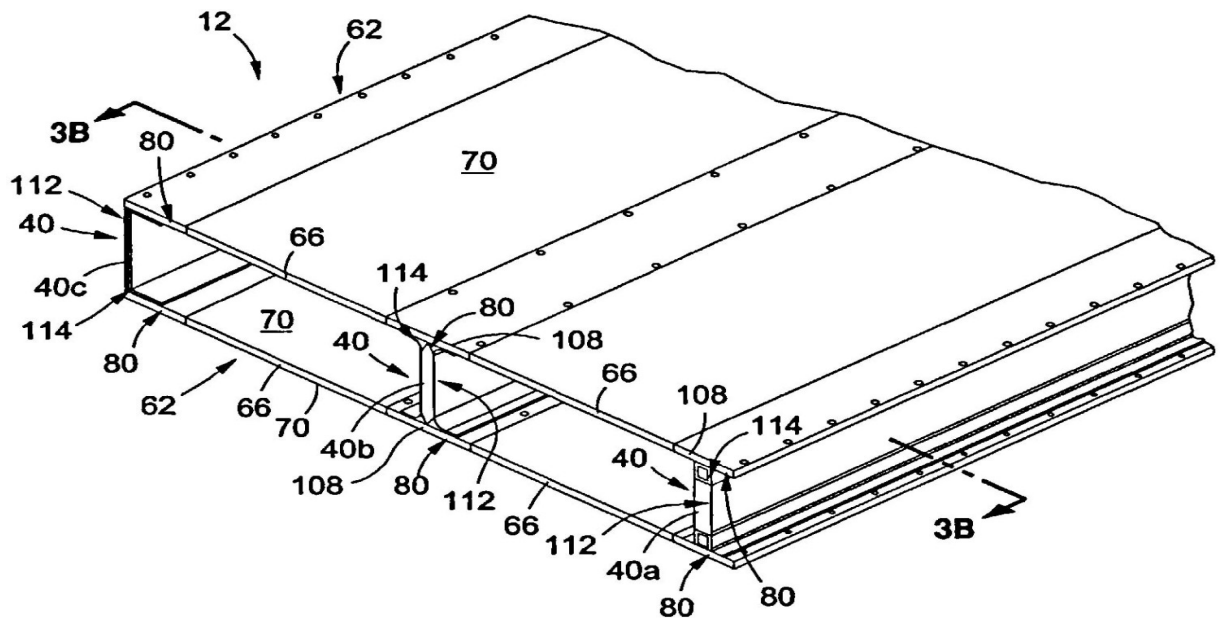


Рис. 14. Конструкція кесонної силової схеми

Конструкція відноситься загалом до силових кесонних конструкцій, зокрема до композитних пов'язаних кесонних конструкцій для транспортних засобів і архітектурних конструкцій.

3.2. Формула кесонної конструктивно-силової схеми

1. Силова кесонна конструкція, яка містить:

- верхні і нижні комплексні композитні сендвічні панелі, що містять листові обшивки, що утворюють сендвічну структуру з одним або більше наповнювачами і суміжними щільними пакетами, орієнтованими в аксіальному напрямку;

- безліч лонжеронів, кожен з яких містить стінку і настінні кріпильні елементи і розташований довгою стороною лонжерона в аксіальному напрямку, причому вказане безліч лонжеронів з'єднані з

комплексними сендвічними панелями настінними кріпильними елементами, розташованими біля щільних пакетів.

При цьому листові обшивки виконані з можливістю витримувати головним чином торсіонні і стискаючі навантаження при зрізуючому і несуттєвому аксіальному навантаженні, а щільні пакети виконані з можливістю витримувати весь істотний згин кесона при аксіальному розтягувальному і стискаючому навантаженні.

2. Конструкція по пункту 1, в якій кожна з листових обшивок має укладку шарів композитної листової обшивки, по суті, складається з косо орієнтованих шарів, при цьому укладання шарів композитної листової обшивки призначена для надання можливості листовим обшивкам забезпечити шляхи передачі головним чином розподілених торсіонних, зрізуючих і стискаючих навантажень.

3. Конструкція по пункту 1, в якій кожна з листових обшивок має укладку шарів композитної листової обшивки, що містить 70-80% косо орієнтованих шарів з волокнами, орієнтованими під кутом плюс-мінус сорок п'ять градусів ($\pm 45^\circ$) або близько плюс-мінус сорока п'яти градусів ($\pm 45^\circ$); 10-20% слоїв з волокнами, орієнтованими під кутом дев'яносто градусів (90°) або близько дев'яноста градусів (90°); і 0-20% односпрямованих шарів з односпрямованими волокнами, орієнтованими під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°).

4. Конструкція по пункту 1, в якій кожен з щільних пакетів має укладку шарів композитного щільного пакету, що містить, по суті, ортогональний односпрямований композитний стрічковий ламінат, що складається з односпрямованих шарів, орієнтованих під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°), при цьому укладання шарів композитного щільного пакету призначена для надання можливості щільним пакетам

забезпечити шляхи передачі всіх значущих розподілених згинальних і осьових навантажень.

5. Конструкція по пункту 1, в якій кожен з щільних пакетів має укладку шарів композитного щільного пакету, що містить 70-100%, по суті, ортогональних односпрямованих шарів з односпрямованим волокнами, орієнтованими під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°); 0-25% косо орієнтованих шарів з волокнами, орієнтованими під кутом в діапазоні від плюс-мінус п'ятдесяти градусів ($\pm 50^\circ$) до плюс-мінус сімдесяти п'яти градусів ($\pm 75^\circ$); і 0-10% слоїв з волокнами, орієнтованими під кутом дев'яносто градусів (90°).

6. Конструкція по пункту 1, яка додатково містить безліч стабілізуючих нервюр, в якій ці стабілізуючі нервюри і безліч лонжеронів розташовані між комплексними сендвічними панелями і пов'язані з ними для створення пов'язаної кесонної конструкції.

7. Конструкція по пункту 6, в якій кожна комплексна сендвічна панель стабілізована сендвічною конструкцією, що дозволяє скоротити кількість стабілізуючих нервюр з зазначеної безлічі нервюр, розташованих між комплексними сендвічними панелями.

8. Конструкція по пункту 6, яка додатково містить один або більше елементів попередження пошкоджень, що містять один або більше механічних кріпильних деталей, при цьому ці один або більше елементів попередження пошкоджень виконані з можливістю кріплення зазначеної безлічі стабілізуючих нервюр до кожної комплексної сендвічної панелі, виконані з можливістю кріплення зазначеної безлічі лонжеронів до кожної комплексної сендвічної панелі або виконані з можливістю кріплення зазначеної безлічі лонжеронів і зазначеної безлічі стабілізуючих нервюр до кожної комплексної сендвічної панелі.

9. Конструкція по пункту 1, в якій кесонна конструкція має цільну конфігурацію і є одним з кесонів крила транспортного засобу, в тому числі кесоном крила повітряного судна; кесоном стабілізатора, в тому числі горизонтальним стабілізатором, вертикальним стабілізатором, горизонтальним хвостовим оперенням і переднім оперенням; лопатею несучого гвинта гвинтокрилого судна; лопатею вертольота; консольною конструкцією повітряного транспортного засобу; викривленою кесонною конструкцією повітряного транспортного засобу; конструкцією повітряного гвинта, в тому числі лопатею повітряного гвинта; конструкцією автомобіля, в тому числі спойлера автомобіля; і плавучою конструкцією судна, в тому числі лопатею гребного гвинта човна.

10. Конструкція по пункту 1, в якій один або більше наповнювачів включають стільниковий заповнювач, спінений заповнювач, спінений заповнювач з волоконним армуванням, піноматеріалом з закритими порами або ферменною конструкцією.

11. Конструкція по пункту 1, в якій кожна комплексна сендвічна панель має збільшений коефіцієнт жорсткості панелі завдяки твердим аксіально жорстким щільним пакетам, повністю стабілізованою за допомогою комплексної сендвічної панелі і стінками лонжеронів.

12. Конструкція по пункту 1, в якій кожен із зазначеної безлічі лонжеронів має лонжеронну сендвічну конструкцію, яка містить заповнювач, розташований між щонайменше двома лонжеронними листовими обшивками, при цьому кожна лонжеронна листові обшивка має укладку шарів композитної листової обшивки лонжерона, що складається з, по суті, квазіізотропного композитного стрічкового ламінату.

13. Повітряний транспортний засіб, що має силу, отриману зв'язуванням, кесонну конструкцію, що містить:

– аеродинамічний каркас, який має першу закінцівку і другу закінцівку;

– отриману зв'язуванням кесонну конструкцію, прикріплену до аеродинамічного каркасу і містить:

1) верхні і нижні композитні комплексні сендвічні панелі, виконані безперервними від першої закінцівки до другої закінцівки аеродинамічного каркаса і містять листові обшивки, що утворюють сендвічну структуру з одним або більше наповнювачами і суміжними щільними пакетами, орієнтованими в аксіальному напрямку;

2) безліч лонжеронів, кожен з яких містить стінку і настінні кріпильні елементи і розташований довгою стороною лонжерона в аксіальному напрямку, причому вказана безліч лонжеронів з'єднані з комплексними сендвічними панелями настінними кріпильними елементами, розташованими біля щільних пакетів;

3) при цьому листові обшивки виконані з можливістю витримувати головним чином торсіонні і стискаючі навантаження при зрізувальному і несуттєвому аксіальному навантаженні, а щільні пакети виконані з можливістю витримувати весь істотний згин кесона при аксіальному розтягувальному і стискаючому навантаженні.

14. Повітряний транспортний засіб по пункту 13, додатково містить безліч стабілізуючих нервюр, розташованих між комплексними сендвічевими панелями від першої закінцівки до другої закінцівки аеродинамічного каркаса і пов'язаних з ними.

15. Повітряний транспортний засіб по пункту 13, в якому кожна з листових обшивок має укладку шарів композитної листової обшивки, по суті, складається з косо орієнтованих шарів, при цьому укладання шарів композитної листової обшивки призначена для забезпечення можливості

листовим обшивки надати шлях передачі головним чином розподіленої торсіонного, зрізуючого і стискаючого навантаження.

16. Повітряний транспортний засіб по пункту 13, в якому кожен з щільних пакетів має укладку шарів композитного щільного пакету, що містить, по суті, ортогональний односпрямований композитний стрічковий ламінат, що складається з односпрямованих шарів, орієнтованих під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°), причому укладання шарів композитного щільного пакету призначена для надання можливості щільним пакетам забезпечити шляхи передачі всіх значущих розподілених згинальних і осьових навантажень.

17. Повітряний транспортний засіб по пункту 13, в якому кожна комплексна сендвічна панель має збільшений коефіцієнт жорсткості панелі завдяки твердим аксіально жорстким щільним пакетам, повністю стабілізованим за допомогою комплексної сендвічної панелі і стінками лонжеронів.

18. Спосіб отримання пов'язаної кесонної конструкції для повітряного транспортного засобу, до складу якого такі кроки:

- формування пари комплексних сендвічних панелей, кожен з яких отримують за допомогою:

виготовлення композитної обшивки шляхом створення сендвічної структури з заповнювачем між щонайменше двома композитними листовими обшивками, кожна з яких утворена формуванням укладання шарів композитної листової обшивки, по суті складається з косо орієнтованих шарів і виконаної з можливістю забезпечувати для композитної обшивки шляху передачі розподілених торсіонних, зрізуючих і стискаючих навантажень;

з'єднання з композитною обшивкою безлічі щільних пакетів, кожен з яких утворений формуванням укладання шарів композитного щільного пакету, що складається, по суті, з ортогонального односпрямованого композитного стрічкового ламінату і виконаної з можливістю забезпечувати для щільних пакетів шляху передачі розподіленої згинального і аксіального навантаження;

- зв'язування безлічі лонжеронів і стабілізуючих нервюр між парою комплексних сендвічних панелей з утворенням пов'язаної кесонної конструкції для повітряного транспортного засобу, при цьому пов'язана кесонна конструкція має цільну конфігурацію.

19. Спосіб по пункту 18, в якому формування кожної композитної листової обшивки додатково включає формування укладання шарів композитної листової обшивки, що містить 70-80% косо орієнтованих шарів з волокнами, орієнтованими під кутом плюс-мінус сорок п'ять градусів ($\pm 45^\circ$) або близько плюс-мінус сорока п'яти градусів ($\pm 45^\circ$); 10-20% слоїв з волокнами, орієнтованими під кутом дев'яносто градусів (90°) або близько дев'яноста градусів (90°); і 0-20% односпрямованих шарів з односпрямованими волокнами, орієнтованими під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°).

20. Спосіб за п. 18, в якому формування кожного щільного пакету додатково включає формування укладання шарів композитного щільного пакету, що містить 70-100%, по суті, ортогональних односпрямованих шарів з односпрямованими волокнами, орієнтованими під кутом нуль градусів (0°) або близько нуля градусів (0°); 0-25% косо орієнтованих шарів з волокнами, орієнтованими під кутом в діапазоні від плюс-мінус п'ятдесяти градусів ($\pm 50^\circ$) до плюс-мінус сімдесяти п'яти градусів ($\pm 75^\circ$); і 0-10% слоїв з волокнами, орієнтованими під кутом дев'яносто градусів (90°).

21. Спосіб по пункту 18, в якому зв'язування безлічі лонжеронів і стабілізуючих нервюр між парою комплексних сендвічних панелей додатково включає вторинне зв'язування зазначеної безлічі лонжеронів і стабілізуючих нервюр з парою комплексних сендвічних панелей за допомогою сполучного елемента, що містить адгезивний матеріал.

22. Спосіб по пункту 18, що додатково включає виготовлення безлічі лонжеронів, розташованих в сендвічній лонжеронній конструкції, за допомогою створення сендвічної структури з заповнювачем між щонайменше двома лонжеронними листовими обшивками, причому кожна лонжеронна листові обшивка утворена формуванням укладання шарів композитної листової обшивки лонжерона, що складається з, по суті, квазіізотропного композитного стрічкового ламінату.

23. Спосіб по пункту 18, що додатково включає кріплення безлічі лонжеронів і стабілізуючих нервюр до кожної комплексної сендвічної панелі з одним або більше елементами попередження пошкоджень, що містять один або більше механічних кріпильних деталей.

24. Спосіб по пункту 18, що додатково включає зниження числа кріпильних деталей на пов'язаній кесонній конструкції за рахунок розташування кріпильних деталей за межами кесонної конструкції, що призводить до зменшення ймовірності попадання блискавки в пов'язану кесонну конструкцію.

25. Спосіб по пункту 18, в якому зв'язування безлічі лонжеронів і стабілізуючих нервюр між парою комплексних сендвічних панелей додатково включає формування одного або більше прихованих з'єднань лонжерона для зв'язування безлічі лонжеронів з щільними пакетами кожної комплексної сендвічної панелі обшивки.

4. Розрахунок жорсткостних параметрів елементів рами

Однією з найважливіших завдань, що вирішуються в процесі проектування, є завдання аналізу розподілу напружень в елементах конструкції. Існують різні інтегральні методи розрахунку характеристик жорсткості параметрів елементів. Проте всім їм властивий один принциповий недолік, пов'язаний з неможливістю точного визначення навантажень, що діють на кожен елемент конструкції, оскільки інтегральні методи розрахунку не дозволяють враховувати взаємний вплив деформацій великої кількості елементів. Інтегральні методи також не враховують вплив деформацій прилеглих елементів. Для вирішення цієї проблеми в результаті інтегральних розрахунків вводяться різного роду поправки, величина яких, в основному, визначається на підставі емпіричних залежностей, розроблених на підставі експериментальних даних, отриманих для існуючих класів конструкцій. Таким чином, інтегральні методи розрахунку параметрів жорсткості елементів конструкції не забезпечують необхідну точність визначення навантажень, що ускладнює аналіз розподілу напружень. Крім того, необхідність використання емпіричних поправок звужує діапазон конструкцій, для яких може виконуватися аналіз напружено-деформованого стану (НДС).

Формування скінчено-елементної моделі конструкції та аналіз результатів розрахунку виконані за допомогою САЕ-комплексу FEMAP фірми Siemens. Результати розрахунку наведені на рисунку 15.

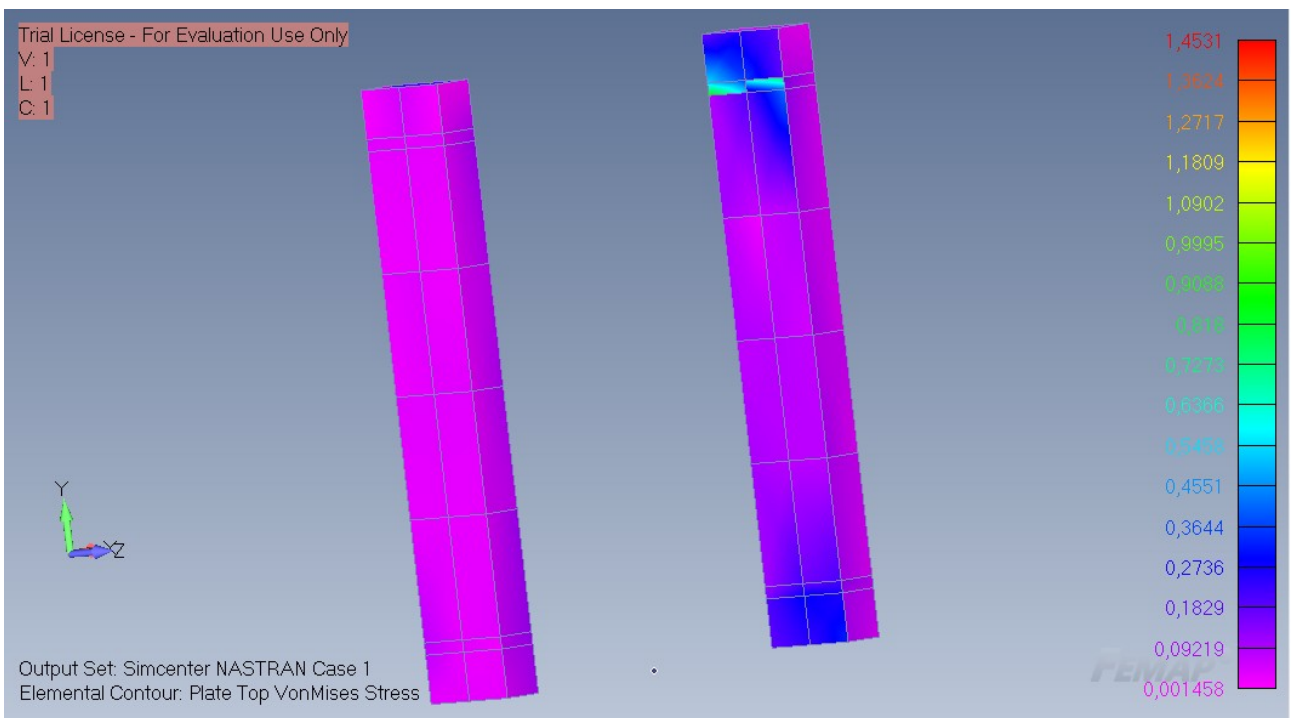
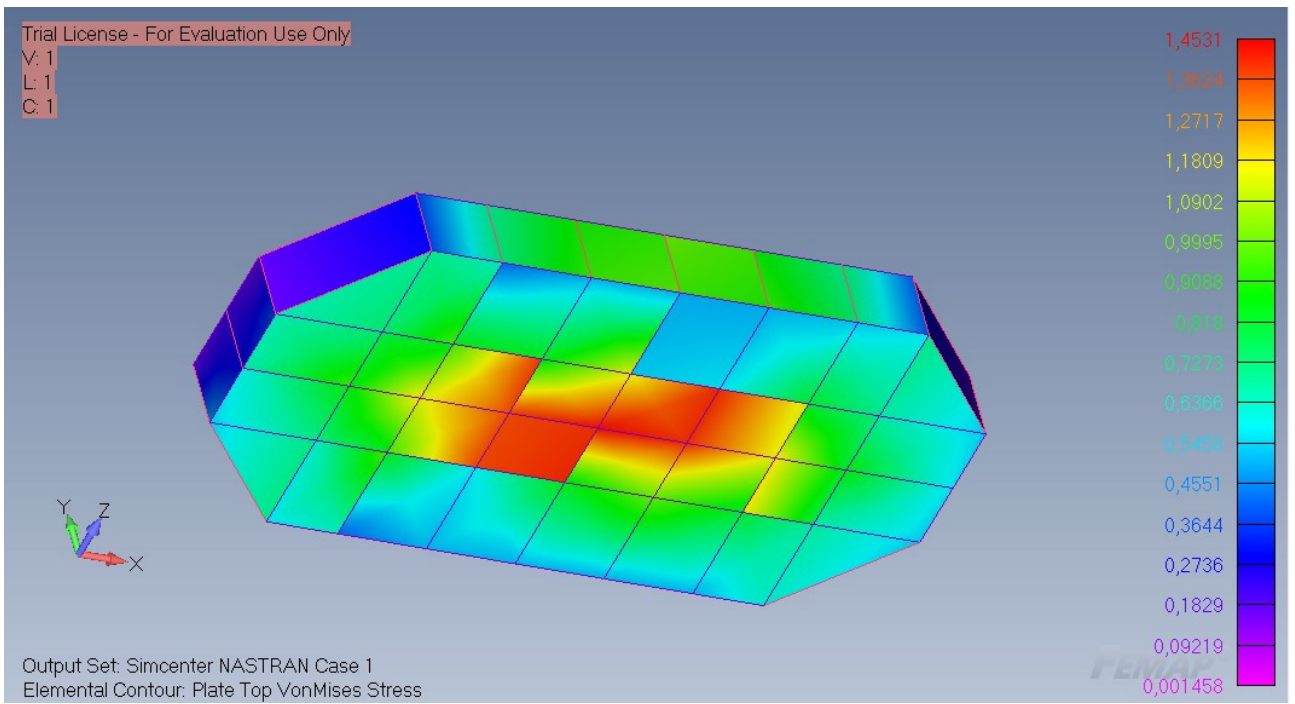


Рис. 15. Результат розрахунку жорсткостних параметрів елементів рами

5. Визначення конструкції вузлів кріплення рами в робочій частині АДТ.

Рама аеродинамічних ваг кріпиться в робочій частині аеродинамічних ваг за допомогою чотирьох регульованих опор, конструкція яких вказана на рисунку 16.

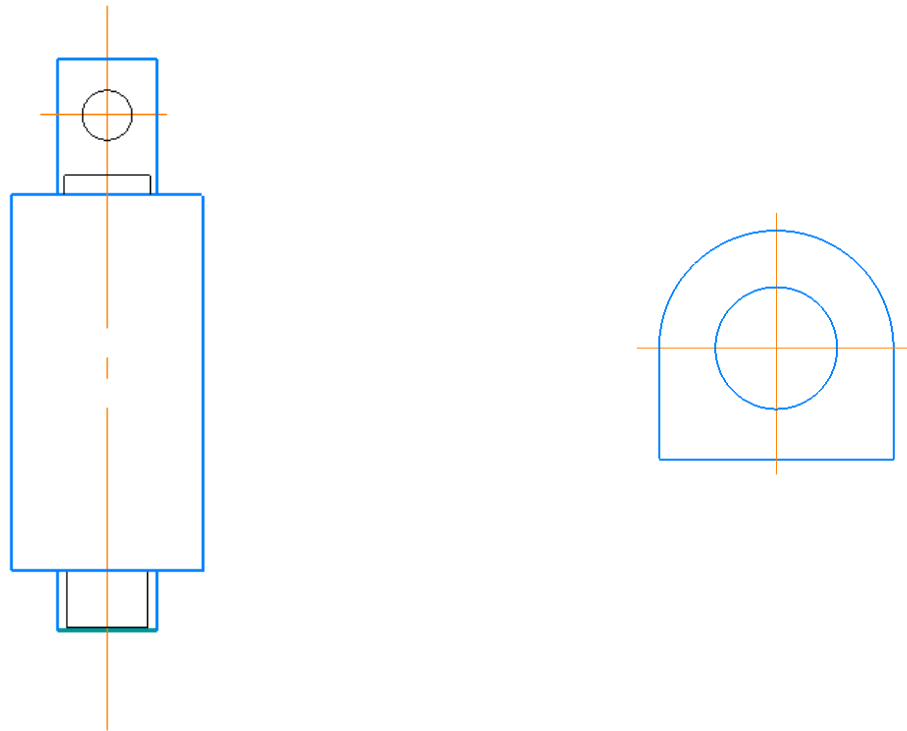


Рис. 16. Конструкція вузлів кріплення рами в робочій частині АДТ

Дані вузли кріплення за призначенням відносяться до спеціального призначення; за наявністю різьблення - нарізні; по точності виготовлення виробу - підвищеної точності; по виду вихідного матеріалу – сталеві; з можливістю регулювання.

Саме така конструкція кріпильних вузлів забезпечує надійне установлення рами, без ослаблення в процесі використання, та відповідає нормам технологічності під час експлуатації.

6. Структура і параметри скінчено-елементної моделі силової конструкції

6.1. Послідовність формування СЕМ

Скінчено-елементна модель (СЕМ) формується в такій послідовності:

- 1) Описуються шари (для полегшення сприйняття).
- 2) Описуються властивості матеріалу (Сталь 3).
- 3) Описуються властивості скінчених елементів СЕ (пластини типу Plate і стрижні типу Circular Bar).
- 4) Описуються координати вузлів СЕМ (відповідно до креслень).
- 5) Описуються скінчені елементи.
- 6) Описуються граничні умови.
- 7) Описуються вузлові навантаження.

Для уточненої оцінки значень напружень розроблена скінчено-елементна модель (СЕМ), оскільки метод скінчених елементів (МСЕ) дозволяє оцінювати характер розподілу напружень по хорді перетину кесона. Крім того, МСЕ дозволяє оцінити величину деформацій.

Основним елементом силового набору кесона є обшивка, яка сприймає навантаження від згинального моменту M обумовленого дією вертикальної сили Q .

6.2. Структура скінчено-елементної моделі кесона рами

Формування СЕМ відсіків кесонних конструкцій, а саме двох колон та двох платформ, а також розрахунок і аналіз напружено-деформованого стану здійснювалися за допомогою розрахункового програмного комплексу MSC.Nastran. При цьому призначення координат вузлів, а також вибір кінцевих елементів і завдання їх властивостей проводилися в інтерактивному

режимі, з використанням стандартної бібліотеки кінцевих елементів MSC.Nastran.

Як матеріал конструкції використаний Ст3, чії параметри наведені в таблиці 2.

Таблиця 2

Модуль пружності кГ/мм²	Модуль зсуву кГ/мм²	Коефіцієнт Пуассона	Питома вага кГ/м³
7200	2700	0.3	2700

З урахуванням розмірності, в яких задавалися параметри матеріалу, значення координат вузлів задаються в міліметрах, а величини силових факторів в кГ ("кілограмах–сили").

Верхня і нижня обшивки є основними силовими елементами поздовжнього набору кесона конструкції. Вони працюють на розтяг, стиск. Тому для моделювання обшивок використовувалися кінцеві елементи типу "Plate", які сприймають розтягувальні, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти.

При завданні регульованих опор використовуються SE типу Circular Bar.

Структура СЕМ представлена на рисунку 17.

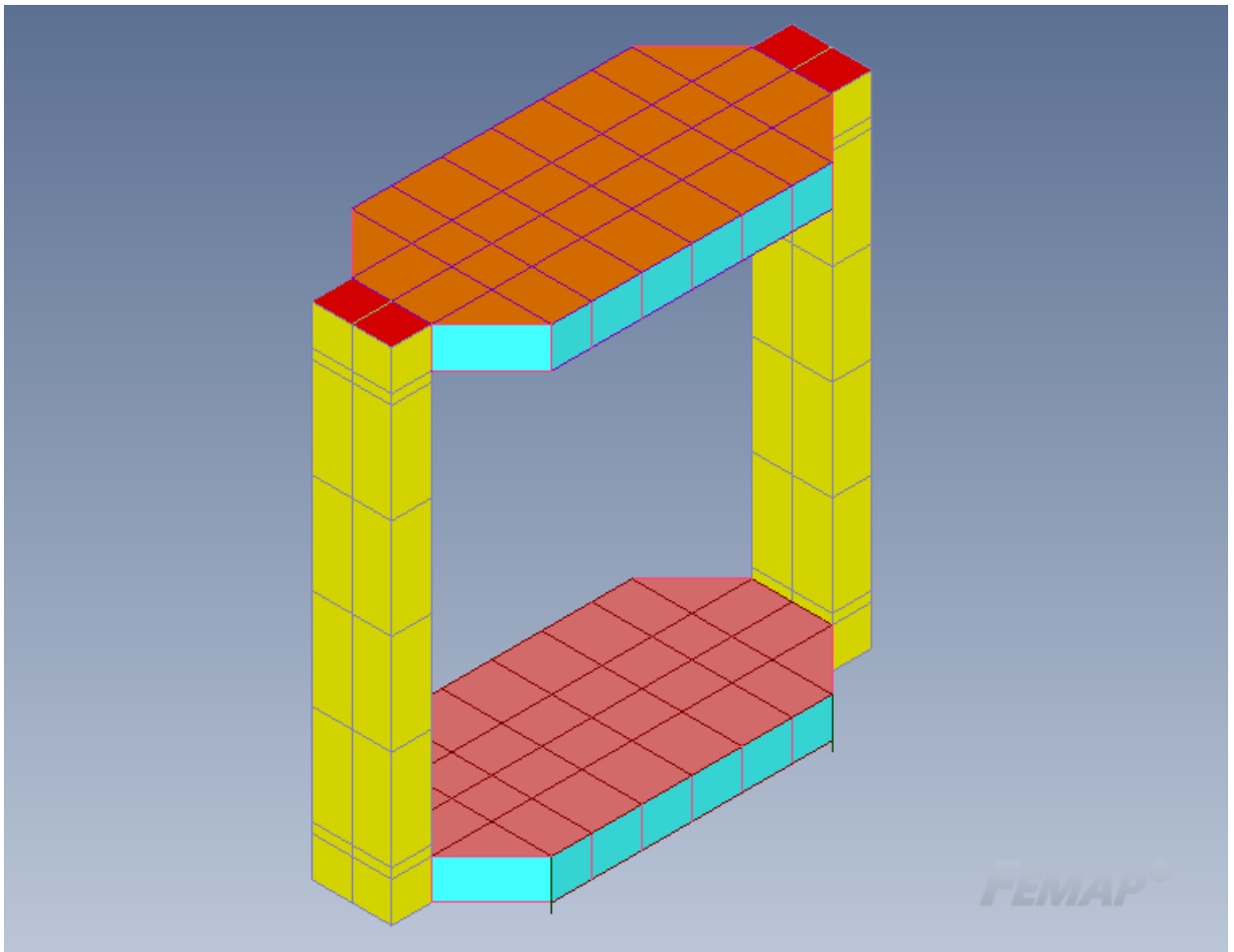


Рис. 17. Загальний вид СЕМ рами

6.3. Параметри кінцевих елементів

Значення умовних товщини плоских СЕ, що моделюють обшивку, дорівнюють $T1 = 5$ мм.

Значення площі умовних перетинів стрижневих СЕ, що моделюють регульовані опори рами, рівні $A = 1965$ мм².

6.4. Умови закріплення моделі.

Граничні умови задані для вузлів, що входять в структуру СЕМ, що моделюють вузли кріплення рами до основи аеродинамічних ваг, а саме чотири регулюючих опори (рис. 18).

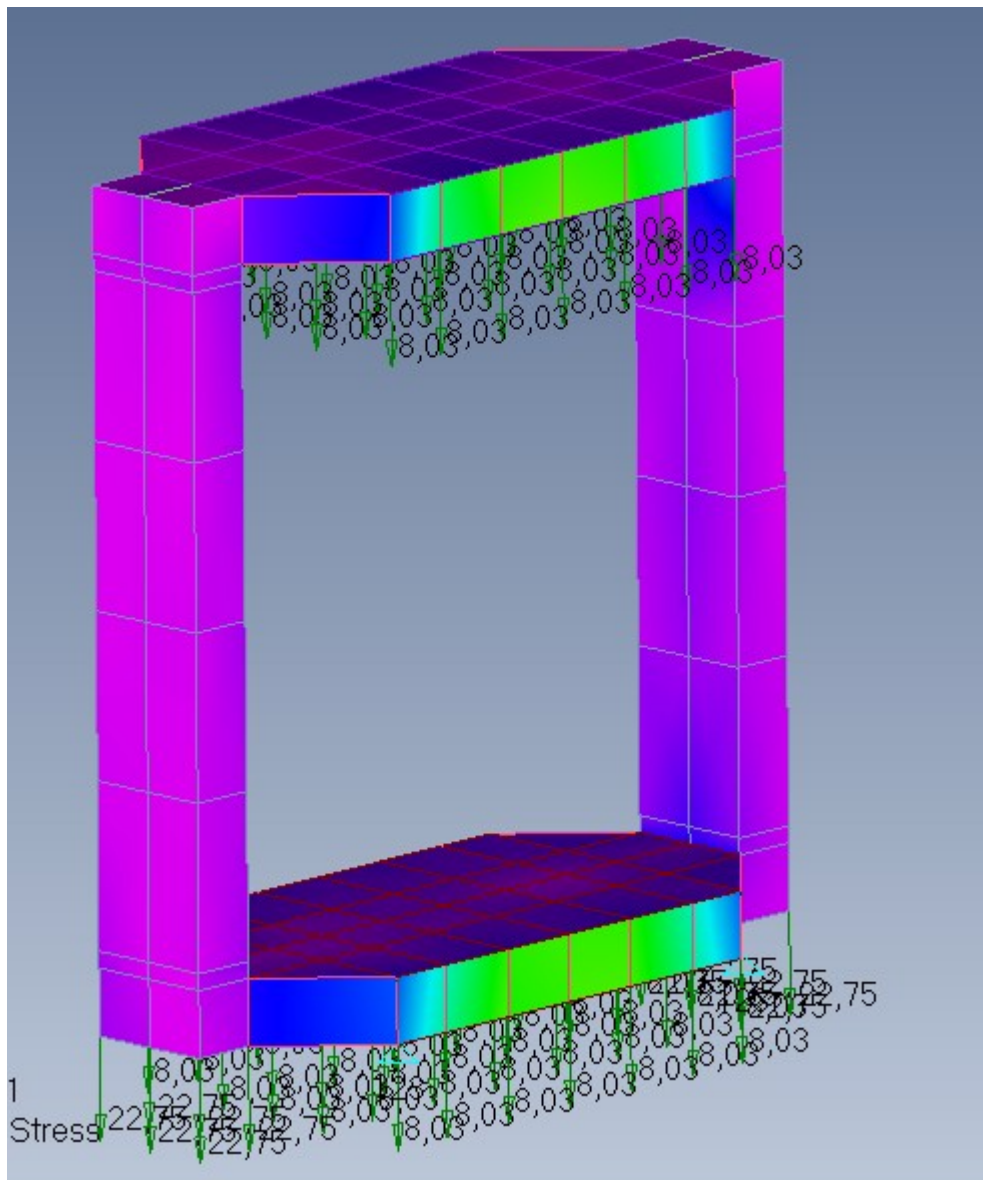


Рис. 18. Схема прикладання навантажень і граничних умов.

6.5. Умови навантаження

Навантаження задаються в вузлах моделей платформ і нижніх вузлах моделей колон. Значення вузлових навантажень для моделей платформ визначаються шляхом ділення ваги платформ на кількість вузлів в моделях платформ.

Крім того, верхні вузли моделей поздовжніх перегородок верхніх платформ додатково навантажуються навантаженнями від ваги механізму управління моделлю (60 кг), поділений на кількість верхніх вузлів.

Значення вузлових навантажень для моделей колон платформ визначаються шляхом ділення ваги колон на кількість нижніх вузлів в моделях колон.

7. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану

Результати розрахунку НДС рами аеродинамічних ваг по МСЕ представлені у вигляді епюр розподілу нормальних напружень в силових елементах конструкції.

7.1. Аналіз напружень у верхній та нижній платформах рами

Результати розрахунку НДС верхньої і нижньої платформ рами представлені у вигляді епюр нормальних напружень на рис. 19 – 20 .

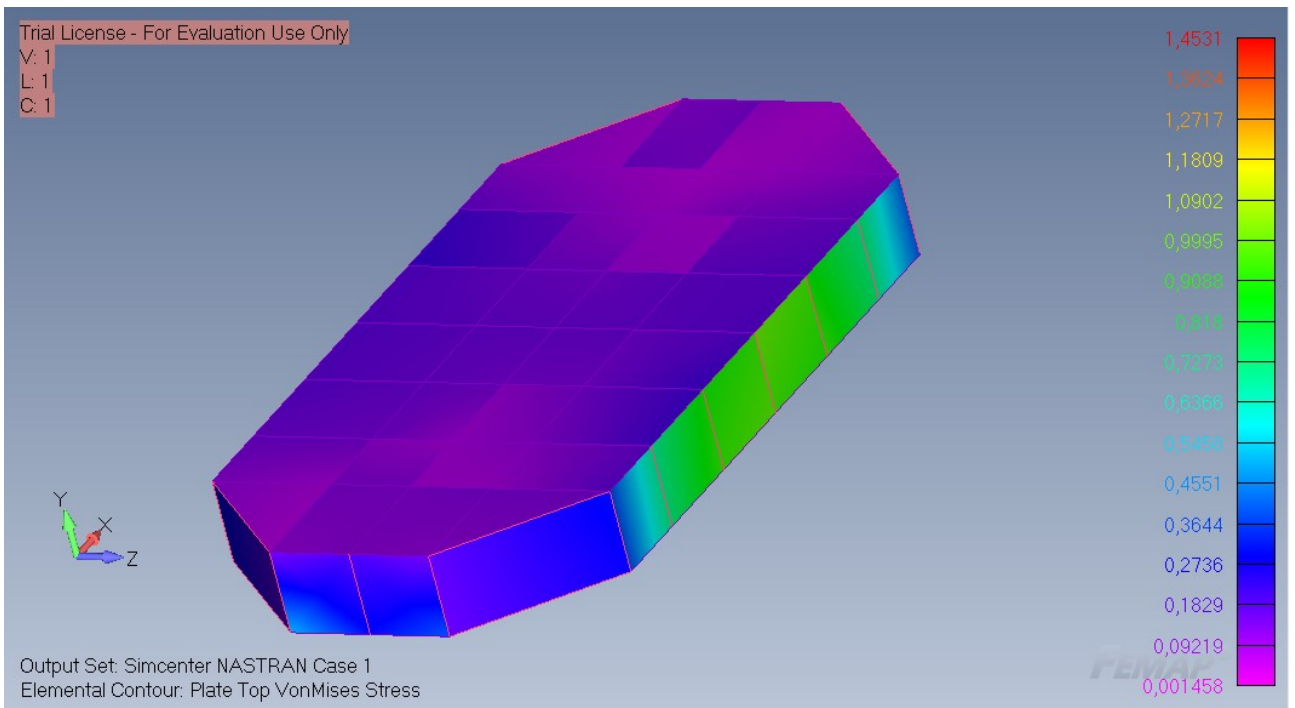
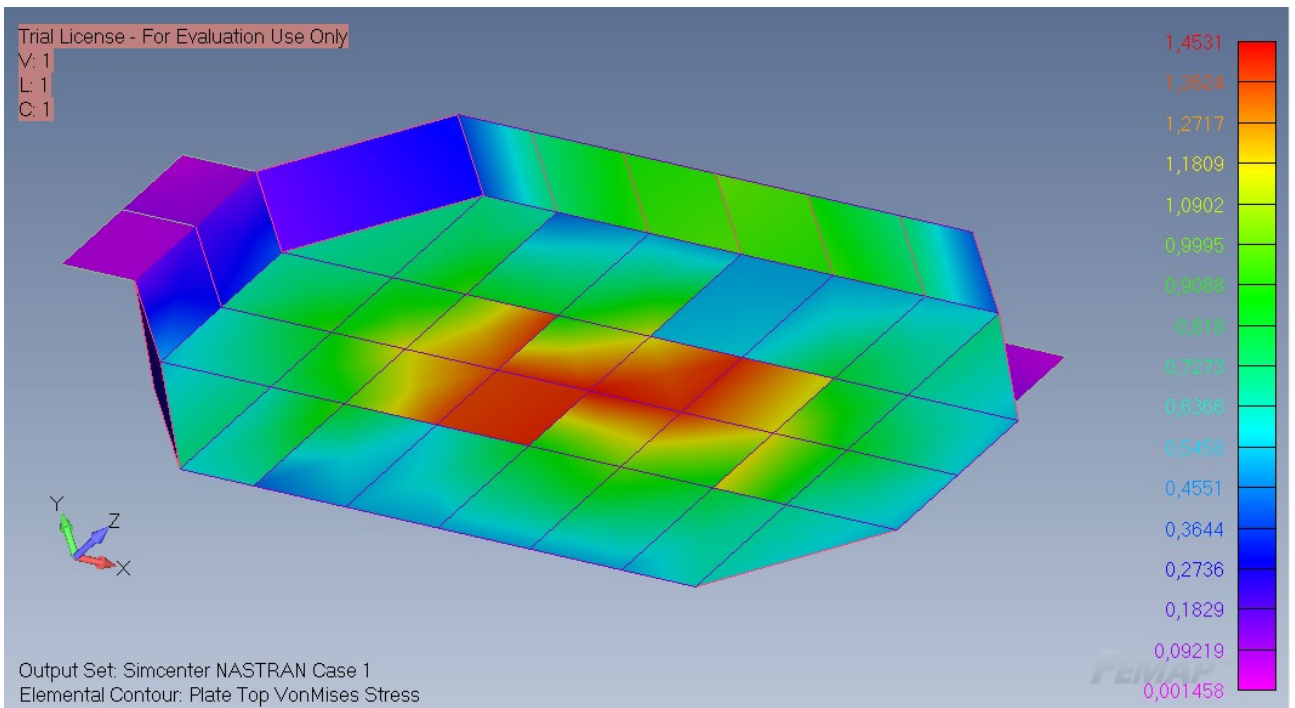


Рис. 19. Розрахункова еюра нормальних напружень у верхній платформі рами

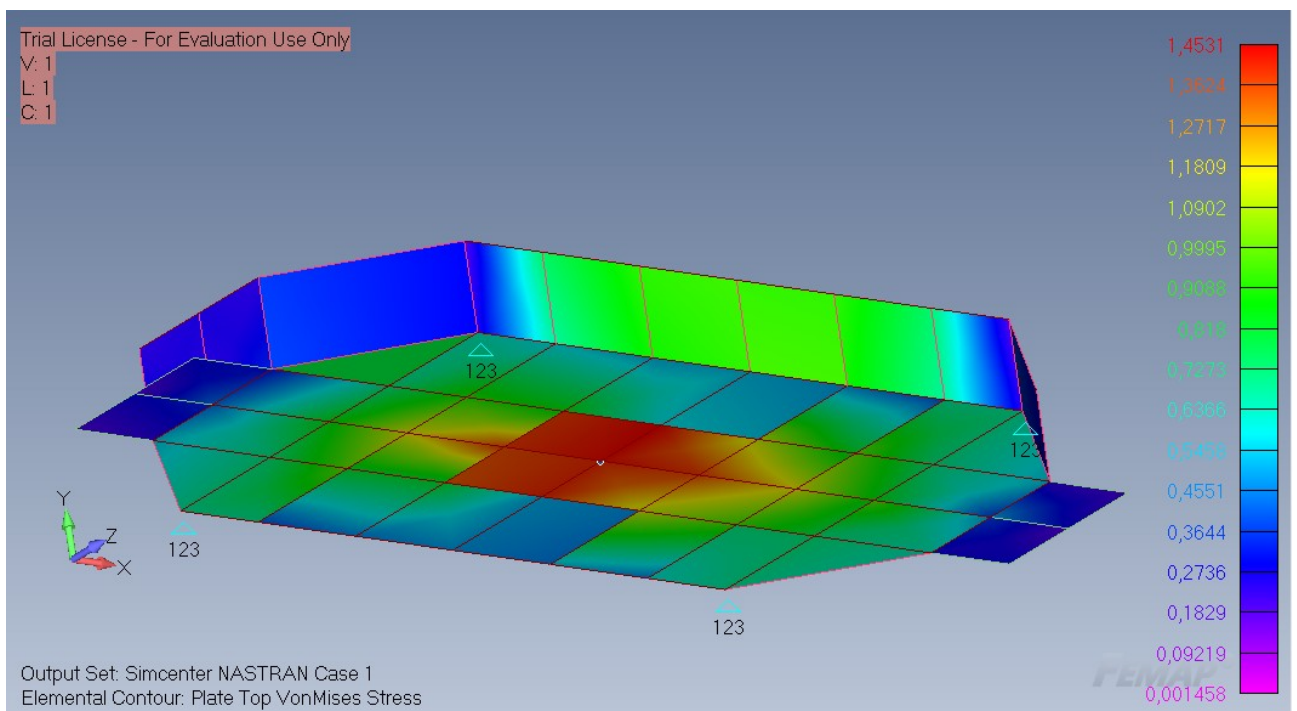
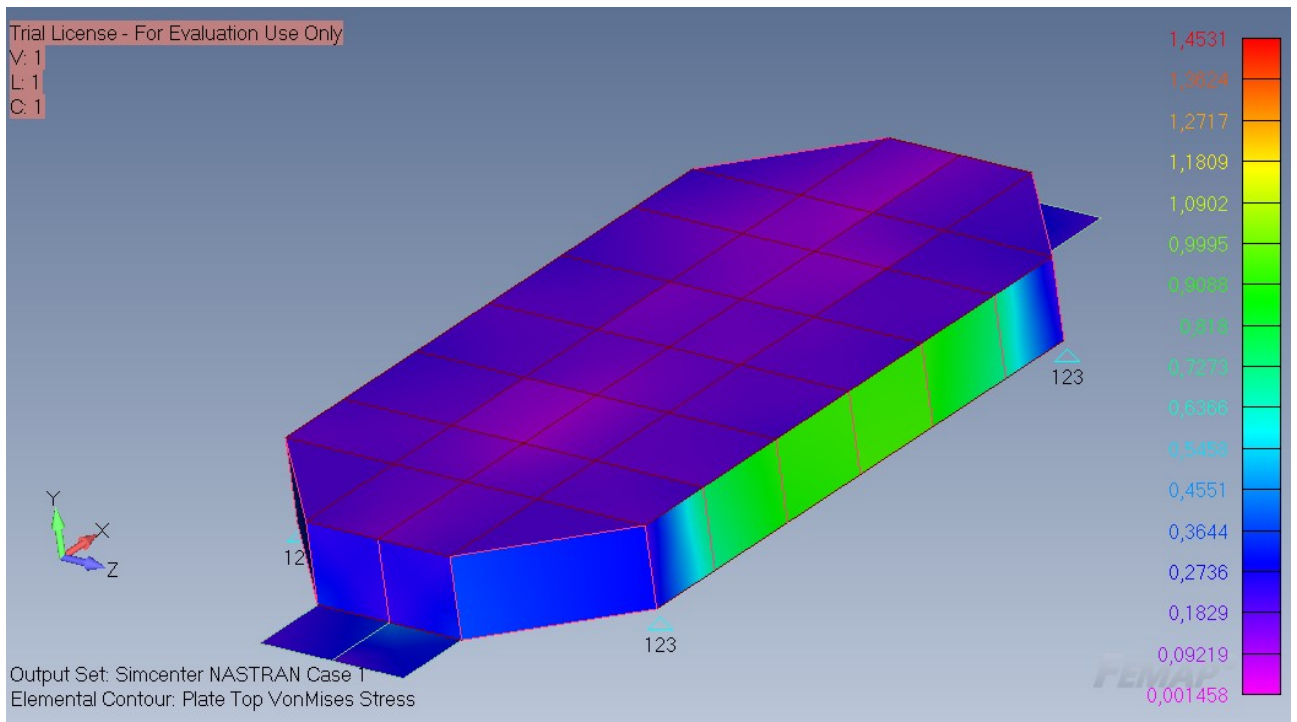


Рис. 20. Розрахункова еюра нормальних напружень у нижній платформі рами

Максимальні значення нормальних напружень локалізовані в центральній зоні як верхньої так і нижньої платформ.

7.2. Аналіз напружень у колонах рами

Результати розрахунку НДС двох колон рами представлені у вигляді епюр нормальних напружень на рис. 21.

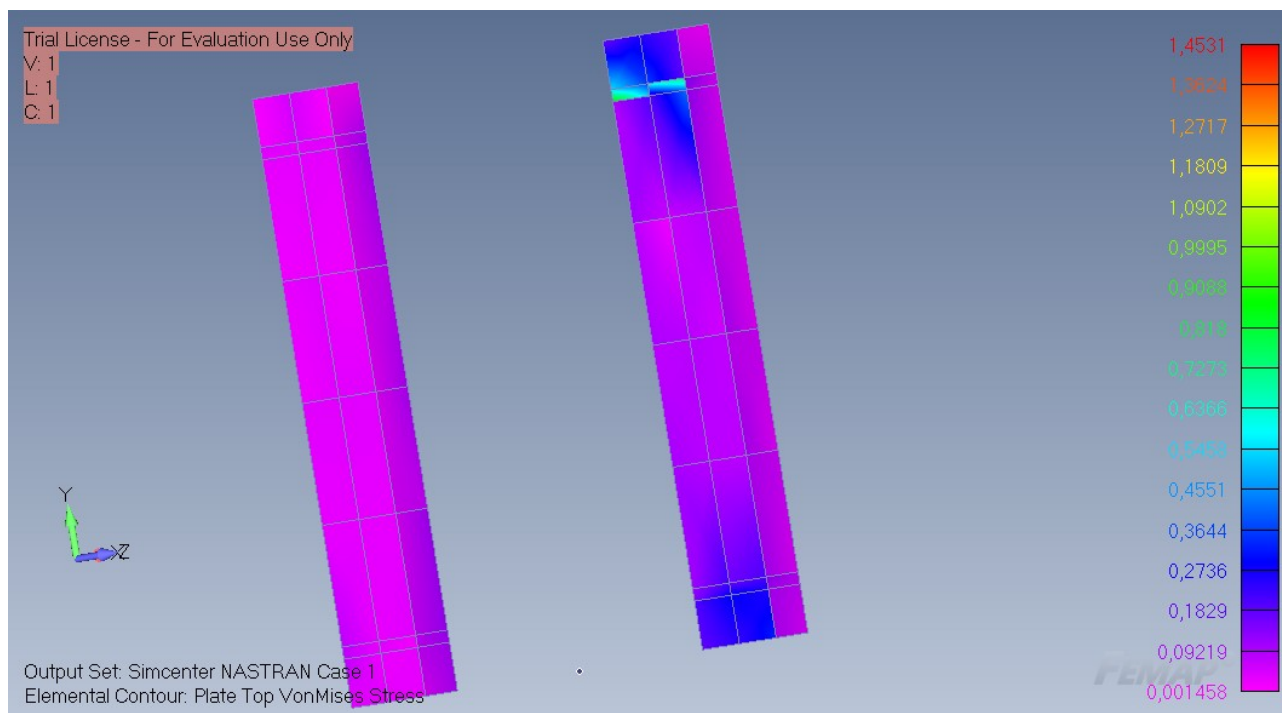


Рис. 21. Розрахункова епюра нормальних напружень у колонах рами

Найбільші навантаження зосередженні в зоні кріплення верхньої платформи рами аеродинамічних ваг до колон.

Висновок

Темою даної дипломної роботи була рама ваг для навчальної аеродинамічної труби. Було висунуто перелік необхідних умов, які необхідно було досягти.

Першим пунктом ДР був огляд аналогів рам і аеродинамічних труб в загальному, на основі якого були взяті основні геометричні параметри. Вибір конструктивно – силової схеми конструкції рами аеродинамічних ваг один із найважливіших кроків, адже від цього залежить подальший розвиток теми.

На основі цієї інформації була побудована СЕМ рами за допомогою САЕ-комплексу FEMAP фірми Siemens, яку продовжив розраховувати в тій же програмі. Було виконане навантаження рами та отримання НДС. Отримані результати були використанні під час аналізу. Також детально розглянуто конструкції як рами в цілому так і окремих її елементів. Проведене ознайомлення з видами з'єднання елементів між собою, а саме зваркою та необхідними параметрами для її успішної реалізації.

Список використаних джерел

1. Рябинин А.Н. Аэродинамические трубы малых скоростей: Учеб. пособие / А.Н Рябинин - СПб.2017.
2. Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых А99 скоростей: Методическое пособие / В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, Е.Г. Столярова, А.И. Хлупнов. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
3. Пэнкхёрст Р. Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. М., 1955.
4. Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. М., 1964.
5. Поуп А., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей. М., 1968.
6. Основные данные иностранных аэродинамических труб и газодинамических установок. М., 1968.
7. [Электронный ресурс] <http://www.airwar.ru/>