

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Газотурбінний двигун»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою №1 - Навантаження, які діють на основні вузли ГТД

Харків 2022

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2022 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 22.08.2022 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2022 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 10.08.2022р. № 1

Розробники:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

Рецензенти:

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекції

1. Класифікація сил, діючих на елементи конструкції ГТД: по природі виникнення і напрямку дії. Поняття про зовнішні і внутрішні сили.
2. Газові сили: статичної і динамічної дії газового потоку на елементи ГТД. Осьові газові сили і сили тяги двигуна. Радіальні і окружні газові сили. Напруги, випробувані елементами ГТД під дією газових сил.
3. Масові сили: сила ваги, інерційні сили, гіроскопічний момент.
4. Сили вібрації: причини виникнення, наслідки вібраційних навантажень, способи зниження вібраційних напруг
5. Температурні напруги: причини виникнення, можливі наслідки, способи пониження температурних напруг.

Рекомендована література:

Основна:

1. Кулик М.С., Тамаргазін О.А. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів. Київ: НАУ, 2009. 477 с.
2. Терещенко Ю.М. Газотурбінні двигуни літальних апаратів, Київ: Вища школа, 2000. 319 с.
3. Іноземцев А.А., Сандрацький В.Л. Газотурбінні двигуни. П.: ВАТ «Авіадвигун», 2006. 1024 с.
4. Данилейко І.І., Капустін Л.Н., Фельдман Е.Л. Основи конструкції авіаційних двигунів. Москва: Транспорт, 1988. 296 с.

Додаткова:

5. Лозицький Л.П. Конструкція і міцність авіаційних газотурбінних двигунів. Москва: Повітряний транспорт, 1992. 536 с.
6. Нечаєв В.М. Авіаційні газотурбінні двигуни. Л.: Видавництво Академії цивільної авіації, 1973. 86 с.

Текст лекції

1. Класифікація сил, діючих на елементи конструкції ГТД: по природі виникнення і напрямку дії. Поняття про зовнішні і внутрішні сили.

На вузли авіаційних ГТД діють різні навантаження (сили і моменти сил), обумовлені як роботою самого двигуна, так і еволюціями повітряного судна. Всі навантаження можна класифікувати:

по природі їх виникнення:

- газові;
- інерційні;
- масові;
- температурні;
- вібраційні.

залежно від напрямку дії:

- осьові (діючі уздовж осі двигуна);

- радіальні (діючі в радіальних напрямках);
- окружні (діючі по дотичним до кіл, центри яких лежать на осі двигуна).

за родом спричинених деформацій:

- розтягуючі;
- стискаючі;
- згинальні;
- крутні.

За характером дії всі перераховані вище навантаження умовно діляться на статистичні і динамічні.

До статистичних навантажень відносяться такі, характерний час зміни яких істотно довше періоду власних коливань схильних до їх впливу елементів конструкції. При розрахунках на міцність статичні навантаження прийнято вважати незмінними в часі. Приклад статичних навантажень - відцентрові сили, прикладені до робочих лопаток компресорів і турбін на сталому режимі роботи двигуна.

Динамічними називаються навантаження, характерний час зміни яких можна порівняти з періодом відповідних коливань відповідного елемента конструкції. Наявність таких навантажень призводить до необхідності проведення динамічних розрахунків на міцність.

Частина зусиль, наприклад відцентрові сили в робочих лопатках та дисках, врівноважуються внутрішніми силами, виникаючими у матеріалі цих деталей. Інша частина зусиль, наприклад газові сили, виникаючі у компресорі, турбіні, будучи пов'язаними зі зміною швидкості руху та тиску газу за трактом, передаються сусіднім вузлам і тільки частково замикаються в системі двигуна та викликають у стінках корпусів нормальні і дотичні напруження, утворюючи рівнодіючу у вигляді реактивної тяги. Зусилля, які передаються на вузли кріплення двигуна до повітряного судна, називають *зовнішніми* або *вільними*.

2. Газові сили: статичної і динамічної дії газового потоку на елементи ГТД. Осьові газові сили і сили тяги двигуна. Радіальні і окружні газові сили. Напруги, випробувані елементами ГТД під дією газових сил.

В результаті взаємодії повітряного (газового) потоку з елементами проточної частини - лопатками компресора і турбіни, корпусами входного пристрою, компресора, камери згоряння, турбіни, реактивного сопла-виникають газові сили та моменти від цих сил, які викликають складний вигин лопаток в осьовому та окружному напрямках, розтягнення оболонок корпусів газоповітряного тракту.

Найбільшу величину газові сили мають на режимі допустимої частоти обертання роторів і максимальної швидкості польоту біля землі при низькій температурі навколишнього середовища, коли витрата повітря через двигун має більше значення. При розподілі газових сил газоповітряним трактом на виділену частину потоку, обмеженого перерізами 1-1 і 2-2, діють тиски p_1 і p_2 на площі f_1 і f_2 відповідно.

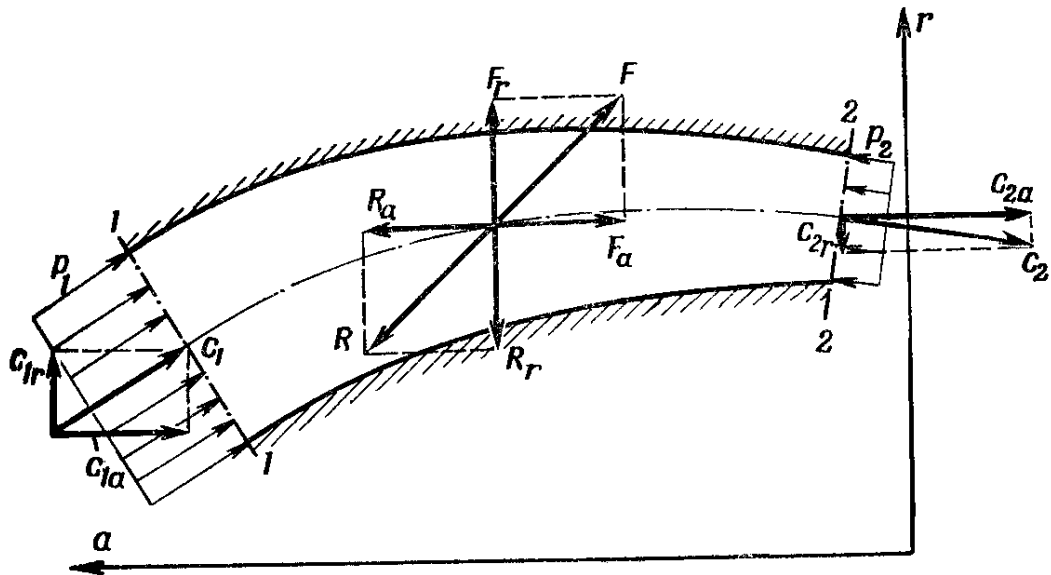


Рис.1

При повороті газового потоку на нього додатково діє рівнодіюча сила **R** з боку стінок каналу. Рівняння кількості руху в загальному вигляді для цього випадку

$$m (C_2 - C_1) = \sum R$$

Де $\sum R$ - векторна сума сил, що діють на газовий потік при його русі через проточну частину.

Проектуючи рівняння на осевий напрямок,

$$m ((-c_{2a}) - (-c_{1a})) = -p_1 f_1 + p_2 f_2 + R_a$$

Звідки

$$R_a = m(c_{1a} - c_{2a}) + p_1 f_1 - p_2 f_2$$

За третім законом Ньютона осева сила, що діє стінки каналу, **F = - R**.

Підставляючи це значення, отримаємо

$$F_a = m(c_{2a} - c_{1a}) + p_2 f_2 - p_1 f_1$$

Де $m(c_{2a} - c_{1a})$ - динамічний, а $(p_2 f_2 - p_1 f_1)$ - статичний вплив потоку на проточну частину ГТД та його елементи.

Аналогічно визначається радіальна складова газової сили. Результуюча газова сила, що діє на стінки каналу, є геометричною сумою двох сил $F = \sqrt{F_a^2 + F_r^2}$

Розподіл осевих зусиль між вузлами ТРД з урахуванням напрямку їхнього впливу показано на (рис. 2). Тут тяга двигуна являє собою алгебраїчну суму сил, що діють справа наліво ($\sum P = 717\%$) і зліва направо ($-\sum P = 617\%$) від номінальної тяги. Як видно з прикладу, на окремі вузли ТРД діють значні сили, значення яких набагато перевищують силу тяги та визначається розмірами вузлів, величинами швидкостей та тисків трактом двигуна.

У напрямку потоку діє сума сил

$$-\sum P = P_{вх.у} + P_{ст.т} + P_{рот.т} + P_3$$

Де $\sum P$ - сумарна сила, знак якої прийнято вважати від'ємним (сила, що діє проти потоку, додатна тому, що вона створює тягу двигуна, в той час як $\sum P$ має протидію);

$P_{вх.у}$ - сила, що діє на вхідний пристрій;

$P_{ст.т}$ - сила, що діє на статор турбіни;

$P_{рот.т}$ - на ротор турбіни;

P_c – сила, що діє на реактивне сопло.

Сума сил, спрямована проти потоку,

$$\Sigma P = P_{ст.к} + P_{рот.к} + P_{к.сг}$$

Де:

$P_{ст.к}$, $P_{рот.к}$, $P_{к.сг}$ - осьові сили, що діють відповідно на статор і ротор компресора, камеру згоряння. Позитивна різниця сумарних сил становить тягу двигуна, що дорівнює 100%.

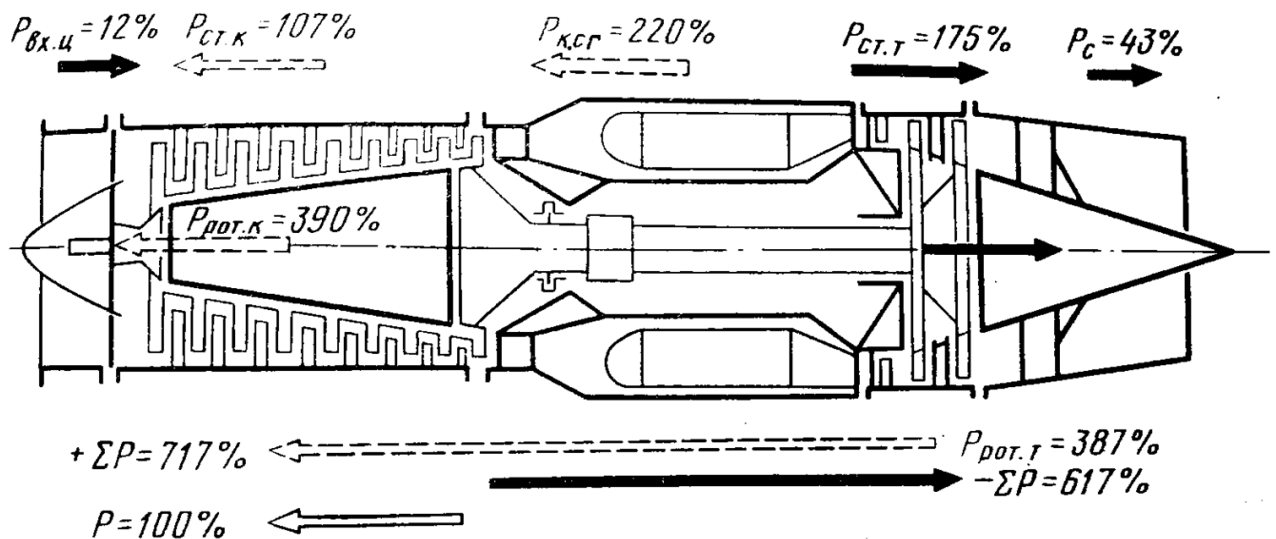


Рис.2

3. Масові сили: сила ваги, інерційні сили, гіроскопічний момент.

До них відносять сили тяжіння вузлів ГТД, інерційні навантаження, пов'язані зі зміною швидкості польоту, гіроскопічний момент, що виникає при еволюції ПС у просторі, а також сили вібрації.

Сили тяжіння, що діють на різні елементи ГТД, постійні за напрямом і значенням. Вони сприймаються вузлами кріплення двигуна до ПС і викликають згинання силових корпусів окремих частин ГТД, а згинальні моменти від цих сил – розтягнення верхньої і стиснення нижньої частини корпусів. Для зменшення моментів, що згинають, встановлюють додаткові вузли кріплення на корпусі турбіни. Маса ротора двигуна через підшипник діє на корпус через опори ротора і деталі підшипника в одному напрямку, викликаючи змінні навантаження в кульках (роliках). Це з нерівномірним зносом бігової доріжки зовнішньої обойми підшипника (у нижній частині).

А) *Сила тяжкості* - сила, що діє на будь-яке фізичне тіло, що знаходиться поблизу поверхні Землі або іншого астрономічного тіла.

Сила тяжіння надає всім тілам, незалежно від їхньої маси, те саме прискорення і є консервативною силою.

Сила тяжкості, що діє на матеріальну точку масою, обчислюється за формулою $F = m \cdot g$ де g - прискорення, що надається тілу силою тяжіння, яке називається прискоренням вільного падіння.

Якщо в межах протяжного тіла поле сил тяжіння однорідна, то рівнодіюча сила тяжіння, що діє на елементи цього тіла, прикладена до центру мас тіла.

Б) Інерційні навантаження виникають при зміні значення та напрямку швидкості польоту та визначаються виразами:

Для прямолінійного руху

$$F_j = m a;$$

Для криволінійного польоту

$$F_j = \omega j,$$

Де m – маса двигуна, a – прискорення ПС.

Кутове прискорення

$$\Omega j = r,$$

Де Ω - кутова швидкість еволюції ПС; r -радіус траєкторії криволінійного польоту

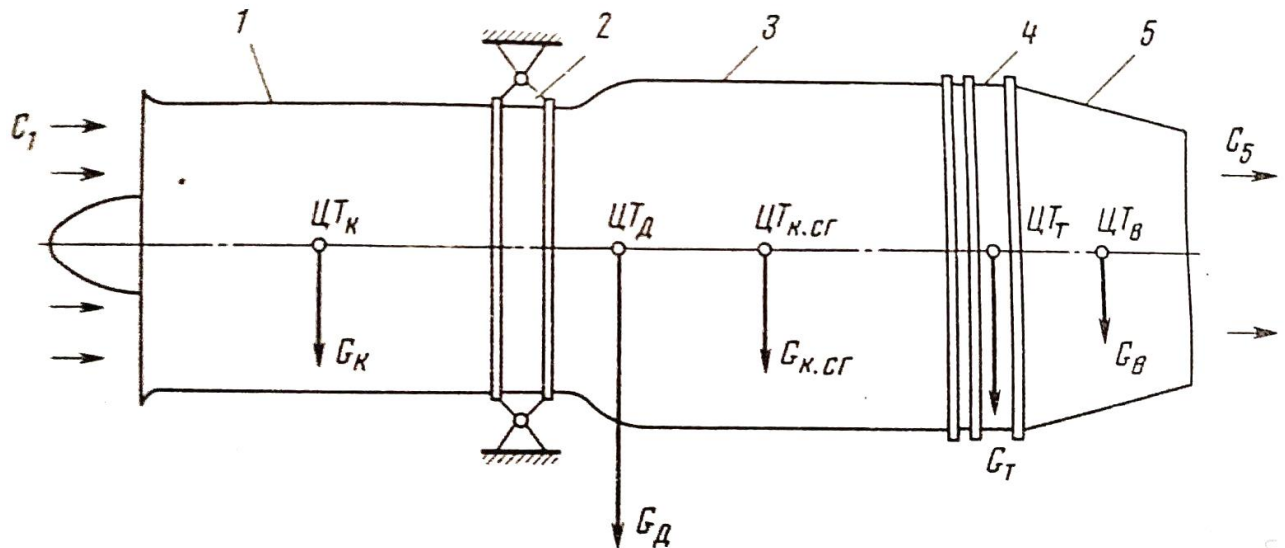


Рис.3 Масові сили, що діють на елементи ГТД:

- 1- корпус компресора;
- 2- корпус СА останнього ступеня компресора;
- 3 камера згоряння;
- 4 - корпус турбіни;
- 5- вихідний пристрій

При розгоні або гальмуванні ПС осьова інерційна сила навантажує ротор двигуна і через упорний підшипник передається на корпус. Вона залежить від прискорення ПС.

В) Гіроскопічний момент виникає при відхиленні траєкторії від прямолінійної та викликає вигин ротора.

$$M_r = J_p \Omega \omega \sin \alpha$$

Де J_p -масовий момент інерції ротора щодо осі обертання; ω -кутова швидкість обертання ротора, α -кут між векторами кутових швидкостей ω та Ω .

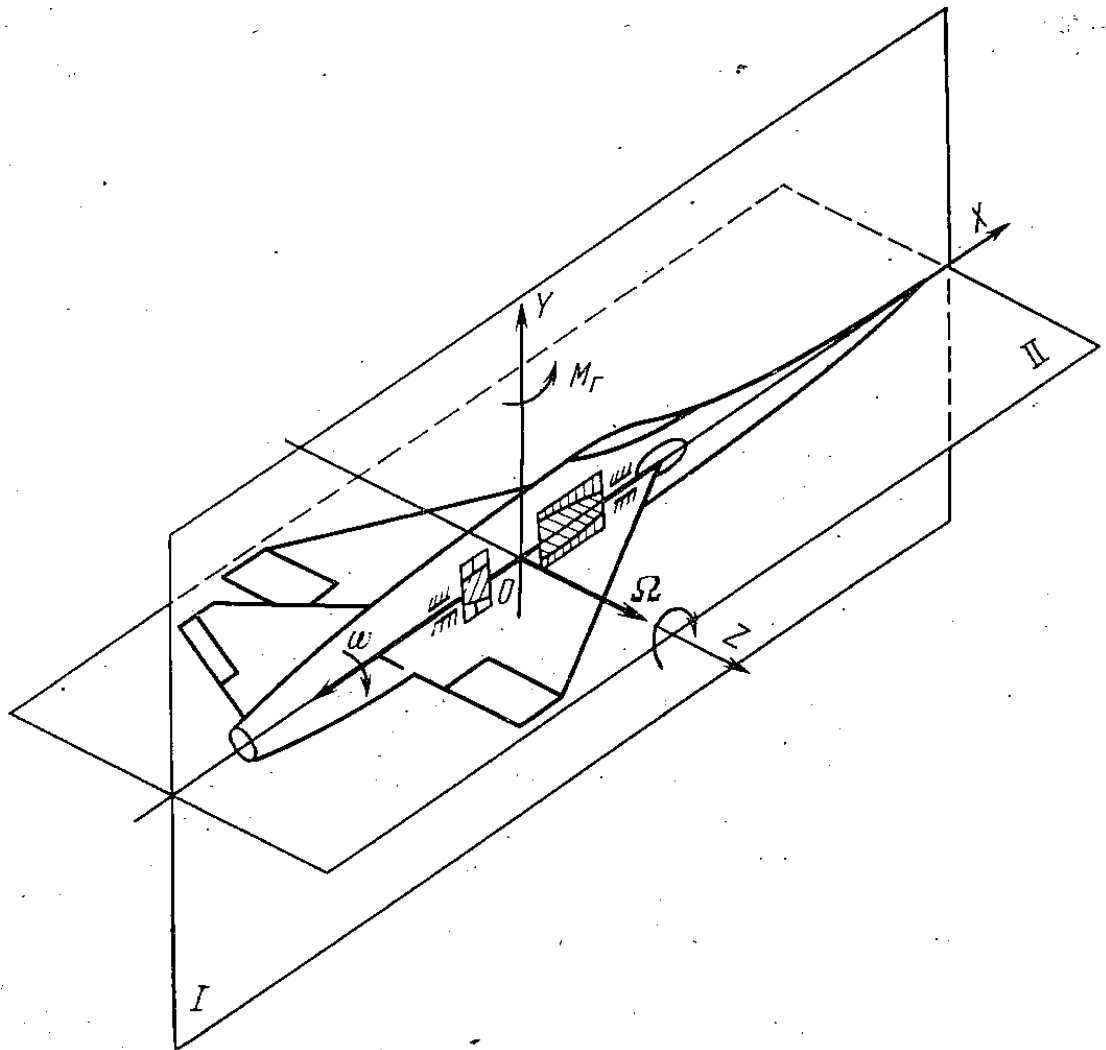


Рис.4 До визначення дії гіроскопічного моменту.

При розрахунках беруть $\alpha = 90^\circ$. І тут гіроскопічний момент максимальний.

При визначенні напрямку дії гіроскопічного моменту зручно користуватися правилом, згідно з яким гіроскопічний момент, що виникає при еволюціях ПС, прагне поєднати по найкоротшій відстані вектор кутової швидкості обертання ротора з вектором кутової швидкості обертання ПС. При цьому ω і Ω завжди повинні бути спрямовані таким чином, щоб якщо дивитися з кінця вектора на його початок, напрямок обертання ротора або ПС представлявся за годинниковою стрілкою.

Наприклад, при обертанні ротора двигуна за годинниковою стрілкою (якщо дивитись у напрямку польоту), обертання відбувається у вертикальній площині XOY навколо осі OZ за годинниковою стрілкою, тобто носова частина ПС опускається у пікірування. Гіроскопічний момент, що виникає при цьому прагне поєднати вектор кутової швидкості обертання ротора двигуна з вектором кутової швидкості еволюції ПС по найкоротшій відстані, тобто гіроскопічний момент M_g діє у площині XOZ навколо осі OY проти годинникової стрілки.

Гіроскопічний момент додатково навантажує підшипники опор ротора і через них передається на корпус, викликаючи на валу та корпусі додаткову напругу. Для зменшення сил, що діють на підшипники від гіроскопічного моменту, відстань між опорами вибирають наскільки можна найбільшою.

4. Сили вібрації: причини виникнення, наслідки вібраційних навантажень, способи зниження вібраційних напруг.

Сили вібрації виникають при обертанні ротора ГТД і є наслідком динамічної невідновженості, що пов'язано з неточністю виготовлення деталей ротора ГТД та залишкових деформацій, спричинених зміною механічних властивостей лопаток та дисків турбін при їх нагріванні до високих температур. Залишковий дисбаланс залежить від маси ротора та частоти його обертання. Чим більша частота і чим менша маса ротора, тим менше допустиме значення дисбалансу.

Вібраційні навантаження викликають підвищений знос підшипників опор ротора, що пов'язано з обмеженням ресурсу двигуна та безпекою польоту. Крім того, вібрації передаються від підшипника через деталі статора на елементи конструкції літака, викликаючи напругу втомі в матеріалі і неприємні відчуття пасажирів. Для зменшення рівня вібрації застосовують пружні кільця між зовнішньою обоймою підшипника та стаканом опори, масляні порожнини для гідродемпфування, пружні стакани типу «білише колесо», а у вузлах кріплення двигуна до літака встановлюють гумові втулкові та дискові амортизатори. Для контролю за рівнем вібрації в порожнинах опор ставлять датчики, а в кабіні екіпажу показники та табло «Небезпечна вібрація».

5. Температурні напруги: причини виникнення, можливі наслідки, способи пониження температурних напруг.

Температурні напруги виникають у поєднанні деталей за відсутності свободи теплового розширення деталей, при нагріванні окремих ділянок до різних температур. Наприклад, обід диска турбіни має вищу температуру, ніж його ступиця, яка віддає тепло валу. В результаті нерівномірності нагріву диска в ньому виникають додаткові термічні напруги, які можуть призвести до мікротріщин і руйнування диска, особливо при запусках непрогрітого та зупинках неохолодженого двигуна, коли різко змінюється поле температур. Подібне явище виникає в елементах камери згоряння, соплових і робочих лопатках турбін.

Для зменшення температурних напруг у ГТД розроблено цілу низку конструктивних рішень, завдяки яким забезпечується ефективне охолодження деталей турбіни компресорним повітрям, у результаті значно знижується нерівномірність нагріву.