

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Загальні знання про ПС: Силова установка»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

272 Авіаційний транспорт (Аеронавігація)

за темою № 3 – Характеристики ГТД

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023р. № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023р. № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023р. № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної
техніки, протокол від 28.08.2023р. № 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. Професор циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній
В.Г.

План лекцій:

1. Режим спільної роботи турбіни і компресора.
2. Прийманість двигуна і її значення для безпеки польотів.
3. Поняття про дросельні, швидкісні і висотні характеристики ГТД.

Рекомендована література:

Основна:

1. Терещенко Ю.М. Теорія теплових двигунів. Київ:НАУ, 2009. 328 с.
2. Царенко А.О., Шмельов Ю.М. Модуль 15. Газотурбінний двигун (категорія В1). Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2013. 810 с.
3. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 1.U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 282 p.
4. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. Volume 2.U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 280 p.
5. Helicopter Flying Handbook.U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2012. 198 p.

Додаткова:

-

Інформаційні ресурси

6. Aviation Maintenance Technician. Handbook–Powerplant. U.S. Department of Transportation. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Flight Standards Service, 2023. 500 p.
URL.:https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/amt_powerplant_handbook.pdf (дата звернення 26.08.2023)
7. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: Helicopter Flying Handbook.
URL.:https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook (дата звернення 26.08.2023)
8. L'AVIONNAIRE: LES TURBOMACHINES. URL.:
<https://lavionnaire.fr/MotorIntro.php> (дата звернення 26.08.2023)

Текст лекції

1. Режим спільної роботи турбіни и компресора.

Режим роботи - це сукупність газодинамічних параметрів, що характеризують розвивається двигуном тягу (потужність), економічність і навантаження, що діють на деталі двигуна.

Характеристики служать для аналізу основних властивостей двигуна, їх використовують для порівняння двигунів між собою, для оцінки застосування літального апарату.

Перебіг характеристик двигуна залежить від багатьох факторів і, зокрема, від особливостей схеми двигуна, його розрахункових параметрів, прийнятої програми регулювання, зовнішніх умов.

За влучним висловом незалежними змінними є зовнішні умови (висота H , швидкість польоту V , температура T і тиск p зовнішнього повітря) і параметри, що характеризують режим роботи. Всі інші параметри є змінними, вони змінюються при зміні зовнішніх умов і режиму роботи. Так, наприклад, при перестановці руд змінюється подача палива в камеру згоряння, через що стають іншими температура газу перед турбіною, частота обертання ротора і пов'язані з частотою обертання витрата повітря через двигун і ступінь підвищення тиску компресора. У свою чергу, це веде до зміни швидкостей газу в елементах двигуна і ККД вузлів. Таким чином, зміна режиму роботи тягне за собою зростання або зменшення великого числа параметрів, від яких залежать тяга і питома витрата палива.

Номенклатура основних режимів роботи

Всі режими, на яких працюють ГТД, діляться на дві великі групи, що встановилися і несталі режими роботи. На сталих режимах роботи ГТД його параметри не змінюються в часі, на несталих режимах параметри двигуна в часі змінюються. Розрізняють такі основні сталі режими роботи ГТД: максимальний, злітна, максимальний тривалий, крейсерський, режим земної і польотного малого газу, форсовані режими, режими реверсування тяги, авторотації двигуна і інші. До несталим режимам роботи ГТД відносяться режими приємності і скидання газу, режим запуску двигуна.

Максимальний і злітний режими характеризуються максимальною тягою (потужністю) на землі або в польоті протягом обмеженого часу. Ці режими використовуються при зльоті і наборі висоти, для досягнення максимальної швидкості і при виконанні маневрів. Загальна напруження на максимальному і злітній режимах становить 5 ... 10% від ресурсу двигуна через дії високих динамічний і теплових навантажень.

Максимальний тривалий (номінальний) режим відрізняється від попереднього режиму зниженими значеннями частоти обертання ротора і температури газу перед турбіною. Двигун може працювати з обмеженою за часом (приблизно 40% ресурсу) загальною напруженням.

Крейсерський режим роботи призначений для роботи двигуна протягом необмеженого часу за ресурс. На цьому режимі досягається максимальний кілометровий і вартівий витрати палива, тому його використовують при польоті на дальність і тривалість.

Режим земного малого газу- сталий режим роботи ГТД на землі при мінімальній частоті обертання $n_{\text{мг}}$ і тязі (потужності), при яких забезпечуються його стійка робота і задана приємність. Використовується для прогріву

двигуна після запуску, охолодження перед вимиканням. Час роботи двигуна на цьому режимі, як правило, обмежена через неефективне охолодження елементів турбін і вихідного пристрою, низькою економічністю.

Режимом польотного малого газу називають усталений режим ГТД при мінімальній допустимій частоті обертання, що забезпечує необхідну прийомистість і величину тяги при заході на посадку, використовується також для імітації відмови двигуна в польоті з навчальною метою.

Режим роботи ГТД, при якому обертання ротора в польоті здійснюється потоком, що набігає повітря при відсутності горіння палива в камері згоряння, називається режимом авторотації.

Режимом реверсування тяги ГТД називають усталений режим роботи ГТД при включеному реверсивному пристрої.

Режими роботи двигуна встановлюються переміщенням в відповідне положення важеля керування двигуном (РУД). При зміні зовнішніх умов в процесі польоту літального апарату і незмінному положенні РУД підтримання режиму роботи двигуна покладається на систему його регулювання. Несталі режими роботи ГТД (режими прийомистості і скидання газу) мають місце при швидкому переміщенні руд і запуску двигуна.

2. Прийманість двигуна та її значення для безпеки польотів.

Розглянуті вище характеристики відносяться до усталених режимів роботи двигуна. Умовою отримання усталеного режиму роботи є рівність потужності, що розвивається турбіною N_T , за вирахування витрат на тертя в підшипниках і привід агрегатів, що враховуються механічним ККД η_M , потужності, споживаної компресором N_K :

$$N_K = N_T \cdot \eta_M$$

При цьому ротор двигуна обертається з постійною кутовою швидкістю.

У процесі польоту літального апарату під час проведення їм різних еволюцій доводиться досить часто змінювати режим польоту. Зміна місця розташування літального апарату в просторі, швидкості і висоти польоту здійснюється за допомогою відхилення відповідних органів управління літака і двигуна. Зміна режиму роботи двигуна здійснюється автоматично (наприклад, при запуску) або вручну (на робочих режимах) зміною подачі палива в основну або форсажну камеру згоряння, зміною геометричних параметрів проточної частини двигуна відповідно до заданої програми регулювання. При цьому керуючий вплив на двигун зазвичай зводиться до натискання кнопки "запуск" або до переміщення важеля керування двигуном (РУД).

Для отримання перехідного режиму розгону двигуна необхідно збільшити потужність N_T за рахунок збільшення подачі палива РУДом. При цьому отримуємо нерівність $N_K < N_T \cdot \eta_M$, з'являється позитивний надлишковий момент на валу, який витрачається на збільшення кінетичної енергії ротора, тобто на збільшення частоти обертання. Зростання оборотів відбувається до тих пір поки що збільшується за рахунок зростання опору обертання ротора потужність N_K не стане дорівнює добутку $N_T \cdot \eta_M$.

Для отримання перехідного режиму скидання обертів не обходимо Кметь наступне нерівність: $NK > NT \cdot \eta_M$, що досягається зменшенням подачі палива в двигун.

Реакція двигуна на переміщення руд характеризується прийомистістю. Прийомистість двигуна є динамічною характеристикою, яка визначає його здатність змінювати режим слідом за переміщенням пілотом руд. Кількісно прийомистість оцінюється потрібним часом переходу двигуна з режиму малого газу мінімального сталого режиму на режим максимальної тяги при різкому переміщенні руд - часом прийомистості, а також часом, потрібним для зворотного переходу, часом скидання газу внаслідок зниження витрати палива при різкому переміщенні важеля управління.

Прийомистість є важливою характеристикою двигуна, визначальною льотно-технічні дані ЛА і безпеку його польоту. На несталі, перехідні режими доводиться велика частка від ресурсу двигуна. Ці режими використовуються при зльоті та посадці (догляд на друге коло), при виконанні фігур вищого пілотажу, при польоті групою і в інших випадках.

Для отримання надлишкової роботи турбіни необхідно змінювати температуру газу перед турбіною за рахунок зміни подачі палива, або перепад тиску на турбіні за рахунок зміни площі вихідного перетину сопла. Зазвичай в сучасних ГТД використовується перший спосіб зміни режиму двигуна, так як прагнуть зберегти роботу турбокомпресора незмінною.

Таким чином, для отримання хорошої прийомистості необхідно забезпечити великі зміни подачі палива. Однак на ці зміни доводиться накладати обмеження, пов'язані з міцністю або газодинамічною стійкістю елементів і двигуна в цілому.

При цьому, з огляду на короткочасність процесу розгону і знижені напруги в конструкції від відцентрових сил на частотах обертання ротора, менших максимальних, можна допустити значні температури газу перед турбіною, що перевищують допустиму величину на $50 \dots 150^\circ$, так як конструкції ТРД мають певний запас міцності.

При розгоні ТРД з ростом температури газу перед турбіною щільність газу зменшується. В силу інерції ротора частота обертання його не встигає слідувати за змінами температури газу перед турбіною. Запас стійкості компресора при цьому зменшується, і при надмірних подачах палива можливий помпаж компресора. При скиданні газу має місце зворотна картина.

Крім того, на режимах прийомистості в широкому діапазоні змінюється коефіцієнт надлишку повітря і в деяких випадках можлива нестійка робота камери згоряння - зрив полум'я.

При розгоні двигуна коефіцієнт надлишку повітря зменшується, так як при цьому витрата палива збільшується швидше, ніж зростає витрата повітря. І навпаки, на режимах скидання газу коефіцієнт надлишку повітря збільшується. Слід зазначити, що зрив полум'я може відбутися не тільки через надмірне збіднення суміші, а й з-за різкого погіршення розпилу палива, так як при мінімальних витратах палива зменшується перепад тисків на форсунках.

Час прийомистості залежить від моменту інерції ротора, тому зважаючи на великі частоти обертання ГТД їх прийомистість (10-15 с) гірше, по зрівнянню з прийомистістю поршневих двигунів (2-3с).

3. Поняття про дросельні, швидкісні і висотні характеристики ГТД.

Для ТВАД прийнято розглядати характеристики трьох видів: висотні, дросельні та кліматичні. Внаслідок малих максимальних швидкостей польоту вертольотів швидкісні характеристики для них не розглядаються. Вважається, що для всіх режимів польоту параметри двигуна і його вихідні дані N_e і C_e від швидкості польоту не залежать.

На характеристики турбовальних двигунів на максимальному режимі сильний вплив надають експлуатаційні обмеження. Щоб краще зрозуміти роль цих обмежень і їх вплив на дані двигуна, доцільно кожен вид характеристик розглядати спочатку при відсутності обмежень, а потім аналізувати вплив обмежень.

Висотними характеристиками турбовальних двигунів називаються залежності потужності на валу N_e і питомої витрати палива C_e від висоти польоту при заданій програмі управління двигуна. Їх визначають для максимального, номінального і крейсерського режимів роботи двигуна. Розглянемо як приклад висотні характеристики для максимального режиму.

Припустимо спочатку, що двигун є невисотного, тобто має розрахунковий режим при $H = 0$, а його програма управління відповідає умові $n_{т.к} = \text{const}$ (або $\pi_T = \text{const}$), і ніяких інших обмежень двигун не має. В цьому випадку його висотні характеристики будуть такими, як показано на рис. 3.1, а суцільними лініями. Потужність в такому випадку з висотою сильно знижується і дещо зменшується величина C_e .

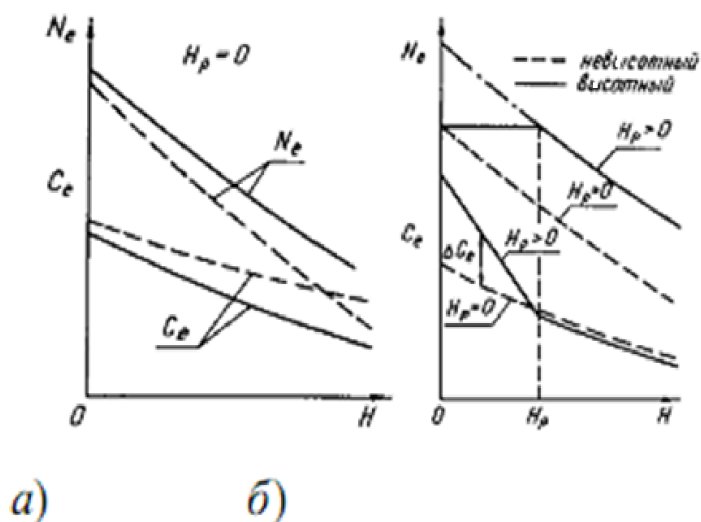


Рис. 3.1. Висотні характеристики турбовального двигуна при $H_p = 0$ (а) і при $H_p > 0$ (б)

Основною причиною зниження Ne зі збільшенням H є зменшення витрати повітря через двигун. Питома потужність $Ne_{уд} = L_{с.т}$ при цьому трохи зростає, що пояснюється збільшенням $\pi_{с.т}$ внаслідок підвищення π^*_k і Δ , викликаного зменшенням температури T_n . Причина зниження Se та ж, що і у ГТД інших типів - зі збільшенням H зростають параметри термодинамічного циклу π і Δ і підвищується внутрішній ККД двигуна. Тому Se зменшується, що є наслідком поліпшення використання теплоти в термодинамічній циклі.

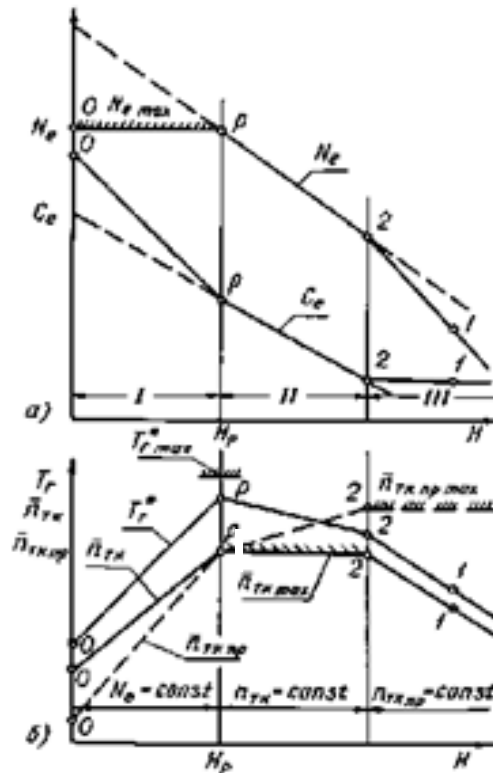


Рис. 3.2. Висотна характеристика турбовального двигуна (а) і програма його управління для режиму «максимал» (б)

Хоча максимальні висоти польоту вертольотів не перевищують зазвичай 6 ... 8 км, на висотні характеристики малорозмірних вертолітних ГТД, як вказувалося, значно впливає зменшення з висотою польоту чисел Рейнольдса. В області $Re < Re_{кр}$ це призводить до зменшення ККД елементів двигуна і зниження G_v , що викликає більш інтенсивне зменшення Ne з ростом висоти польоту (див. Штрихові лінії на рис. 3.1, а).

У реальних умовах на вертольотах використовуються висотні турбовальні двигуни. Вони проектується з умови отримання заданої потужності на розрахунковій висоті польоту $H = H_r$.

Тоді на висотах польоту, великих розрахункової, у них перебіг висотних характеристик якісно не відрізняється від розглянутого для двигуна, що має $H_r = 0$ (рис.3.1, а). На висотах, менших H_r , двигун працює на режимах обмеження по $Ne = Ne_{max}$. Для цього при $H < H_r$ його потрібно дроселювати, тобто знижувати температуру газу перед турбіною T^*_i ,

відповідно, π_{TK} таким чином, щоб забезпечувалося в усьому діапазоні висот

польоту від $H = 0$ до $H = H_p$ умова $N_e = N_{e.\max} = \text{const}$. Дроселювання двигуна при $H < H_p$ призводить внаслідок зниження π і Δ до додаткового зростання питомої витрати палива на величину A_{ci} (рис.3.1, б).

Якщо двигун на висотах польоту $H < H_p$ не буде задросельований, то він буде розвивати потужності, що значно перевищують $N_{e.\max}$, як показано штрихпунктирною лінією на рис.3.1, б. Такі великі потужності небезпечні для міцності деталей двигуна, редуктора і трансмісії. Саме тому з метою зниження маси силової установки вводиться обмеження на величину максимально допустимого крутного моменту, що розвивається двигуном, що при $N_{ct} = \text{const}$ рівносильно умові $N_e = N_{e.\max} = \text{const}$.

Побудова висотної характеристики вертолітних ГТД з урахуванням реальних експлуатаційних обмежень може здійснюватися з використанням характеристик ГГ і отриманих залежностей $(n_{тк.пр})_{огр.}$ від температури T_n (рис.3.1). Побудована у такий спосіб висотна характеристика приведена на рис.3.2,а. Від землі до розрахункової висоти (на ділянці I, рис.28) забезпечується умова $N_e = N_{e.\max} = \text{const}$. Це досягається за рахунок розкрутки ротора і збільшення параметрів T_g^* і $n_{тк}$, що сприяє інтенсивному зростанню $L_{c.t.}$. Збільшується при цьому також приведена витрата повітря через ГГ внаслідок підвищення $n_{тк.пр}$. За рахунок значного збільшення $L_{c.t.}$, незважаючи на зменшення G_v (інтенсивність зниження якого на цій ділянці висотної характеристики дещо сповільнюється збільшенням $G_{впр}$), вдається підтримати в зазначеному діапазоні висот сталість N_e на валу двигуна. Питома витрата палива на ділянці I знижується внаслідок збільшення внутрішнього ККД, обумовленого не тільки зменшенням температури T_n , але і розкручуванням ротора ГГ (збільшенням π і Δ).

На розрахунковій висоті (в точці «р») режим роботи ГГ в даному прикладі виходить на обмеження по $n_{тк.\max}$ (см.рис.3.2, б). При подальшому зменшенні температури T_n з висотою польоту двигун на максимальному режимі працює уздовж ЛПР р-2-1. Температура газу перед турбіною T_g^* на ділянці II (де $n_{тк} = \text{const}$) в даному випадку знижується (компресор «полегшується» при зниженні температури T_n), і температура $T_g^*.\max$ з висотної характеристики ніде не досягається. Збільшення ж $n_{тк.пр}$ при зменшенні T_n з висотою польоту призводить до зниження ΔK_u компресора, і в даному прикладі в точці 2 (при $T_n = T_{n2}$) настає обмеження по $n_{тк.пр.\max}$. Далі зі зростанням H (на режимах обмеження по $n_{тк.пр.\max}$) температура T_g^* зменшується пропорційно T_n , а частота обертання $n_{тк}$ - пропорційно T_n . Потужність N_e починає падати ще інтенсивніше. Питома витрата палива на ділянці III перестає знижуватися, так як тут умовам $\pi = \text{const}$ і $\Delta = \text{const}$ відповідає $\eta_{вн} = \text{const}$. Отже, на цій ділянці, з точністю до зміни ККД вільної турбіни, можна приймати $C_e = \text{const}$.

На відміну від дросельних характеристик ГТД прямої реакції, які при $M = \text{const}$ і $H = \text{const}$ в ряді випадків можуть бути представлені у вигляді критеріальних залежностей від одного критерію подібності - наведеної частоти обертання $n_{\text{ндпр}}$, у турбовальних двигунів, як уже вказувалося, така можливість виключається. Це пояснюється тим, що при $n_{\text{т.к.пр}} = \text{const}$ у них режими подібності на вільну турбіну не поширюються, оскільки вона працює за умови $p_{\text{с.т}} = \text{const}$, а, отже, у неї $n_{\text{с.т.пр}} \neq \text{const}$. Тому дросельними характеристиками турбовальних двигунів називають залежності потужності на валу вільної турбіни N_e і питомої витрати палива C_e від фізичної частоти обертання ротора ГГ птк при заданих атмосферних умовах p_n і T_n або, що те ж саме, при заданих значеннях температури T_n і висоти польоту H . Вони мають вид, показаний на рис. 3.3.

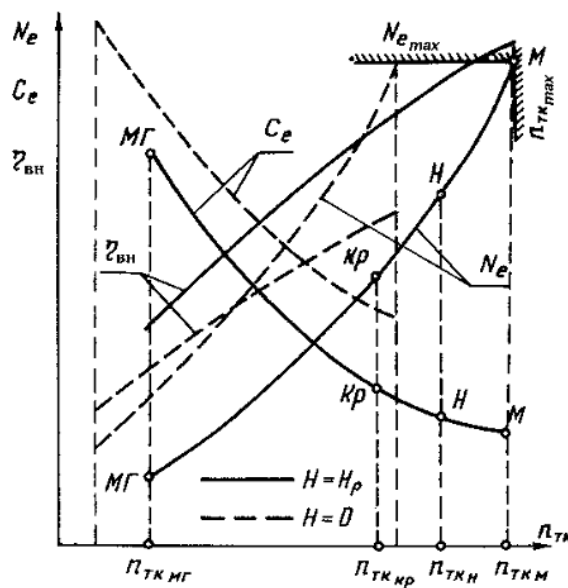


Рис. 3.3 Дросельні характеристики турбовального двигуна $H=H_p$ і при $H=0$

Фізичне пояснення протікання дросельних характеристик турбовальних ГТД має багато спільного з ГТД інших типів. При збільшенні $p_{\text{т.к}}$ зростає G_v . Підвищується також робота $L_{\text{с.т}} = L_{\text{ц}}$, оскільки збільшуються параметри термодинамічної циклу π і Δ . Це призводить до інтенсивного зростання N_e .

Внутрішній ККД зі збільшенням $p_{\text{т.к}}$ весь час зростає, як і у будь-якого іншого ГТД, внаслідок підвищення π і Δ . Відмінність від ТРД і ТРДД полягає в тому, що турбовальний ГТД є чисто тепловим двигуном і ефективність використання теплоти в ньому оцінюється тільки величиною $\eta_{\text{вн}}$. Тому зі збільшенням $p_{\text{т.к}}$ величина C_e весь час знижується. У ГТД прямої реакції при визначенні $C_{\text{уд}}$ доводиться враховувати ще тяговий ККД, який при підвищенні режиму роботи двигуна знижується, що призводить до появи на дросельній характеристиці цих двигунів характерною «ложки», аналогічної тій, яка спостерігається при аналізі залежності $C_{\text{уд}}$ від Δ при $\pi = \text{const}$. У турбовальних ГТД мінімум C_e забезпечується на максимальному режимі.

На дросельної характеристиці прийнято відзначати точки, відповідні крейсерська, номінальному і максимальному режимам, як показано на рис.3.3. На максимальному режимі двигун виходить на лінію обмежень, причому характер що досягається при цьому обмеження залежить від температури T_n і висоти польоту H . На рис.3 воно відповідає $N_e = N_{e,max}$ для $H = 0$ і $n_{т.к} = n_{т.к. max}$ для $H = H_p$