



TECH SCIENCE

ISSN 3030-3702

**TEXNIKA FANLARINING
DOLZARB MASALALARI**

**TOPICAL ISSUES OF TECHNICAL
SCIENCES**



№ 5 (4) 2026

TECHSCIENCE.UZ

№ 5 (4)-2026

**TEXNIKA FANLARINING DOLZARB
MASALALARI**

**TOPICAL ISSUES
OF TECHNICAL SCIENCES**

TOSHKENT-2026

BOSH MUHARRIR:

KARIMOV ULUG'BEK ORIFOVICH

TAHRIR HAY'ATI:

Usmankulov Alisher Kadirkulovich - Texnika fanlari doktori, professor, Jizzax politexnika universiteti

Fayziyev Xomitxon – texnika fanlari doktori, professor, Toshkent arxitektura qurilish instituti;

Rashidov Yusuf Karimovich – texnika fanlari doktori, professor, Toshkent arxitektura qurilish instituti;

Adizov Bobirjon Zamirovich– Texnika fanlari doktori, professor, O'zbekiston Respublikasi Fanlar akademiyasi Umumiy va noorganik kimyo instituti;

Abdunazarov Jamshid Nurmuxamatovich - Texnika fanlari doktori, dotsent, Jizzax politexnika universiteti;

Umarov Shavkat Isomiddinovich – Texnika fanlari doktori, professor, Jizzax davlat pedagogika universiteti;

Bozorov G'ayrat Rashidovich – Texnika fanlari doktori, Buxoro muhandislik-texnologiya instituti;

Maxmudov Muxtor Jamolovich – Texnika fanlari doktori, Buxoro muhandislik-texnologiya instituti;

Asatov Nurmuxammat Abdunazarovich – Texnika fanlari nomzodi, professor, Jizzax politexnika universiteti;

Mamayev G'ulom Ibroximovich – Texnika fanlari bo'yicha falsafa doktori (PhD), Jizzax politexnika universiteti;

Ochilov Abduraxim Abdurasulovich – Texnika fanlari bo'yicha falsafa doktori (PhD), Buxoro muhandislik-texnologiya instituti.

OAK Ro'yxati

Mazkur jurnal O'zbekiston Respublikasi Oliy ta'lim, fan va innovatsiyalar vazirligi huzuridagi Oliy attestatsiya komissiyasi Rayosatining 2025-yil 8-maydagi 370-son qarori bilan texnika fanlari bo'yicha ilmiy darajalar yuzasidan dissertatsiyalar asosiy natijalarini chop etish tavsiya etilgan ilmiy nashrlar ro'yxatiga kiritilgan.

Muassislar: "SCIENCEPROBLEMS TEAM" mas'uliyati cheklangan jamiyati;
Jizzax politexnika insituti.

TECHSCIENCE.UZ- TEXNIKA**FANLARINING DOLZARB**

MASALALARI elektron jurnali

15.09.2023-yilda 130343-sonli

guvohnoma bilan davlat ro'yxatidan o'tkazilgan.

TAHRIRIYAT MANZILI:

Toshkent shahri, Yakkasaroy tumani, Kichik Beshyog'och ko'chasi, 70/10-uy.

Elektron manzil:

scienceproblems.uz@gmail.com

Barcha huquqlar himoyalangan.

© Scienceproblems team, 2026-yil

© Mualliflar jamoasi, 2026-yil

MUNDARIJA

<i>Беккулов Джахонгир, Тураев Хуршид</i> ПРОГНОЗИРУЮЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ СУШКИ ТВЁРДЫХ СЫПУЧИХ МАТЕРИАЛОВ	5-15
<i>Бахромов Хасан, Бозорбоев Жавлонбек, Жумаев Фиёсжон</i> АЛГОРИТМЫ ПОСТРОЕНИЯ ФИЛЬТРА ВИНЕРА-ХОПФА И ФИЛЬТРАЦИЯ ЦИФРОВЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ НА ЕГО ОСНОВЕ	16-20
<i>Hamdamova Dilshoda</i> BADIIY ADABIYOTLAR VOSITASIDA O'QUVCHILARNING AXLOQIY MADANIYATINI YUKSALTIRISH TIZIMI Й	21-23
<i>Babadjanov Elmurod, Maxambetjaliev Musabek</i> RFID YORDAMIDA AVTOTURARGOH KIRISH-CHIQUISHINI NAZORAT QILISH VA BANDLIKNI QISQA MUDDATTA VAHOLASH	24-29
<i>Айтмуратов Бакберген, Оразымбетов Темурубек</i> МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ УГОДИЙ НУКУССКОГО РАЙОНА НА ОСНОВЕ МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ ВЕГЕТАЦИОННЫХ ИНДЕКСОВ И МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ	30-36
<i>Qutlimuratov Yusup, Orazbayev Shaxmardan</i> YERLARNING SHO'RLANISH DARAJASINI ANIQLASH VA PROGNOZ QILISHDA NEYRON TARMOQLARDAN FOYDALANISH	37-42
<i>Aimbetova Gulara, Sarsenbaeva Hu'rlixa, Djumabaev Alpamis</i> KAM RESURSLI TILLARNI RAQAMLASHTIRISHDA SUN'TY INTELLEKT MODELLARINING SAMARADORLIGI VA MAVJUD MUAMMOLAR	43-48
<i>Abdullayev Elmurod, Bektemirov Hojimurod</i> TABIIY TILNI QAYTA ISHLASH ALGORITMLARINING BARQARORLIGINI NAZARIY TAHLIL QILISH	49-54
<i>Mamatov Narzillo, Samijonov Abdurashid, Abdullaeva Barno,</i> <i>Usarov Jurabek, Samijonov Boymirzo</i> QULOQ CHANOG'IGA ASOSLANGAN SHAXSNI IDENTIFIKATSIYALASH USULI	55-67
<i>Xaqberdiyev Asliddin</i> TOMCHILATIB SUG'ORISHDA NAVIER - STOKES TENGLAMALARIDAN FOYDALANIB, SUV SARFINI OPTIMALLASHTIRISH	68-74
<i>Xamzayev Dilshod</i> PAXTANI QURITISH QURILMASI: KONSTRUKSIYA, ISH PRINSIPLARI VA ISSIQLIK-TEXNIK XUSUSIYATLARNING KENGAYTIRILGAN TADQIQI	75-80
<i>Odilova Mohigul</i> METROLOGIYA SOHASIDA XALQARO UYG'UNLASHUV: O'ZBEKISTON MISOLIDA TAHLIL INTERNATIONAL HARMONIZATION IN THE FIELD OF METROLOGY: A CASE STUDY OF UZBEKISTAN	81-87

<i>Doniyev Erkin, Yusupov Rustam, Eshqurbonov Anvar</i> BAZALT TOLALI KOMPOZIT QOPLAMALARNI YAQIN INFRAQIZIL NURLANISH YORDAMIDA QURITISH: TEXNOLOGIYA, STRUKTURA VA XOSSALAR	88-94
<i>Sayitov Shavkatjon, Xolmatov Erkinjon</i> PAHTA QURITISH JARAYONINING ENERGIYA SAMARADORLIGINI OSHIRISH ISTIQBOLLARI	95-103
<i>Эргашева Камола</i> ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ КОНТРОЛЯ РЕОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ЖИДКИХ СРЕД	104-110
<i>Ismoilov Muxriddin, Rahimov Anvarjon, Isomiddinova Soliha, Xolmamatova Shaxzoda</i> ASINXRON DVIGATELLAR BOSHQARUV TIZIMLARIDA TIZIMLI XATOLIKLARNI DIAGNOSTIKA QILISH VA ULARNI KOMPENSATSIYA QILISH ORQALI DASTGOHLAR ANIQLIGINI OSHIRISH	111-120
<i>To'rayev Azizbek, Karimov Abror</i> YAQIN INFRAQIZIL NURLANISHGA ASOSLANGAN O'LCHASH ASBOBLARINI TADQIQ QILISH VA ULARNING METROLOGIK XARAKTERISTIKALARINI O'RGANISH	121-126
<i>Рустамзаде Джошгун</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЖАРКОГО КЛИМАТА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ СГОРАНИЯ В ГАЗОВЫХ ТУРБИНАХ И РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ	127-136
<i>Mammadov Fuad, Kalbaliyev Faig</i> PERFORMANCE ASSESSMENT OF SUPERCRITICAL CO2 BRAYTON CYCLES IN SOLAR POWER TOWER SYSTEMS	137-145
<i>Xasanov Azimjon</i> MAHALLIY XOM ASHYOLAR VA CHIQUINDILAR ASOSIDA YENGIL BETON	146-151
<i>Abdumannopov Ozodbek, Askarov Xasanjon</i> O'ZBEKISTONDA ZAMONAVIY QURILISH MATERIALLARINI ISHLAB CHIQARISH: HOLATI, MUAMMOLAR VA ISTIQBOLLAR	152-156
<i>Xujanov Chariyar</i> QUTQARUV-QIDIRUV ISHLARINING VAZIFALARI VA TASHKILY TUZILMASI	157-162

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЖАРКОГО КЛИМАТА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ СГОРАНИЯ В ГАЗОВЫХ ТУРБИНАХ И РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ

Рустамзаде Джошгун Сади,

Азербайджанский Государственный Университет Нефти и Промышленности,
старший преподаватель

E-mail: joshgun.rustamzada@asoiu.edu.az

Тел+994505547566

ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-7380-4707>

Аннотация. В работе представлен комплексный анализ потерь мощности газовых турбин в условиях жаркого климата. Показано, что потери связаны не только со снижением плотности входного воздуха, но и с ухудшением устойчивости горения при приближении к пределу LBO. Ограничение подачи топлива системой управления вызывает нелинейное снижение мощности, оцениваются технологии охлаждения.

Ключевые слова: газовые турбины; жаркий климат; температура входного воздуха; массовый расход; обеднённое горение (LBO); устойчивость горения; снижение мощности; охлаждение входного воздуха; сверхзвуковое охлаждение.

INVESTIGATION OF THE IMPACT OF HOT CLIMATE ON COMBUSTION EFFICIENCY IN GAS TURBINES AND DEVELOPMENT OF EFFECTIVE TECHNOLOGICAL SOLUTIONS

Rustamzada Joshgun Sadi,

Azerbaijan State Oil and Industry University, senior lecturer

Annotation. This study presents a comprehensive analysis of gas turbine power losses in hot climates. Losses are caused not only by reduced inlet air density but also by deteriorated combustion stability near the LBO limit. Control system fuel restrictions induce nonlinear power reduction, and advanced inlet air cooling technologies are evaluated.

Keywords: gas turbines; hot climate; inlet air temperature; mass flow rate; lean combustion (LBO); combustion stability; power loss; inlet air cooling; supersonic cooling.

DOI: <https://doi.org/10.47390/ts-v4i5y2026N18>

1. Введение

Газовые турбины являются одним из ключевых преобразователей энергии в современных энергетических системах и широко применяются в производстве электроэнергии, на промышленных компрессорных станциях и в производстве СПГ.

При проектировании газовых турбин в качестве стандартных условий принимается температура 15°C. Однако в странах с жарким климатом, где температура окружающей среды достигает 40–60°C (например, в Азербайджане, Индии, на Ближнем

Востоке и в регионах Африки), это приводит к значительным изменениям рабочих параметров турбины.

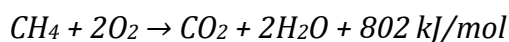
Снижение плотности воздуха и, как следствие, уменьшение массового расхода приводит к сокращению количества воздуха и топливовоздушной смеси, поступающей в камеру сгорания. Это, в свою очередь, вызывает существенное снижение мощности турбины и эффективности преобразования энергии.

Анализ существующих научных источников показывает, что традиционные технологии охлаждения воздуха (испарительное охлаждение, механические и чиллерные системы) имеют ограничения в обеспечении полного восстановления номинальной мощности газовых турбин в условиях жаркого и влажного климата.

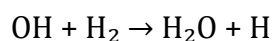
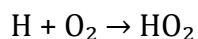
Предложенная технология сверхзвукового охлаждения входного воздуха разработана с целью полного восстановления номинальной мощности газовых турбин, стабилизации процесса горения и повышения энергетической эффективности [2]. Преимущество данной технологии заключается в том, что она позволяет эффективно снижать температуру входного воздуха до +6°C за счёт изоэнтропического расширения, увеличивать его плотность и, как следствие, повышать массовый расход и мощность турбины.

В реальных газовых турбинах химический механизм сгорания можно представить следующим образом:

Природный газ в основном состоит из метана:



Процесс сгорания реализуется посредством многостадийных радикальных реакций:



Основные характеристики:

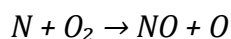
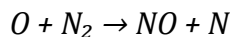
- Скорость пламени: 30–45 см/с (ламинарная), в турбулентных условиях – 5–20 м/с;

- Адиабатическая температура пламени: 1950–2100°C;

- Стехиометрическое соотношение воздух - топливо:

$$AFR_{CH_4} = 17.2$$

При высоких температурах оксиды азота образуются по механизму Зельдовича:



Интенсивность образования NO_x резко возрастает при температурах выше 1850°C. В связи с этим в современных газовых турбинах применяются технологии обеднённого предварительного смешения (Lean Premixed Combustion), Dry Low NO_x (DLN), завихрители (swirler) и многозональное смешение [4].

Ниже представлено распределение воздуха в газовых турбинах с учётом как типичных процентных соотношений, так и физико-конструктивных особенностей. Общий массовый расход воздуха на выходе компрессора M_{air} делится на три основные части [1, 3]: - воздух для сгорания (primary + secondary air); - воздух для охлаждения камеры сгорания и элементов турбины; - разбавляющий (dilution) воздух для формирования температурного профиля.

На практике эти компоненты часто объединяются. В промышленности принято следующее распределение: - воздух для сгорания - 15–25%; - воздух для охлаждения и разбавления - 75–85%. Воздух, участвующий в сгорании, смешивается с топливом, обеспечивает устойчивость пламени и формирует существенно обеднённую смесь. Остальной воздух охлаждает стенки камеры сгорания, стабилизирует пламя, ограничивает температуру на входе в турбину (ТИТ) и увеличивает ресурс лопаток.

Возникает вопрос: почему лишь малая доля воздуха участвует непосредственно в сгорании? Это связано с тем, что стехиометрическая температура горения чрезвычайно высока ($\approx 2200\text{--}2300\text{ K}$), тогда как термостойкость материалов турбины ограничена: - для металлических элементов $\approx 1100\text{--}1200\text{ K}$; - для термобарьерных покрытий $\approx 1500\text{--}1700\text{ K}$. Таким образом, только 15–25% воздуха участвует в сгорании, а остальная часть используется для охлаждения и формирования температурного профиля. Это является одной из ключевых причин роста риска lean blowout (LBO) в условиях жаркого климата.

2. Методология.

Ниже последовательно объясняется, как и почему доля воздуха, направляемого на сгорание, изменяется в зависимости от температуры окружающей среды T_{amb} с физической, математической и управленческой точек зрения [9]. Если общий массовый расход воздуха на выходе из компрессора обозначить как M_{air} , а воздух, непосредственно участвующий в процессе сгорания, как M_{comb} , то долю воздуха для сгорания можно записать:

$$\alpha_{comb} = \frac{M_{comb}}{M_{air}} \quad (1)$$

В стандартных условиях (ISO): $\alpha_{comb,ISO} = 0.15\text{--}0.25$.

При увеличении температуры окружающей среды T_{amb} происходит снижение общего массового расхода воздуха, $M_{air}(T_{amb}) = M_{air,ISO} \cdot \frac{T_{ISO}}{T_{amb}}$, что является неизбежным аэродинамическим эффектом.

При этом происходит изменение распределения воздуха в камере сгорания. В камере сгорания воздух не распределяется свободно - его распределение конструктивно заранее задано. Критический момент: охлаждающий воздух имеет приоритет. При увеличении T_{amb} температура на входе в турбину (ТИТ - Turbine Inlet Temperature) имеет тенденцию к росту, тогда как допустимые температуры металла остаются неизменными. Поэтому система управления в первую очередь поддерживает охлаждение, а не процесс горения, то есть: M_{cool} поддерживается примерно постоянным.

При уменьшении общего расхода воздуха $M_{air} = M_{comb} + M_{cool}$ и $M_{cool} \approx \text{const}$ имеем $M_{comb}(T_{amb}) = M_{air,ISO} \cdot \frac{T_{ISO}}{T_{amb}} - M_{cool}$ и как результат:

$$\alpha_{comb}(T_{amb}) = \frac{M_{air,ISO} \cdot \frac{T_{ISO}}{T_{amb}} - M_{cool}}{M_{air,ISO} \cdot \frac{T_{ISO}}{T_{amb}}} \quad (2)$$

Из выражения видно, что общий расход воздуха уменьшается линейно, тогда как доля воздуха для сгорания снижается быстрее и нелинейно. Это является основной причиной роста риска LBO.

Механическая мощность турбины в первом приближении:

$$N = M_{gas} \cdot c_p \cdot (T_{t3} - T_{t4}) \cdot \eta_m \quad (3)$$

где:

$$M_{gas} = M_{air} + M_{fuel};$$

t_3 – температура на входе в турбину;

t_4 – температура на выходе.

Топливо-воздушное отношение: $f = \frac{M_{fuel}}{M_{comb}}$

Температура после сгорания:

$$T_{t3} = T_{t2} \left[1 + M_{comb} \frac{f \cdot LNV}{c_p \cdot T_{t2}} \right] \quad (4)$$

При уменьшении α_{comb} , уменьшается максимально допустимое значение: $f_{max,LBO}$. Следовательно, реальный расход топлива $M_{fuel} \leq M_{fuel} \cdot f_{LBO}$.

Это означает принудительное ограничение подачи топлива системой управления.

Влияние на мощность можно оценить по выражению:

$$N(T_{amb}) \approx M_{air}(T_{amb}) \cdot \alpha_{comb}(T_{amb}) \cdot f_{LBO}(T_{amb}) \cdot LNV \cdot \eta_{cycle}$$

Нормализуя к режиму ISO, получим:

$$\frac{N(T_{amb})}{N_{ISO}} = \frac{M_{air}}{M_{air,ISO}} \cdot \frac{\alpha_{comb}}{\alpha_{comb,ISO}} \cdot \frac{f_{LBO}}{f_{LBO,ISO}} \quad (5)$$

Разделение механизмов

Только эффект плотности воздуха:

$$\left(\frac{N}{N_{ISO}} \right) = \frac{T_{ISO}}{T_{amb}}$$

Эффект LBO (эмпирически):

$$\left(\frac{N}{N_{ISO}} \right)_{LBO} = \left(\frac{\alpha_{comb}}{\alpha_{comb,ISO}} \right)^n$$

Итоговое снижение мощности:

$$\frac{N_{real}}{N_{ISO}} = \frac{T_{ISO}}{T_{amb}} \cdot \left(\frac{\alpha_{comb}}{\alpha_{comb,ISO}} \right)^n \quad (6)$$

Параметр n характеризует нелинейность влияния: $n=1.5-2.5$

С ростом температуры:

$$n_{eff}(T_{amb}) = n_0 \cdot \left(1 + k \frac{T_{amb} - T_{ISO}}{T_{ISO}} \right) \quad (7)$$

где k — коэффициент чувствительности устойчивости горения к температуре.

Физически это связано со снижением плотности воздуха; ослаблением вихревых структур; замедлением химической кинетики.

Обновлённая модель LBO

$$K_{LBO}(T_{amb}) = \left(\frac{\alpha_{comb}(T)}{\alpha_{comb,ISO}} \right)^{n(T_{amb})} \quad (8)$$

Общий коэффициент снижения мощности:

$$K_N = K_p \cdot K_{LBO} \quad (9)$$

3. Анализ результатов.

На основе проведенных с использованием вышеприведенных зависимостей расчетов построены графики изменения мощностей с ростом температуры окружающего воздуха для различных газовых турбин.

Графики изменения мощности газовых турбин Siemens SGT-400 (12,9 МВт) представлены на рисунке 1.

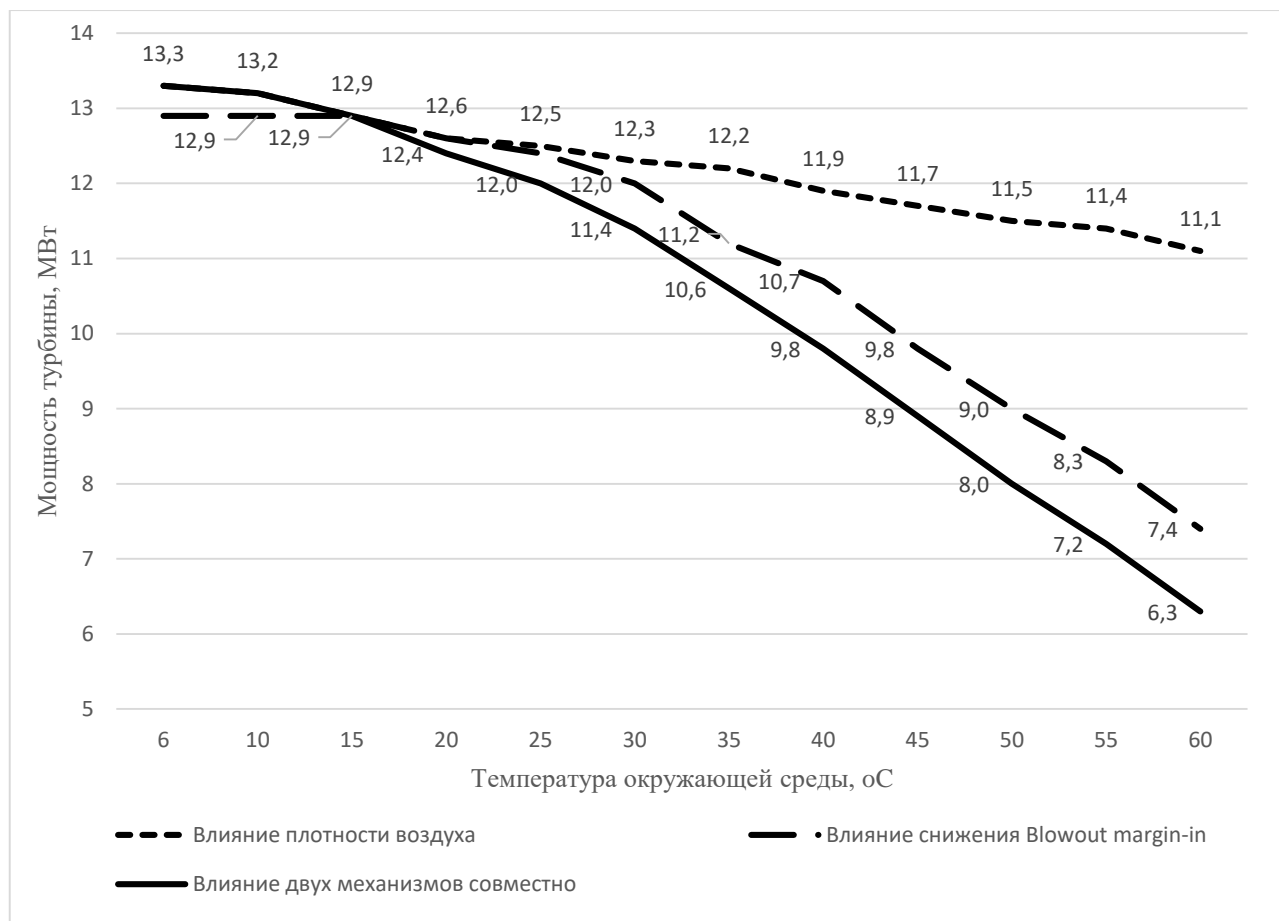


Рис. 1. Графики изменения мощности газовых турбин Siemens SGT-400.

Графики изменения мощности газовых турбин Mitsubishi M701F (385 МВт) представлены на рисунке 2.

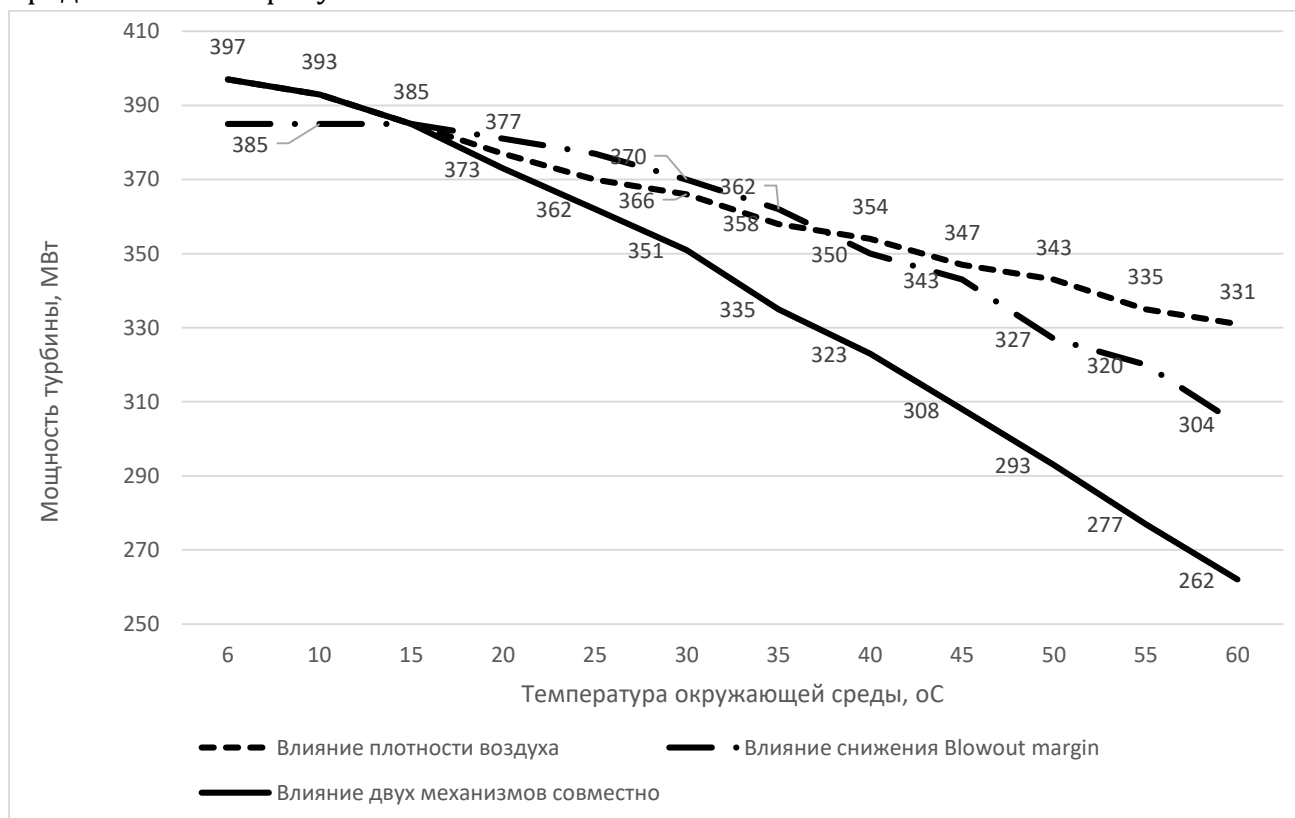


Рис. 2. Графики изменения мощности газовых турбин Mitsubishi M701F.

Анализ графиков изменения мощности газовых турбин SGT-400 и M701F позволяет сделать следующие выводы:

- При температуре 60 °С относительное снижение мощности отличается (соответственно 51,2% и 31,9%), однако абсолютное снижение мощности составляет 6,6 МВт и 123,0 МВт;

- Снижение мощности, обусловленное эффектом плотности воздуха и долей воздуха для сгорания, начинается при незначительном отклонении T_{amb} от T_{ISO} , тогда как ограничения системы управления, связанные с риском LBO, начинают проявляться при температурах выше примерно 52°С и 22°С соответственно.

Аналогичные расчеты проведены для газовых турбин GE LM2500+ и GE LM6000. Несмотря на то, что обе газовые турбины спроектированы на основе одинаковых конструктивных принципов, повышение температуры окружающей среды по-разному влияет на их фактическую мощность. При температуре 60 °С относительное снижение мощности близко по значению (соответственно 80,1% и 81,0%), однако абсолютное снижение мощности составляет 24,2 МВт и 42,7 МВт (разница - 18,5 МВт). Снижение мощности, обусловленное эффектом плотности воздуха и долей воздуха для сгорания, начинается при незначительном отклонении T_{amb} от T_{ISO} , тогда как ограничения системы управления, связанные с риском LBO, начинают проявляться при температурах выше примерно 38°С и 30°С соответственно.

Анализ графиков изменения мощности газовых турбин Centaur 40, Taurus 60 и Taurus 70 позволяет сделать вывод, что несмотря на то, что все три газовые турбины спроектированы на основе одинаковых конструктивных принципов, повышение температуры окружающей среды оказывает различное влияние на их фактическую мощность. При температуре 60 °С относительное снижение мощности близко по значению (соответственно 14,0%, 32,1% и 35,0%), однако абсолютные потери мощности составляют 0,49 МВт, 1,84 МВт и 2,90 МВт, то есть с увеличением номинальной мощности возрастает и величина потерь. Снижение мощности, обусловленное эффектом плотности воздуха и долей воздуха для сгорания, начинается также при незначительном отклонении T_{amb} от T_{ISO} , тогда как ограничения системы управления, связанные с риском LBO, для Taurus 60 и Taurus 70 начинают проявляться при температурах выше примерно 48°С и 45°С соответственно. Для Centaur 40 влияние LBO практически отсутствует.

4. Заключение.

В результате установлено, что с ростом температуры окружающей среды вследствие снижения интенсивности турбулентного перемешивания в камере сгорания, ослабления вихревой структуры (swirl) и замедления химических реакций приближение к режиму lean blowout (LBO) приобретает более выраженный характер.

По этой причине коэффициент нелинейности n_{nn} , характеризующий устойчивость горения, возрастает с температурой. При его принятии постоянным потери мощности газовой турбины в условиях жаркого климата существенно недооцениваются.

Снижение выходной мощности газовой турбины в условиях жаркого климата не может быть объяснено только уменьшением плотности входного воздуха. При уменьшении общего массового расхода воздуха приоритетное сохранение

охлаждающего воздуха для обеспечения тепловой защиты элементов турбины приводит к нелинейному снижению доли воздуха, участвующего в сгорании, и к приближению запаса устойчивости к пределу LBO.

Это, в свою очередь, вызывает ограничение подачи топлива системой управления, вследствие чего реальная мощность газовой турбины может снижаться на 40–70% по сравнению с номинальной.

Применяемые в мировой практике технологии охлаждения воздуха для газовых турбин подразделяются на следующие группы: испарительные системы охлаждения; системы распыления (fogging) [10]; холодильные системы абсорбционного и компрессионного типа (chiller) [8]; системы охлаждения с накоплением льда (ice storage); системы охлаждения до точки росы (dew point cooling); системы жидкого воздуха (LACT) и криогенное охлаждение; термоакустические и термоэлектрические системы охлаждения (новое поколение); технология сверхзвукового охлаждения (инновационный метод).

Сравнение наиболее распространённых систем приведено в таблице 1.

Таблица 1.

Системы охлаждения воздуха газовой турбины

Технология	Степень охлаждения	Энергопотребление	Капитальные затраты	Эффективные регионы	Недостатки
Испарительное охлаждение	8–12°C	Низкое	Низкие	Засушливые климатические зоны	Неэффективно при высокой влажности
Fogging (распылительное охлаждение)	10–20°C	Низкое	Средние	Сухие и полусухие регионы	Эрозия компрессора
Chiller (холодильные системы)	15–25°C	Высокое	Высокие	Все климатические зоны	Высокое энергопотребление
Ice Storage (накопление льда)	15–25°C	Среднее	Очень высокие	Оптимизация пиковых нагрузок	Сложность управления
Dew Point Cooling (до точки росы)	12–20°C	Среднее	Средние	Регионы с умеренной влажностью	Ограниченная эффективность
Криогенное охлаждение	40–60°C	Очень высокое	Очень высокие	Специализированные промышленные применения	Высокая стоимость эксплуатации

Мировой опыт показывает, что все традиционные технологии охлаждения воздуха имеют определённые ограничения: они зависят от влажности, характеризуются высоким энергопотреблением, с трудом обеспечивают снижение температуры ниже 15°C, вносят дополнительное аэродинамическое сопротивление в поток охлаждения и

оказывают влияние на устойчивость работы компрессора. В связи с указанными ограничениями классические технологии не всегда способны обеспечить полное восстановление номинальной мощности газовых турбин. Именно для решения данных проблем предлагается технология сверхзвукового охлаждения воздуха как новый научный подход [2,6,11].

Хотя в условиях жаркого климата для компенсации потерь мощности газовых турбин применяются различные технологии охлаждения воздуха (испарительное, fogging, чиллерные системы и др.), большинство из них не обеспечивает снижение температуры до уровня ISO 15°C и, соответственно, полного восстановления номинальной мощности турбины. Даже чиллерные системы при снижении температуры до 12–20°C требуют значительных энергетических затрат и высоких капитальных вложений. В этом контексте предложенная технология сверхзвукового охлаждения принципиально отличается как новый термодинамический подход.

В основе технологии лежат процессы газодинамического изоэнтروпического расширения, управления ударными волнами и резкого снижения температуры в зоне расширения, что принципиально отличает её от классических методов охлаждения.

При изоэнтропическом расширении в сверхзвуковом потоке статическая температура определяется выражением:

$$T = \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}$$

В сверхзвуковом режиме ($M > 1$) наблюдается резкое снижение температуры. Например, при $M = 2$:

$$T \approx \frac{T_0}{1 + 0.2 \cdot 4} = \frac{T_0}{1.8}$$

При $T_0 = 330 \text{ K}$ ($\approx 57^\circ\text{C}$) воздух охлаждается до $T \approx 183 \text{ K} \approx -90^\circ\text{C}$.

Это показывает, что сверхзвуковое расширение теоретически позволяет снизить температуру до диапазона $-40 \dots -80^\circ\text{C}$. С учётом реальных потерь в установке температура составляет $-20 \dots -40^\circ\text{C}$, что всё равно значительно ниже возможностей традиционных систем охлаждения. Охлаждённый таким образом воздух используется для охлаждения основного потока.

Следует отметить, что снижение температуры входного воздуха газовой турбины ниже $+6^\circ\text{C}$ не является целесообразным с научной и технической точки зрения, поскольку связано с нарушением аэродинамической устойчивости компрессора, риском конденсации и обледенения, ухудшением устойчивости пламени в камерах с предварительно обеднённым сгоранием и увеличением термомеханических нагрузок на элементы турбины. Поэтому во всех расчётах минимальная температура принимается равной $+6^\circ\text{C}$.

Устройство устанавливается перед компрессором турбины и обеспечивает адаптацию параметров потока в соответствии с требованиями производителя.

Охлаждённый и более плотный воздух в камере сгорания обеспечивает следующие преимущества: увеличение скорости ламинарного пламени; улучшение турбулентного перемешивания; более равномерное тепловыделение в зоне горения; снижение выбросов NO_x за счёт пониженной входной температуры.

В результате номинальная мощность газовой турбины полностью восстанавливается, а также достигается дополнительное увеличение мощности примерно на 3%.

5. Выводы.

1. Установлено, что снижение выходной мощности газовых турбин в условиях жаркого климата обусловлено не только уменьшением плотности входного воздуха, но и ограничениями системы управления, связанными с приближением запаса устойчивости горения (LBO) к критическому пределу.

2. Показано, что при снижении общего массового расхода воздуха приоритетное сохранение охлаждающего потока приводит к уменьшению доли воздуха, участвующего в сгорании, что вызывает нелинейное снижение выходной мощности.

3. Доказано, что применение технологии сверхзвукового охлаждения входного воздуха обеспечивает одновременное восстановление массового расхода и устойчивости горения, благодаря чему номинальная мощность газовой турбины может быть полностью восстановлена в условиях жаркого климата.

Adabiyotlar/Literatūra/References:

- 1 Alaabidy W.H.S., Antipov Y.A., Al-Rubaiawi M.S.S.A.-R., Frolov M. Gas turbine suitable for the ambient conditions prevailing in Arab Gulf countries: a prognostic analysis // Journal of Applied Engineering Science. 2023. Vol. 21. Pp. 982–998. DOI / CrossRef.
- 2 Baghirov A.N. Supersonic cooling technology of gas turbine air // Energy technologies and resource saving. Kyiv, Ukraine. 2024. Vol. 81, No. 4. Pp. 79–87.
- 3 Boushaki T., Mansouri K. Thermodynamic model of a gas turbine considering atmospheric conditions and position of the IGVs // Thermo. 2025. DOI: <https://doi.org/10.3390/thermo5010005>
- 4 Correa S.M. A review of NO_x formation under gas-turbine combustion conditions // Combustion Science and Technology. 1993. Vol. 87. Pp. 329–362.
- 5 Han A., Laera D., Morgans A.S. Inlet temperature driven supercritical bifurcation of combustion instabilities in a lean premixed prevaporized combustor // arXiv preprint. 2021.
- 6 Iskandarov E.H., Baghirov A.N. Drying of gas injected into underground storage as a factor of increasing the volume of gas injection // SOCAR Proceedings. 2025. No. 3. Pp. 98–104. DOI: https://proceedings.socar.az/uploads/pdf/114/098_104_OGP20250301102.pdf
- 7 Lefebvre A.H., Ballal D.R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. 3rd ed. CRC Press, 2010.
- 8 Radchenko A., Trushliakov E., Kosowski K., Mikielewicz D., Radchenko M. Innovative turbine intake air cooling systems and their rational designing // Energies. 2020. Vol. 13(23). 6201. DOI: <https://doi.org/10.3390/en13236201>
- 9 Sammour A.A., Komarov O.V., Lattieff F.A., Qasim M.A., Saleh A.Y. Influence of surrounding air temperature and humidity upon the performance of a gas turbine power plant // Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences. 2023. Vol. 112. Pp. 22–37. DOI / CrossRef.
- 10 Hashim H.S., Kassim M.S. Investigation of inlet air fogging as a heat transfer enhancement technique for gas turbines // International Journal of Heat and Technology. 2023. Vol. 41(6).
- 11 Iskenderov E.Kh., Baghirov A.N., Baghirov Sh.A., Ismayilova P.Sh. Development of new technological processes based on supersonic flow of natural gas // SOCAR Proceedings. 2020. No. 4. P. 117.

TECHSCIENCE.UZ

**TEXNIKA FANLARINING DOLZARB
MASALALARI**

№ 5 (4)-2026

TOPICAL ISSUES OF TECHNICAL SCIENCES

**TECHSCIENCE.UZ- TEXNIKA
FANLARINING DOLZARB MASALALARI**
elektron jurnali 15.09.2023-yilda 130346-
sonli guvohnoma bilan davlat ro'yxatidan
o'tkazilgan.

Muassislar: "SCIENCEPROBLEMS TEAM"
mas'uliyati cheklangan jamiyati;
Jizzax politexnika insituti.

TAHRIRIYAT MANZILI:

Toshkent shahri, Yakkasaroy tumani, Kichik
Beshyog'och ko'chasi, 70/10-uy.

Elektron manzil:

scienceproblems.uz@gmail.com