

# Very Small Gas Turbine Jet Engines – Current Limits and Potential for Improvement

## ОЧЕНЬ МАЛЫЕ ГАЗОВЫЕ ТУРБИННЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ – Текущие ограничения и потенциал для улучшения

D. Hirndorf \*, A. Hupfer \*, W. Erhard \* and H.-P. Kau \*

\*Institute for Flight Propulsion

Technische Universität München, 85747 Garching, Germany

Д. Хирндорф \*, А. Хупфер \*, В. Эрхард \* и Х.-П. Кау \* Институт  
летной тяги Технический университет Мюнхена, 85747 Гарсхинг,  
Германия

### Abstract

Gas turbine technology offers propulsion devices with excellent thrust-to-weight ratios for a broad range of flight conditions. However, the low efficiency and the high operating costs of current small gas turbine engines substantially restrict their use in new emerging markets. This paper evaluates the performance of small gas turbines based on thermodynamic cycle data obtained from a test stand. It analyses the effect of component-based parameters and proposes measures to increase efficiency. After having carried out the analysis, the intersection between compressor diffuser and combustion chamber was identified as an area with high potential for improvement.

### 1. Introduction

In recent years a variety of new gas turbine jet engines in the thrust range of 1000 N and below (very small gas turbine jet engines) have been designed. Their small size and light weight make them attractive for new emerging markets like model aircrafts, UAVs, remotely piloted vehicles and autonomous flight systems. However, due to scaling effects and the lack of design guidance for key components such as the combustion chamber or the compressor diffuser vanes, the low efficiency of these engines still restricts their use in many instances.

At the Institute for Flight Propulsion of the Technische Universität München investigations on very small gas turbines have been conducted in order to evaluate the current state-of-the-art technology as well as to assess potential for improvement. The thermodynamic cycle process of a gas turbine Frank Turbine TJ 74 [1] was analyzed on a test stand (see Figure 1). However, some representative state conditions could not be determined accurately due to circumferentially uneven distributions. Numerical analyses were performed in order to account for measurement uncertainties and provide more detailed information on flow conditions. Design Parameters and component efficiencies were iteratively calculated using the GasTurb 12 performance software [2].

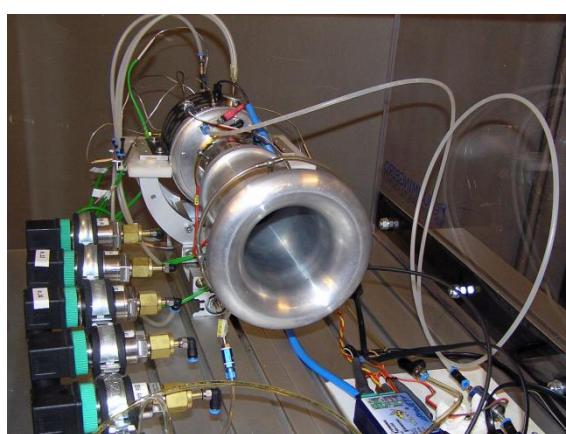


Figure 1: Test stand with gas turbine Frank Turbine TJ 74

### Аннотация

Технология газовых турбин предлагает устройства для propulsion с отличными соотношениями тяги к весу для широкого диапазона условий полета. Однако низкая эффективность и высокие эксплуатационные расходы современных малых газотурбинных двигателей существенно ограничивают их использование на новых развивающихся рынках. В данной статье оценивается производительность малых газовых турбин на основе данных термодинамического цикла, полученных с испытательного стенда. Анализируется влияние параметров, основанных на компонентах, и предлагаются меры по повышению эффективности. После проведения анализа было выявлено, что пересечение диффузора компрессора и камеры горения является областью с высоким потенциалом для улучшения.

### 1. Введение

В последние годы было разработано множество новых газовых турбинных реактивных двигателей в диапазоне тяги 1000 Н и ниже (очень малые газовые турбинные реактивные двигатели). Их небольшой размер и легкий вес делают их привлекательными для новых развивающихся рынков, таких как модели самолетов, БПЛА, дистанционно управляемые аппараты и автономные системы полета. Однако из-за эффектов масштабирования и отсутствия проектных рекомендаций для ключевых компонентов, таких как камера горения или лопасти диффузора компрессора, низкая эффективность этих двигателей по-прежнему ограничивает их использование во многих случаях.

В Институте летной тяги Технического университета Мюнхена проводились исследования очень малых газовых турбин с целью оценки текущего состояния современных технологий, а также для оценки потенциала улучшения. Процесс термодинамического цикла газовой турбины Frank Turbine TJ 74 [1] был проанализирован на испытательном стенде (см. Рисунок 1). Однако некоторые представительные условия состояния не могли быть точно определены из-за неравномерных распределений по окружности. Численные анализы были проведены для учета неопределенностей измерений и предоставления более детальной информации о условиях потока. Параметры проектирования и эффективности компонентов были итеративно рассчитаны с использованием программного обеспечения GasTurb 12 [2].

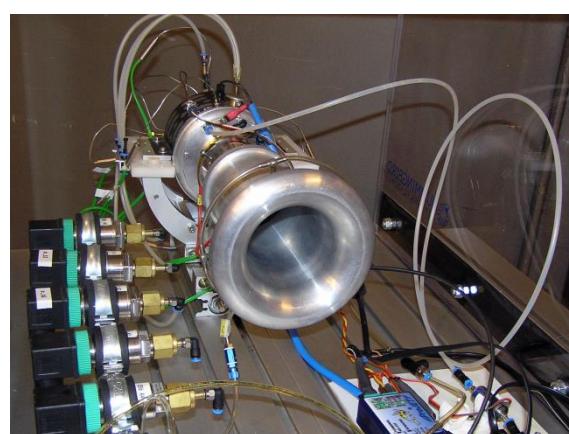


Рисунок 1: Испытательный стенд с газовой турбиной  
Франк Турбина TJ 74

## 2. Configuration of small gas turbines

The configuration of most of the small gas turbine jet engines is based on the guidelines of Kurt Schreckling [3]. Ambient air enters the gas turbine through the engine intake and proceeds to the compressor. The compressor consists of a centrifugal impeller and subsequent diffusor vanes, which deflect the air in axial direction and reduce its velocity by increasing the static pressure. The air enters the combustion zone through several holes in the inner and outer liner of the combustion chamber. A small part of air is guided to the vaporizer sticks at the rear side of the combustor. Inside the sticks this part of air is mixed with fuel, which vaporizes on the hot wall of the sticks. The fuel-air-mixture ignites after leaving the vaporizer sticks. Downstream of the combustion chamber the exhaust gas expands in the turbine, which supplies power for the compressor impeller. The exhaust gas exits the gas turbine via the convergent nozzle, where the flow is accelerated in order to create thrust. Figure 2 shows the entire configuration of the gas turbine.

A major difference compared to larger gas turbine engines is the absence of a separate oil system for cooling and lubricating the bearings. Instead, a fuel mixture of kerosene and about 5% turbine oil supplies both the combustion and the lubrication. The mixture is split after the fuel pump so that about 5 % of the total fuel flow is channeled through the bearings [3]. This fraction unites with the main exhaust gas flow not before the turbine section – it bypasses the combustion chamber and therefore remains unburned.

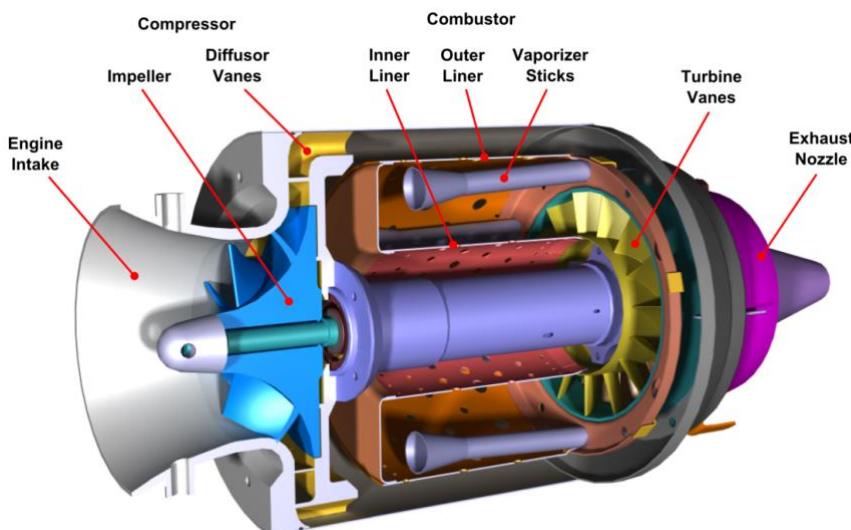


Figure 2: Configuration of a very small gas turbine

## 2. Конфигурация малых газовых турбин

Конфигурация большинства малых газотурбинных двигателей основана на рекомендациях Курта Шреклинга [3]. Внешний воздух поступает в газовую турбину через выпускной патрубок двигателя и направляется к компрессору. Компрессор состоит из центробежного рабочего колеса и последующих лопаток диффузора, которые отклоняют воздух в осевом направлении и уменьшают его скорость, увеличивая статическое давление. Воздух поступает в зону горения через несколько отверстий во внутренней и внешней обшивке камеры горения. Небольшая часть воздуха направляется к испарительным стержням на задней стороне камеры горения. Внутри стержней эта часть воздуха смешивается с топливом, которое испаряется на горячей стенке стержней. Топливно-воздушная смесь воспламеняется после выхода из испарительных стержней. После камеры горения выхлопные газы расширяются в турбине, которая обеспечивает мощность для рабочего колеса компрессора. Выхлопные газы выходят из газовой турбины через сужающуюся сопло, где поток ускоряется для создания тяги. Рисунок 2 показывает всю конфигурацию газовой турбины.

Основное отличие от более крупных газотурбинных двигателей заключается в отсутствии отдельной масляной системы для охлаждения и смазки подшипников. Вместо этого топливная смесь из керосина и примерно 5% турбинного масла обеспечивает как горение, так и смазку. Смесь разделяется после топливного насоса, так что около 5% общего потока топлива направляется через подшипники [3]. Эта доля соединяется с основным потоком выхлопных газов не раньше, чем в секции турбины – она обходит камеру горения и, следовательно, остается несожженной.

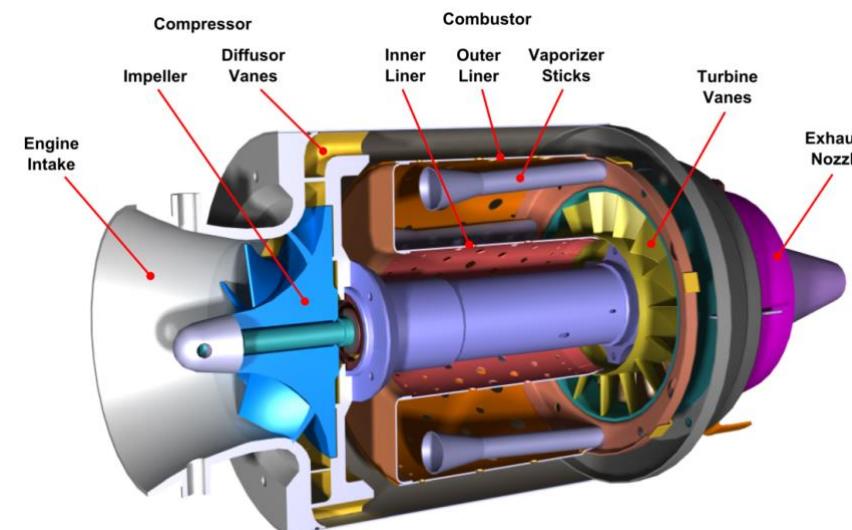


Рисунок 2: Конфигурация очень малого газотурбинного двигателя

## 3. Performance evaluation of single-spool turbojets

In order to evaluate the performance of a jet engine, the thrust specific fuel consumption  $SFC$  as well as the specific thrust  $F_{sp}$  can be quantified. The  $SFC$  relates the fuel mass flow to the thrust output, therefore characterizing the overall efficiency of the engine (see Eq. (1)). The specific thrust is the quotient of thrust and engine mass flow making it primarily a function of the exhaust gas velocity  $v_9$  and thus the specific kinetic energy of the exhaust (see Eq. (2)). This value is explicitly important for small engines in which size is a limiting factor and where thrust has to be created by low mass flows and high velocities.

$$SFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{F_N} \approx \frac{FAR}{(FAR + 1) \cdot v_9} \quad (1)$$

$$F_{sp} = \frac{F_N}{\dot{m}_0} \approx (FAR + 1) \cdot v_9 \quad (2)$$

## 3. Оценка производительности однопоточных турбореактивных двигателей

Для оценки производительности реактивного двигателя можно количественно определить удельный расход топлива на тягу, а также удельное тяговое усилие  $sp$ . Это связывает массовый расход топлива с выходной тягой, тем самым характеризуя общую эффективность двигателя (см. уравнение (1)). Удельное тяговое усилие является частным значением тяги и массового потока двигателя, что делает его в первую очередь функцией скорости выхлопных газов и, таким образом, удельной кинетической энергии выхлопа (см. уравнение (2)). Это значение явно важно для малых двигателей, в которых размер является ограничивающим фактором, и где тяга должна создаваться при низких массовых потоках и высоких скоростях.

Both equations are presented without showing the influence of flight velocity. The fuel-to-air ratio  $FAR = \dot{m}_{fuel}/\dot{m}_0$  relates the fuel mass flow to the engine air mass flow  $\dot{m}_0$ . As Eq. (1) and (2) show, both performance values are closely correlated to each other. However, the conversion from kinetic energy into thrust becomes generally less efficient with higher velocities [4]. Therefore, engine design always has to be a compromise, because a low  $SFC$  and a high  $F_{sp}$  cannot be achieved at the same time.

The performance values are a function of design parameters and component efficiencies of the engine. For a single-spool turbojet, the  $SFC$  is a result of the compressor total pressure ratio  $\Pi_{t,C}$ , the turbine inlet temperature  $T_{t,4}$  as well as the efficiencies and pressure losses of the individual components (see Eq. (3)).  $\eta_{is,C}$  and  $\eta_{is,T}$  are the isentropic efficiencies of compressor and turbine, respectively.  $\eta_{Comb}$  evaluates the efficiency of the combustion defining the portion of injected fuel that is actually combusted.  $\eta_{mech}$  is the mechanical efficiency resulting from bearing losses. Pressure losses occurring in the inlet section, the combustion chamber and the thrust nozzle are taken into account with their respective total pressure ratios  $\Pi_{t,I}$ ,  $\Pi_{t,CC}$  and  $\Pi_{t,N}$ .

$$SFC = f(\Pi_{t,C}, T_{t,4}, \eta_{is,C}, \eta_{is,T}, \eta_{Comb}, \eta_{mech}, \Pi_{t,I}, \Pi_{t,CC}, \Pi_{t,N}) \quad (3)$$

The correlations shown above are also valid for the specific thrust  $F_{sp}$ . However, the influence of the combustion efficiency  $\eta_{Comb}$  is very low as long as the turbine inlet temperature  $T_{t,4}$  remains constant. In this case, a less efficient combustion would require a higher fuel-to-air ratio.

#### 4. Cycle analysis of a small jet engine

##### 4.1 Measurements

To evaluate the performance of a small gas turbine jet engine a Frank Turbine TJ 74 was under investigation on a test stand. Thermodynamic cycle parameters were measured at a high load reference operating point at 107 000 rpm. The measurements were taken at stationary conditions. All values were time-averaged over a period of 20 seconds. Following data was obtained (see Table 1):

Table 1: Measured Cycle Data for the TJ 74 jet engine

Static Ambient Pressure	$p_0$	96 kPa
Static Ambient Temperature	$T_0$	280 K
Net Thrust	$F_N$	106.4 N
Engine Air Mass Flow	$\dot{m}_0$	300.7 g/s
Total Fuel Flow	$\dot{m}_{fuel}$	5.31 g/s
Total Compressor Outlet Pressure	$p_{t,3}$	273 kPa
Static Compressor Outlet Pressure	$p_3$	251 kPa
Total Compressor Outlet Temperature	$T_{t,3}$	407 K
Total Combustion Chamber Outlet Pressure	$p_{t,4}$	236 kPa
Total Turbine Outlet Temperatures	$T_{t,5a}$	873 K
	$T_{t,5b}$	899 K
	$T_{t,5c}$	869 K
Total Averaged Turbine Outlet Temperature	$\bar{T}_{t,5}$	880 K

On the test stand a standardized bell-mouth air inlet duct was fitted to the engine. Air mass flow  $\dot{m}_0$  was calculated from the ambient density, the inlet cross section area and a corresponding measured difference in static pressure  $\Delta p = p_{Inlet} - p_0$ . The average temperature  $\bar{T}_{t,5}$  at the turbine outlet is determined by arithmetic mean of the temperatures measured by three separate probes (a, b, c) which were circumferentially distributed within the same cross section.

Обе уравнения представлены без учета влияния скорости полета. Соотношение топлива к воздуху  $\dot{m}_{fuel}/\dot{m}_0$  соотносит массовый расход топлива с массовым расходом воздуха двигателя  $\dot{m}_0$ . Как показывают уравнения (1) и (2), оба показателя производительности тесно связаны друг с другом. Однако преобразование кинетической энергии в тягу становится, как правило, менее эффективным при высоких скоростях [4]. Поэтому конструкция двигателя всегда должна быть компромиссом, поскольку низкая и высокая  $F_{sp}$  не могут быть достигнуты одновременно.

Показатели производительности зависят от параметров проектирования и эффективности компонентов двигателя. Для односупливого турбореактивного двигателя результатом является отношение общего давления компрессора  $\Pi_{t,C}$ , температура на входе турбины  $T_{t,4}$ , а также эффективности и потери давления отдельных компонентов (см. уравнение (3)).  $\eta_{is,C}$  и  $\eta_{is,T}$  – это изентропические коэффициенты компрессора и турбины соответственно.  $\eta_{Comb}$  оценивает эффективность горения, определяя долю впрыскиваемого топлива, которая фактически горает.  $\eta_{mech}$  – это механическая эффективность, возникающая из потерь на подшипниках. Потери давления, возникающие в входном участке, камере горения и сопле тяги, учитываются с их соответствующими отношениями общего давления  $\Pi_{t,I}$ ,  $\Pi_{t,CC}$  и  $\Pi_{t,N}$ .

Вышеуказанные корреляции также действительны для удельного тягового усилия  $F_{sp}$ . Однако влияние эффективности горения  $\eta_{Comb}$  очень низкое, пока температура на входе турбины  $T_{t,4}$  остается постоянной. В этом случае менее эффективное горение потребует более высокого соотношения топлива к воздуху.

##### 4. Анализ цикла малого реактивного двигателя

###### 4.1 Измерения

Для оценки производительности малого газотурбинного двигателя был исследован Франк Трубина TJ 74 на испытательном стенде. Параметры термодинамического цикла измерялись в точке опорной работы при высокой нагрузке на 107 000 об/мин. Измерения проводились в стационарных условиях. Все значения были усреднены по времени за период в 20 секунд. Были получены следующие данные (см. Таблицу 1):

Таблица 1: Измеренные данные цикла для газотурбинного двигателя TJ 74

Статическое атмосферное давление	96 кПа
Статическая температура окружающей среды	280 К
Чистая тяга	106.4 N
Массовый расход воздуха	300.7 г/с
Общий расход топлива	5.31 г/с
Общее давление на выходе компрессора	273 кПа
Статическое давление на выходе компрессора	251 кПа
Общая температура на выходе компрессора	407 К
Общее давление на выходе камеры горения	236 кПа
Общие температуры на выходе турбин	873 К
Бы	899 К
Общая усредненная температура на выходе турбины	869 К
	880 К

На испытательном стенде к двигателю был установлен стандартизированный входной воздухозаборник в форме колокола. Массовый расход воздуха  $\dot{m}_0$  был рассчитан на основе плотности окружающей среды, площади поперечного сечения входа и соответствующей измеренной разности в статическом давлении. Средняя температура  $\bar{T}_{t,5}$  на выходе турбины определяется как арифметическое среднее температур, измеренных тремя отдельными зондами (a, b, c), которые были распределены по окружности в одном и том же поперечном сечении.

To analyze the entire thermodynamic cycle of the engine, pressure losses of inlet and nozzle were estimated to one percent each. The mechanical efficiency was assumed to be 98 percent. All design parameters were iterated to match the data obtained from the test stand. The results are shown in Table 2, Column 1 at the end of this chapter. The cycle analysis yielded a specific fuel consumption SFC of 49.9 g/(kNs) and a specific thrust  $F_{sp}$  of 354 m/s.

Compared to larger engines the thermodynamic efficiency of small gas turbines is very low. The measured *SFC* is higher than the value achieved by the modern military used EJ200 engine with an activated afterburner of 48 g/(kNs) [5]. The main factor contributing to this inefficiency can be found in the combination of the low pressure ratio of 2.87 (26 for EJ200) and the turbine inlet temperature of 995 K (about 1800 K for EJ200). Both values are bound to certain constraints and therefore remain on fairly low level. The turbine inlet temperature is limited by the sustainable material temperature of the turbine, which determines the overall lifetime of the engine. As turbines of small jet engines are generally not cooled, the turbine inlet temperature is on a far lower level compared to larger engines with a secondary air system. Additionally, as will be discussed in the following section, temperature distribution is not even over the turbine inlet cross section. As hot spots define the local maximum temperature and thus material strain, the average temperature over the cross section remains lower. For some applications the pressure ratio may be limited by the geometric size of the engine, as higher pressure ratios require larger compressors. Moreover, higher compressor outlet temperatures resulting from increased pressure ratios would require other materials like aluminum, such as steel or titanium. This would increase the engine mass as well as the manufacturing complexity and finally the overall costs of the engine. Higher pressure ratios would also require more specific power provided by the turbine. This could lead to the necessity of a second axial turbine stage which would further enhance complexity.

Several small size effects lead to higher losses, which have a further impact on performance. This is particularly relevant for turbo components. Low Reynolds numbers lead to high friction factors due to a low ratio of inertial to viscous forces. The surface-to-area ratio, which is inversely proportional to the geometrical size, increases the friction even more at small dimensions. Moreover, the influence of clearance gaps becomes more significant as they result from manufacturing tolerances and therefore do not scale with size. These factors lead to comparably low efficiencies for compressor (74.6 %) and turbine (78.5 %). Detailed analyses of small size effects and their impact on engine performance are presented in [6] and [7].

The combustion constitutes another major influence on the performance of small gas turbine. While combustion efficiencies of larger engines normally range above 99 percent in design conditions, the analysis shows a significantly lower efficiency of 85.7 percent. Even if the fuel flow through the bearings (approx. 5% of the total fuel flow) is subtracted, almost ten percent of the fuel in the combustion chamber still remains unburned.

## 4.2 Assessment of measured values

The measured data is sufficient to reconstruct the entire thermodynamic cycle and thus all design parameters and efficiencies. However, the reliability of the measurement has to be assessed. As the thrust and the fuel mass flow are determined via a force sensor respectively via a Coriolis flow sensor, both values can be considered reliable. This means that the specific fuel consumption can be calculated accurately. However, problems occur when measuring state values at specific cross sections between the components of the engine. Particularly total values have to be handled with care as they depend on local flow phenomena, which are often circumferentially asymmetric. Therefore a more detailed investigation on these measured values has to be performed.

### Compressor outlet pressure

The measurement of the total as well as the static pressure at the compressor outlet (station 3) yields a Mach number  $Ma_3$  of 0.35 and a corresponding velocity  $v_3$  of 141 m/s. According to recent numerical investigations on the compressor diffuser vanes [8] these numbers are too high. As Figure 3 shows, the velocity of the flow leaving the diffuser varies significantly along the cross section between two vanes. This is a result of the angular momentum of the flow coming from the impeller, which causes a separation of the flow from the stator vanes. This leads to local reverse flow zones as well as to velocity peaks in the magnitude of about 240 m/s. The averaged absolute flow velocity  $v_{3,avg}$  in this area is 102 m/s. This leads to the conclusion that the probe measuring  $p_{t,3}$  was located at a position where the local velocity is higher than the average. With the assumption that the static pressure  $p_3$  remains constant within the entire cross section and was therefore measured accurately, the compressor outlet total pressure  $p_{t,3}$  can be corrected to the cross section averaged value 262 kPa. The change of the design parameters is shown in Table 2, Column 2.

Для анализа всего термодинамического цикла двигателя потери давления на входе и в сопле были оценены в один процент каждая. Механическая эффективность была принята равной 98 процентам. Все параметры проектирования были итеративно скорректированы для соответствия данным, полученным с испытательного стенда. Результаты представлены в Таблице 2, Столбец 1 в конце этой главы. Анализ цикла дал удельный расход топлива SFC 49.9 г/(кNs) и удельное тяговое усилие  $s_p$  354 м/с.

По сравнению с более крупными двигателями термодинамическая эффективность малых газовых турбин очень низка. Измеренное значение выше, чем значение, достигнутое современным военным двигателем EJ200 с активированным форсажем 48 г/(кNs)

[5]. Основным фактором, способствующим этой неэффективности, является сочетание низкого отношения давления 2,87 (26 для EJ200) и температуры на входе турбины 995 К (около 1800 К для EJ200). Оба значения ограничены определенными условиями и, следовательно, остаются на довольно низком уровне. Температура на входе турбины ограничена температурой устойчивого материала турбины, которая определяет общий срок службы двигателя. Поскольку турбины малых реактивных двигателей, как правило, не охлаждаются, температура на входе турбины находится на гораздо более низком уровне по сравнению с более крупными двигателями с вторичной воздушной системой. Кроме того, как будет обсуждено в следующем разделе, распределение температуры неравномерно по поперечному сечению входа турбины. Поскольку горячие точки определяют локальную максимальную температуру и, следовательно, напряжение материала, средняя температура по поперечному сечению остается ниже. Для некоторых приложений отношение давления может быть ограничено геометрическими размерами двигателя, так как более высокие отношения давления требуют больших компрессоров. Более того, более высокие температуры на выходе компрессора, возникающие в результате увеличенных отношений давления, потребуют других материалов, таких как алюминий, а также стали или титана. Это увеличит массу двигателя, а также сложность производства и, в конечном итоге, общие затраты на двигатель. Более высокие отношения давления также потребуют большей удельной мощности, предоставляемой турбиной. Это может привести к необходимости второго осевого ступенчатого турбокомпрессора, что еще больше увеличит сложность.

Несколько эффектов малого размера приводят к большим потерям, что в свою очередь влияет на производительность. Это особенно актуально для турбинных компонентов. Низкие числа Рейнольдса приводят к высоким коэффициентам трения из-за низкого соотношения инерционных и вязких сил. Соотношение поверхности к площади, которое обратно пропорционально геометрическому размеру, еще больше увеличивает трение при малых размерах. Более того, влияние зазоров становится более значительным, так как они возникают из-за производственных допусков и, следовательно, не масштабируются с размером. Эти факторы приводят к сравнительно низким эффективностям для компрессора (74.6 %) и турбины (78.5 %). Подробные анализы эффектов малого размера и их влияния на производительность двигателя представлены в [6] и [7].

Сгорание является еще одним важным фактором, влияющим на производительность малой газотурбинной установки. В то время как эффективности сгорания более крупных двигателей обычно превышают 99 процентов в проектных условиях, анализ показывает значительно более низкую эффективность в 85,7 процента. Даже если вычесть поток топлива через подшипники (примерно 5% от общего потока топлива), почти десять процентов топлива в камере сгорания все еще остается несожженным.

### 4.2 Оценка измеренных значений

Измеренные данные достаточны для восстановления всего термодинамического цикла, а значит, всех параметров проектирования и эффективностей. Однако необходимо оценить надежность измерений. Поскольку тяга и массовый расход топлива определяются с помощью датчика силы и корреляционного датчика потока соответственно, оба значения можно считать надежными. Это означает, что удельный расход топлива можно точно рассчитать. Однако возникают проблемы при измерении состояния значений в конкретных поперечных сечениях между компонентами двигателя. Особенно общие значения необходимо обрабатывать с осторожностью, так как они зависят от локальных потоковых явлений, которые часто являются асимметричными по окружности. Поэтому необходимо провести более детальное исследование этих измеренных значений.

#### Давление на выходе компрессора

Измерение как полного, так и статического давления на выходе компрессора (станция 3) дает число Маха 0.35 и соответствующую скорость  $v_3$  141 м/с. Согласно недавним численным исследованиям по лопастям диффузора компрессора [8], эти значения слишком высоки. Как показано на рисунке 3, скорость потока, покидающего диффузор, значительно варьируется вдоль поперечного сечения между двумя лопастями. Это результат углового момента потока, исходящего от рабочего колеса, который вызывает отделение потока от лопастей статора. Это приводит к образованию локальных зон обратного потока, а также к пикам скорости величиной около 240 м/с. Средняя абсолютная скорость потока  $v_{3,avg}$  в этой области составляет 102 м/с. Это приводит к выводу, что зонд, измеряющий  $v_3$ , находился в позиции, где локальная скорость выше средней. При предположении, что статическое давление  $p_3$  остается постоянным по всему поперечному сечению и, следовательно, было измерено точно, полное давление на выходе компрессора можно скорректировать до усредненного значения по поперечному сечению 262 кПа. Изменение параметров проектирования показано в Таблице 2, столбец 2.

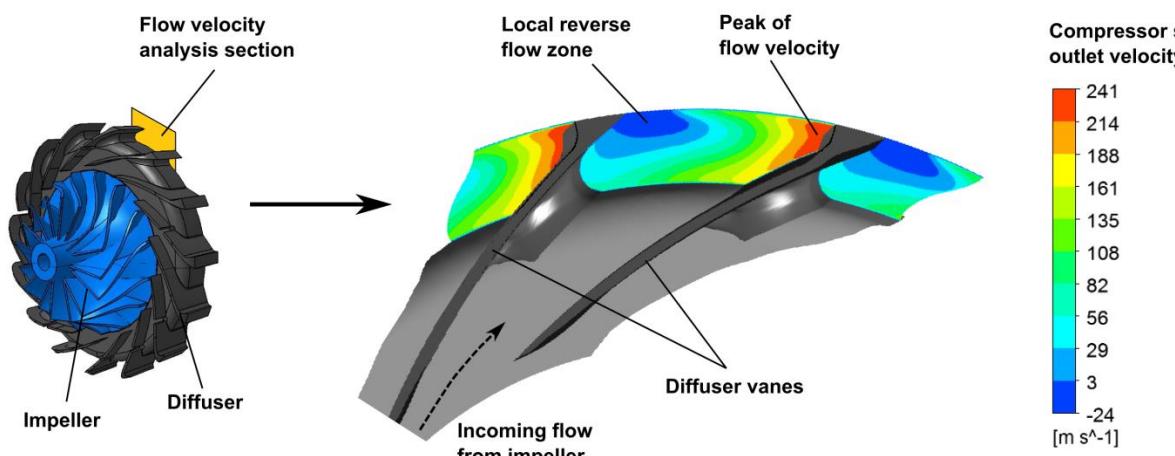


Figure 3: Velocity profile at compressor diffuser outlet (station 3)

The lower outlet pressure directly leads to a reduced compressor pressure ratio of 2.76. With the measured total combustion chamber outlet pressure the combustion chamber pressure loss is significantly reduced from 13.6 to 10.1 percent. This value appears to be more realistic as it comes closer to values obtained from numerical investigations of the combustion chamber, which estimate the pressure loss between 8 to 9 percent [9], respectively 10 percent [10].

A noticeable effect is the influence on the turbine efficiency, which decreases about 2.5 basis points. With the ambient pressure, the assumed nozzle pressure loss and the measured values for mass flow, thrust and turbine outlet temperature the position of point  $5_t$  in the temperature-entropy diagram (see Figure 5 at the end of this chapter) is fixed. Due to the reduced specific power required for compression, the total turbine inlet temperature has to decrease. As Table 2 shows the temperature drop is 4 K. With the measured total turbine inlet pressure  $p_{t,4}$  remaining constant in this analysis, the position of point  $4_t$  shifts to  $4'_t$  to lower entropy. This leads to an increase in entropy change over the turbine from  $4'_t$  to  $5_t$  which reduces the turbine efficiency. However, the measurement of  $p_{t,4}$  also constitutes an uncertainty which effects the assessment of the turbine efficiency. An evaluation of this effect has already been carried out in [11].

### Turbine Temperature Distribution

The total turbine outlet temperature was averaged from three measurements taken from probes circumferentially distributed within this station. Kügler et al. [9] showed that severe hot and cold spots occur at the combustion chamber outlet (see Figure 4). This is a consequence of the combustion chamber design featuring vaporizer sticks. The hot spot at the outer casing is a side-effect of the turbulence modeling in the combustion chamber flow. The model results in very high reaction rates in the boundary layer, which do not occur in reality. This effect, therefore, is not further regarded in this analysis. The combustion primarily takes place in the spaces between two sticks where vortices emerge supporting mixing and reaction. Although these hot spots level out while proceeding downstream, they are clearly observable at the turbine inlet. However, as the flow entering the combustion chamber through the outer liner still has an angular momentum [12], the hot and cold spots shift circumferentially and do no longer correspond with the position of the vaporizer sticks. Measurements of turbine inlet temperature in former publications using only one single probe were found to be either too low (only qualitatively discussed [13]) or too high (up to 1300 K [14]) by their authors. Hot and cold spots coming from the combustion appear to be a sound explanation for these results. However, too low temperatures can also result to a minor degree from combustion partially continuing through the turbine and the exhaust nozzle.

Measurements carried out by Weber [15] confirm that severe hot spots originate from the combustion. Measurements were taken at four different circumferential positions directly at the combustion chamber outlet yielding temperatures ranging from 746 to 1156 K. These values comply very well with the numerical investigation in [9], which estimates hot and cold spots within the same range. Weber also took four measurements of the temperature at the turbine outlet. Here, the circumferential differences reduced significantly compared to the combustion chamber outlet as all measurements were within a spread of about 80 K. The spread among the measured turbine outlet temperatures in the present analysis is with 30 K significantly lower (see Table 1). However, the probes were not specifically placed so that hot and cold spots may not have been explicitly detected.

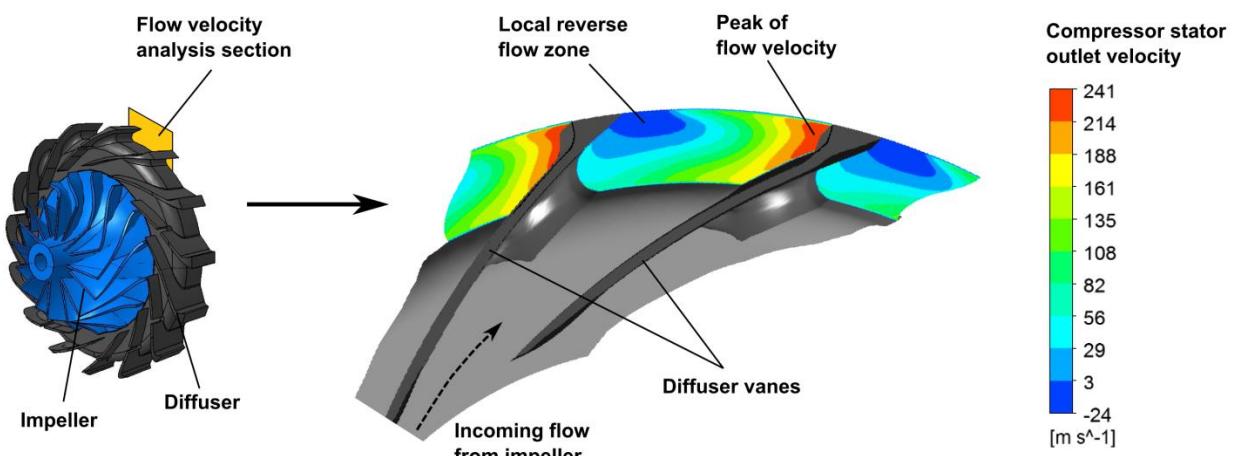


Рисунок 3: Профиль скорости на выходе диффузора компрессора (станция 3)

Низкое выходное давление напрямую приводит к снижению отношения давления компрессора до 2.76. С измеренным полным давлением на выходе из камеры сгорания потеря давления в камере сгорания значительно снижается с 13.6 до 10.1 процента. Это значение кажется более реалистичным, так как оно ближе к значениям, полученным из численных исследований камеры сгорания, которые оценивают потерю давления в пределах от 8 до 9 процентов [9], соответственно 10 процентов [10].

Замечаемый эффект заключается в влиянии на эффективность турбины, которая уменьшается примерно на 2,5 базисных пункта. С учетом атмосферного давления, предполагаемой потери давления в сопле и измеренных значений массового потока, тяги и температуры выхода из турбины, положение точки  $t$  на диаграмме температура-энтропия (см. Рисунок 5 в конце этой главы) фиксируется. Из-за уменьшенной удельной мощности, необходимой для сжатия, общая температура на входе турбины должна уменьшаться. Как показано в Таблице 2, падение температуры составляет 4 К. При этом измеренное общее давление на входе турбины  $t,4$  остается постоянным в этом анализе, положение точки  $t$  смещается к  $t'$  для снижения энтропии. Это приводит к увеличению изменения энтропии через турбину от  $t$  до  $t'$ , что снижает эффективность турбины. Однако измерение  $t,4$  также представляет собой неопределенность, которая влияет на оценку эффективности турбины. Оценка этого эффекта уже была проведена в [11].

### Распределение температуры турбины

Общая температура на выходе из турбины была усреднена по трем измерениям, проведенным с помощью зондов, распределенных по окружности в этой станции. Кюглер и др. [9] показали, что на выходе из камеры сгорания возникают серьезные горячие и холодные точки (см. Рисунок 4). Это следствие конструкции камеры сгорания, в которой используются испарительные стержни. Горячая точка на внешней оболочке является побочным эффектом моделирования турбулентности в потоке камеры сгорания. Модель приводит к очень высоким скоростям реакций в пограничном слое, которые не наблюдаются в реальности. Поэтому этот эффект не рассматривается в данном анализе. Сгорание происходит в основном в пространствах между двумя стержнями, где возникают вихри, способствующие смешиванию и реакции. Хотя эти горячие точки выравниваются по мере продвижения вниз по потоку, их четко видно на входе турбины. Однако, поскольку поток, входящий в камеру сгорания через внешнюю оболочку, все еще имеет угловой момент [12], горячие и холодные точки смещаются по окружности и больше не соответствуют положению испарительных стержней. Измерения температуры на входе турбины в предыдущих публикациях, использующих только один зонд, оказались либо слишком низкими (обсуждались только качественно [13]), либо слишком высокими (до 1300 К [14]) по мнению их авторов. Горячие и холодные точки, возникающие в результате сгорания, представляются разумным объяснением этих результатов. Однако слишком низкие температуры также могут в некоторой степени быть следствием частичного продолжения сгорания через турбину и сопло выхлопа.

Измерения, проведенные Вебером [15], подтверждают, что серьезные горячие точки возникают из-за сгорания. Измерения были проведены в четырех различных циркумференциальных позициях непосредственно на выходе из камеры сгорания, что дало температуры в диапазоне от 746 до 1156 К. Эти значения очень хорошо соответствуют численному исследованию в [9], которое оценивает горячие и холодные точки в том же диапазоне. Вебер также провел четыре измерения температуры на выходе из турбины. Здесь циркумференциальные различия значительно уменьшились по сравнению с выходом из камеры сгорания, так как все измерения находились в диапазоне около 80 К. Разброс среди измеренных температур на выходе из турбины в данном анализе составляет 30 К и значительно ниже (см. Таблица 1). Однако зонды не были специально размещены, поэтому горячие и холодные точки могли не быть явно обнаружены.

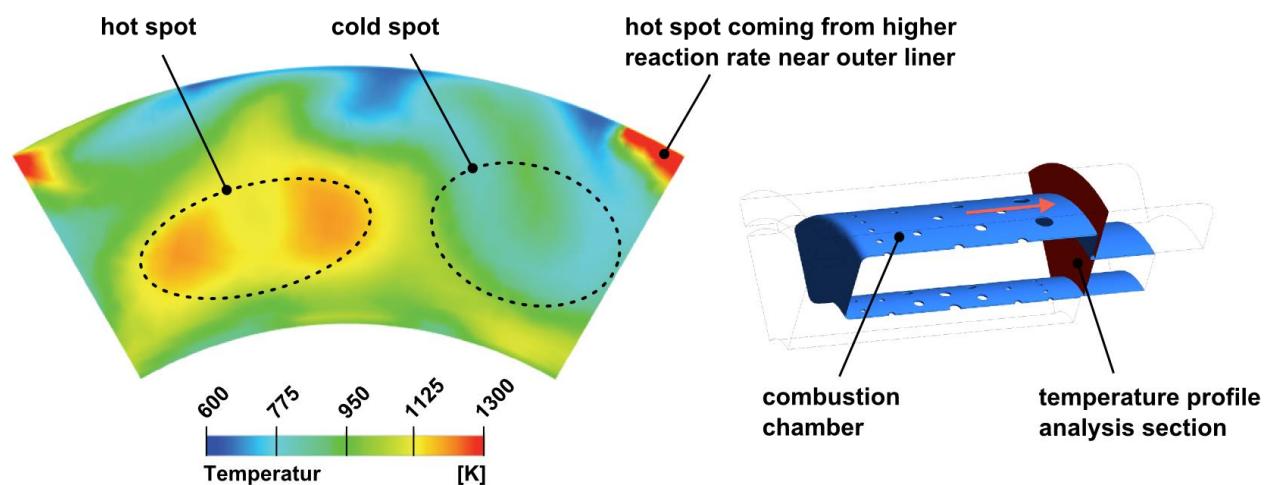


Figure 4: Temperature distribution at turbine inlet

The circumferential temperature profile illustrates that a cross section averaged temperature, which would be suitable to represent the thermodynamic cycle, cannot accurately be determined by the measurements. The numerical analysis of the combustion yields a cross section averaged total turbine inlet temperature of 971 K. The cycle calculation can be adapted to match this value. The results for the design parameters and efficiencies are shown in Table 2, Column 3. The new positions of the thermodynamic states in the temperature-entropy diagram are marked with a double apostrophe (see Figure 5). The correction for the compressor outlet velocity is still applied. As the turbine inlet temperature is reduced while the pressure remains constant,  $4_t''$  moves to lower entropy. The turbine still has to provide the same power for the compressor, therefore the turbine outlet temperature decreases to 860 K. In order to maintain the thrust at a constant level, the turbine efficiency increases from 76.0 to 78.3 percent. The lower turbine inlet temperature at a constant fuel mass flow yields a decreased combustion efficiency of 82.5 percent. However, this value corresponds well with Hupfer et al. [11], who identified combustion efficiencies between 82.9 and 83.7 percent depending on the engine rating. When the bearing fuel mass flow is subtracted, the combustion efficiency in the burner alone is 86.8 percent.

Table 2: Calculated design parameters and component efficiencies

		(1)	(2)	(3)
		Directly calculated from measurement	Corrected with diffuser outlet velocity profile	Corrected with diffuser outlet velocity and turbine temperature profile
Compressor Pressure Ratio	$\Pi_{t,C}$	2.87	2.76	2.76
Turbine Inlet Temperature	$T_{t,4}$	995 K	991 K	971 K
Isentropic Compressor Efficiency	$\eta_{is,C}$	0.746	0.739	0.739
Isentropic Turbine Efficiency	$\eta_{is,T}$	0.785	0.760	0.783
Combustion Efficiency	$\eta_{Comb}$	0.857	0.857	0.825
Combustion Chamber Pressure Ratio	$\Pi_{t,CC}$	0.864	0.899	0.899

These analyses illustrate the problem that occurs when measuring data from a very small gas turbine. The complex flow conditions in the compressor diffuser as well as the combustion chamber design with vaporizer sticks cause high local gradients of state values such as velocities and temperatures. Moreover, as flow paths in small gas turbines are narrow, a sufficient high resolution of measuring probes cannot be realized. The result is an inaccurate experimental evaluation of loss sources. Potential for the improvement of components cannot be precisely assessed. This is especially true for components in the hot gas section, as thermal conditions in the turbine inlet cross section cannot be quantified accurately. Assumptions and values for combustion efficiency, combustion chamber pressure loss and turbine efficiency are therefore flawed with uncertainties.

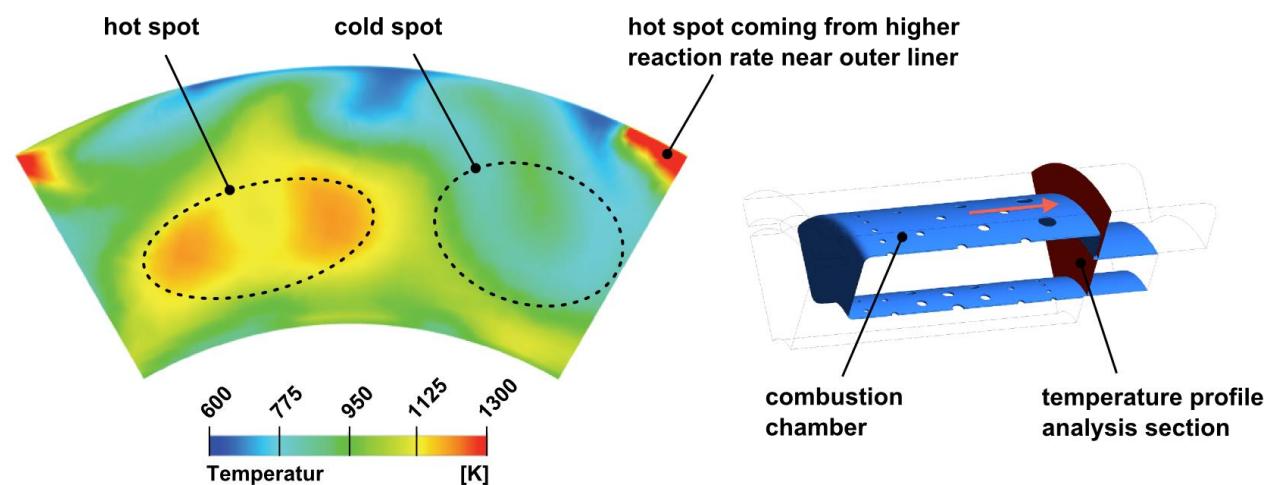


Рисунок 4: Распределение температуры на входе турбины

Профиль температур по окружности иллюстрирует, что температура, усредненная по поперечному сечению, которая была бы подходящей для представления термодинамического цикла, не может быть точно определена по измерениям. Численный анализ горения дает усредненную по поперечному сечению общую температуру на входе турбины 971 К. Расчет цикла может быть адаптирован для соответствия этому значению. Результаты для параметров проектирования и эффективностей показаны в Таблице 2, столбец 3. Новые позиции термодинамических состояний на диаграмме температура-энтропия отмечены двойной апострофом (см. Рисунок 5). Коррекция для скорости выхода компрессора все еще применяется. Поскольку температура на входе турбины снижается, а давление остается постоянным, она перемещается к более низкой энтропии. Турбина все еще должна обеспечивать ту же мощность для компрессора, поэтому температура выхода из турбины снижается до 860 К. Чтобы поддерживать тягу на постоянном уровне, эффективность турбины увеличивается с 76,0 до 78,3 процента. Более низкая температура на входе турбины при постоянном массовом расходе топлива приводит к снижению эффективности горения до 82,5 процента. Однако это значение хорошо соответствует данным Хупфера и др. [11], которые определили эффективности горения в диапазоне от 82,9 до 83,7 процента в зависимости от номинальной мощности двигателя. Когда расход топлива подшипника вычитается, эффективность горения только в горелке составляет 86,8 процента.

Таблица 2: Рассчитанные параметры проектирования и эффективности компонентов

	(1)	(2)	(3)
отношение давления компрессора	Непосредственно рассчитано из измерение	Исправлено с выход диффузора профиль скорости	Исправлено с выход диффузора скорость и турбина температурный профиль
температура на входе турбины		995 K	991 K
изентропная эффективность компрессора	0.746	0.739	0.739
изентропная эффективность турбины	0.785	0.760	0.783
эффективность горения	0.857	0.857	0.825
отношение давления в камере горения		0.864	0.899

Эти анализы иллюстрируют проблему, которая возникает при измерении данных от очень малого газотурбинного двигателя. Сложные условия потока в диффузоре компрессора, а также конструкция камеры горения с испарительными стержнями вызывают высокие локальные градиенты состояния значений, таких как скорости и температуры. Более того, поскольку потоки в малых газовых турбинах узкие, обеспечить достаточно высокое разрешение измерительных зондов невозможно. В результате получается неточная экспериментальная оценка источников потерь. Потенциал для улучшения компонентов не может быть точно оценен. Это особенно верно для компонентов в горячей газовой секции, так как тепловые условия на сечении входа турбины не могут быть точно количественно определены. Следовательно, предположения и значения для эффективности горения, потери давления в камере горения и эффективности турбины содержат неопределенности.

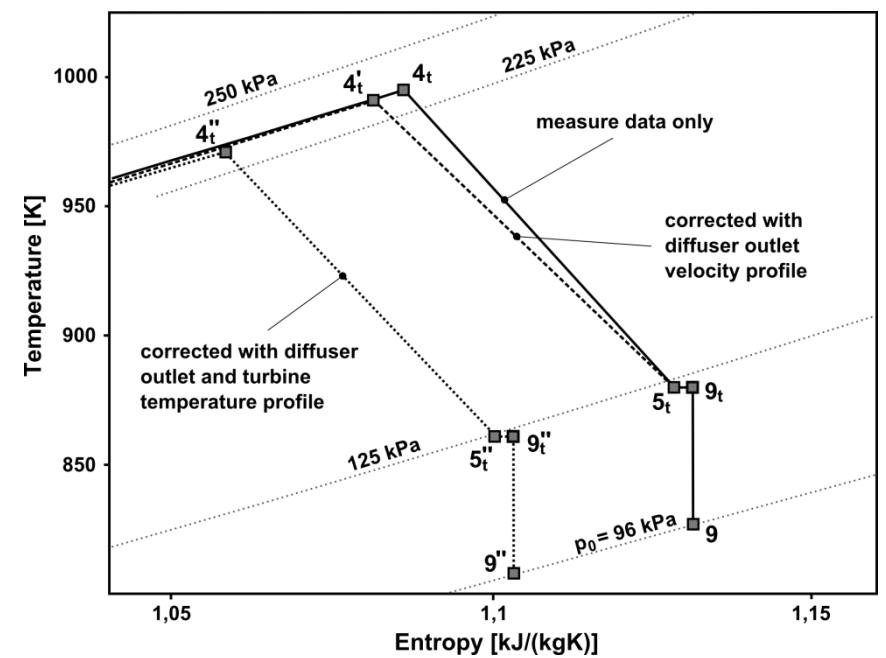


Figure 5: Temperature-entropy diagram for expansion in turbine

Current investigations therefore rely on measurements corrected with numerical analyses in order to account for these effects. For further studies within this paper the parameters calculated with the corrections for compressor outlet velocity and turbine inlet temperature are used. However, these analyses still need validation. At the Institute for Flight Propulsion, current research aims to accomplish this task. A new adjustable measurement installation is under development. The measuring position can be shifted circumferentially to record the total compressor outlet pressure across an entire segment between two stator vanes. Additionally, a three-hole pressure probe is used that can be turned in order to find the local flow direction. This installation promises a better experimental evaluation of the compressor outlet conditions. For the investigation of the turbine inlet conditions a separate combustion chamber test stand is in development, which allows a detailed measurement of temperatures, pressures and velocities over the entire cross section [16].

## 5. Evaluation of potential for improvement

The efficiency of a real Brayton cycle with component losses is primarily determined by the combination of pressure ratio and turbine inlet temperature. The turbine inlet temperature is limited due to the maximal allowable material temperature of the engine components. This affects stator and rotor of the turbine as well as the rearward bearing. It has already been shown that the turbine stator is exposed to a circumferential temperature profile with hot spots of about 1150 K while the cross section averaged temperature is 971 K. If a more equal distribution could be achieved, the averaged turbine inlet temperature could be increased without affecting the operational reliability of the engine in a negative way. However, as Figure 6 illustrates, a sole increase of the turbine inlet temperature does not yield better specific fuel consumption. The optimal temperature of 1003 K would reduce the *SFC* by only 0.15 percent (Point HT in Figure 6). Higher temperatures would again increase the *SFC*. This can be explained by the increase of specific thrust due to a higher enthalpy level in the exhaust. High exhaust gas velocities lead to higher specific fuel consumptions as power conversion becomes less efficient.

The driving factor for a better overall efficiency is the compressor pressure ratio. Within the range of reasonable values for small gas turbines, a higher pressure ratio always leads to reduced specific fuel consumption. However, as mentioned before, pressure ratio is limited due to constraints applicable for small gas turbines such as geometry, material temperature and single stage turbine configuration. Market research has shown that none of the existing engines in the thrust range of 1000 N and below operates at a pressure ratio larger than 4. Higher pressure ratios would furthermore lead to additional shock losses, as transonically optimized blades cause manufacturing problems at small sizes [7]. Still, a pressure ratio of 4 could reduce the *SFC* of the analyzed engine by 14.2 percent (Point HP in Figure 6).

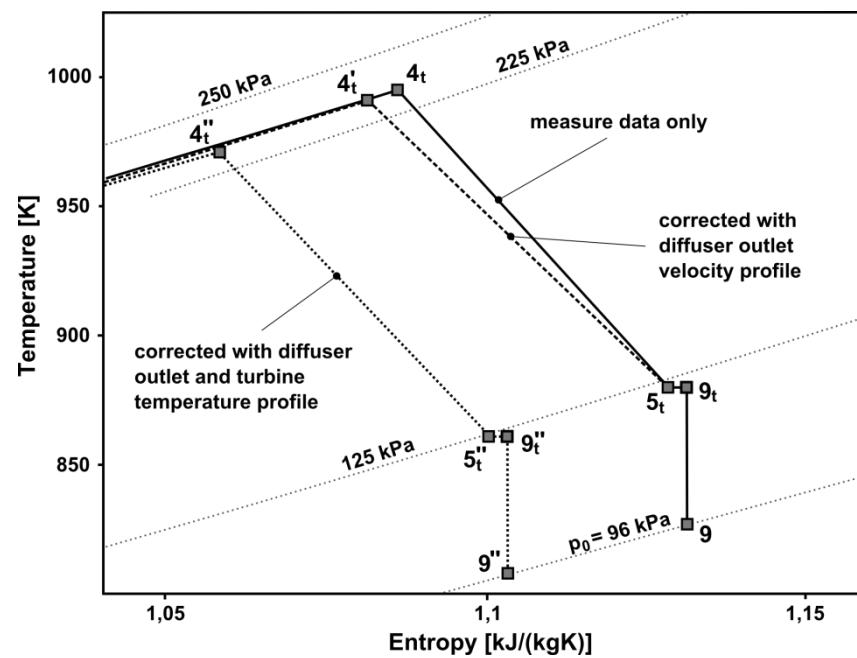


Рисунок 5: Диаграмма температура-энтропия для расширения в турбине

Текущие исследования, следовательно, полагаются на измерения, скорректированные с помощью численных анализов, чтобы учесть эти эффекты. Для дальнейших исследований в данной работе используются параметры, рассчитанные с учетом коррекций для скорости выхода компрессора и температуры на входе турбины. Однако эти анализы все еще нуждаются в валидации. В Институте летной тяги текущее исследование направлено на выполнение этой задачи. Разрабатывается новая регулируемая измерительная установка. Измерительная позиция может быть смещена по окружности для записи общего давления на выходе компрессора по всему сегменту между двумя лопатками статора. Кроме того, используется трехверстный зонд давления, который можно поворачивать, чтобы определить локальное направление потока. Эта установка обещает лучшую экспериментальную оценку условий на выходе компрессора. Для исследования условий на входе турбины разрабатывается отдельный стенд для испытаний камеры сгорания, который позволяет детально измерять температуры, давления и скорости по всему поперечному сечению [16].

## 5. Оценка потенциала для улучшения

Эффективность реального цикла Брейтона с потерями в компонентах в первую очередь определяется соотношением давления и температуры на входе турбины. Температура на входе турбины ограничена из-за максимально допустимой температуры материалов компонентов двигателя. Это влияет на статор и ротор турбины, а также на задний подшипник. Уже было показано, что статор турбины подвергается окружному температурному профилю с горячими точками около 1150 К, в то время как средняя температура по поперечному сечению составляет 971 К. Если можно было бы достичь более равномерного распределения, средняя температура на входе турбины могла бы быть увеличена без негативного влияния на эксплуатационную надежность двигателя. Однако, как иллюстрирует Рисунок 6, простое увеличение температуры на входе турбины не приводит к улучшению удельного расхода топлива. Оптимальная температура 1003 К снизила бы его всего на 0,15 процента (точка НТ на Рисунке 6). Более высокие температуры снова увеличили бы . Это можно объяснить увеличением удельного тягового усилия из-за более высокого уровня энталпии в выхлопе. Высокие скорости выхлопных газов приводят к более высоким удельным расходам топлива, так как преобразование энергии становится менее эффективным.

Движущим фактором для повышения общей эффективности является отношение давления компрессора. В пределах разумных значений для малых газотурбинных двигателей более высокое отношение давления всегда приводит к снижению удельного расхода топлива. Однако, как уже упоминалось, отношение давления ограничено из-за ограничений, применимых к малым газовым турбинам, таким как геометрия, температура материала и конфигурация одноступенчатой турбины. Рыночные исследования показали, что ни один из существующих двигателей в диапазоне тяги 1000 Н и ниже не работает при отношении давления более 4. Более высокие отношения давления также приведут к дополнительным потерям, так как оптимизированные по трансонику лопаты вызывают проблемы с производством при малых размерах [7]. Тем не менее, отношение давления 4 могло бы снизить эффективность анализируемого двигателя на 14,2 процента (точка НР на Рисунке 6).

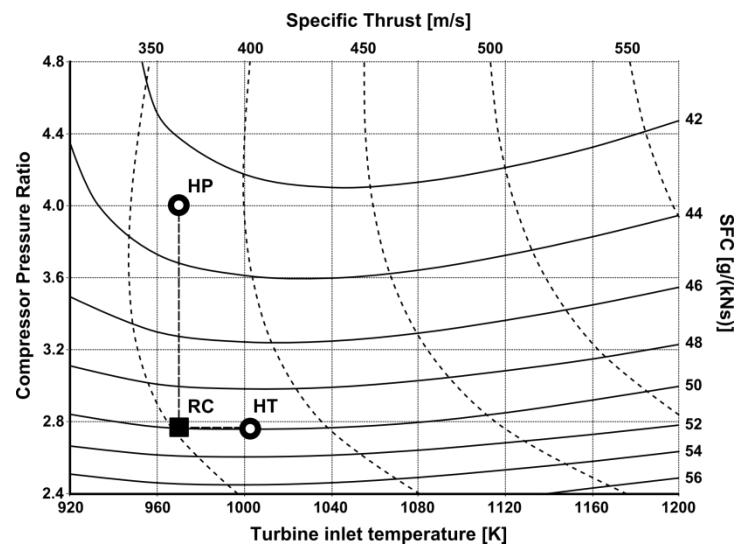


Figure 6: Performance over Design Parameters  
(RC – reference cycle, HT – high temperature, HP – high pressure ratio)

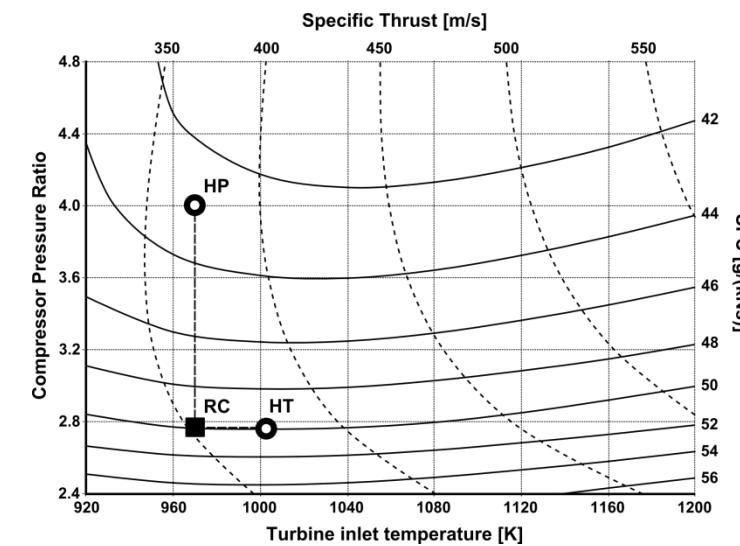


Рисунок 6: Производительность в зависимости от параметров проектирования  
(RC – эталонный цикл, НТ – высокая температура, НР – высокое отношение давления)

## 5.1 Identification of loss factors

A promising method to increase pressure ratio is to reduce losses occurring within the compressor diffuser vanes. This would lead to an improved efficiency without requiring higher compressor outlet temperatures or higher work transfer from the turbine. According to the numerical investigation the pressure loss of the diffusor is in the range of 12 percent.

Figure 7 shows the compression process in the temperature-entropy diagram. While point  $2_t$  and  $3_t$  represent the total conditions at inlet and outlet of the entire compressor section, point  $21_t$  shows the conditions between impeller and diffuser. The analysis shows that the efficiency of the impeller is at 84.9 percent at a pressure ratio of 3.14.

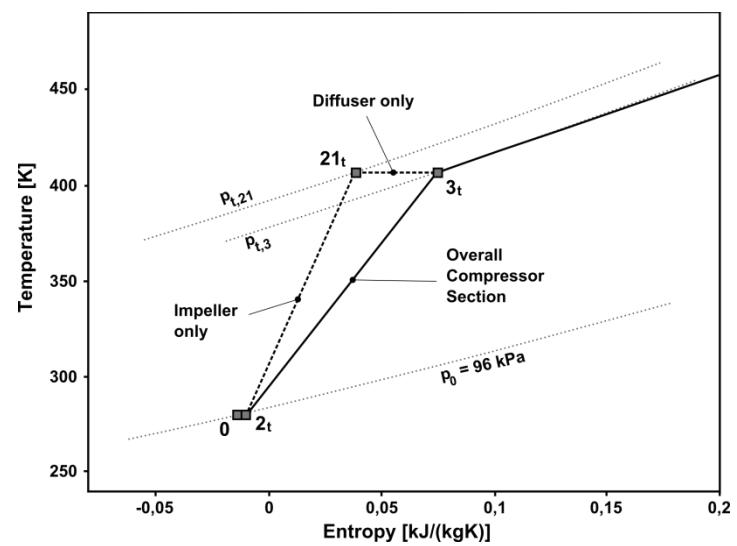


Figure 7: Temperature-entropy diagram for compression

Figure 8 shows the impact of compressor diffuser pressure loss on specific fuel consumption and specific thrust. It is clearly visible that the diffuser losses are responsible for a large part of fuel consumption. An ideal diffuser would decrease the SFC by 17.8 percent. Current diffusers are designed primarily with respect to simple manufacturing and low costs. They do not incorporate aerodynamically optimized vane design. Investigations of the flow through the diffuser vanes indicate that there are severe flow separations. Improved stator vane geometry can help to reduce

## 5.1 Идентификация факторов потерь

Обещающим методом для увеличения отношения давления является снижение потерь, возникающих в лопастях диффузора компрессора. Это приведет к улучшению эффективности без необходимости повышения температур на выходе компрессора или увеличения передачи работы от турбины. Согласно численному исследованию, потеря давления в диффузоре составляет около 12 процентов.

Рисунок 7 показывает процесс сжатия на диаграмме температура-энтропия. В то время как точки  $t$  и  $t$  представляют собой общие условия на входе и выходе всего сектора компрессора, точка  $t$  показывает условия между рабочим колесом и диффузором. Анализ показывает, что эффективность рабочего колеса составляет 84,9 процента при отношении давления 3,14.

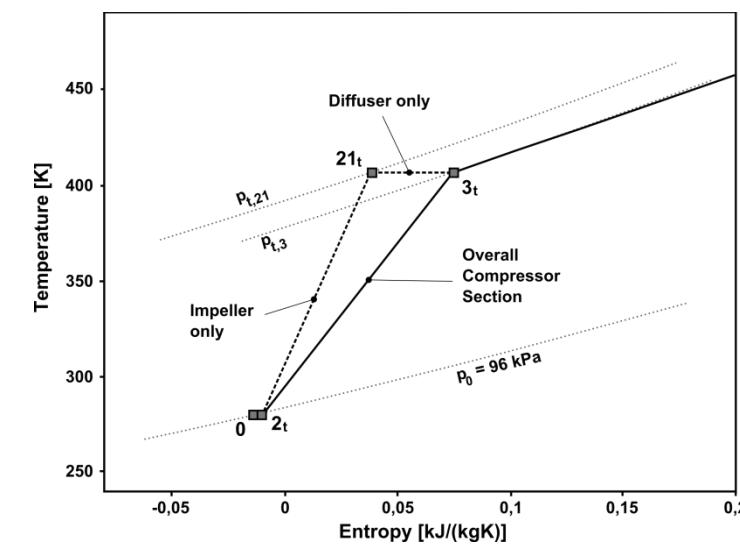


Рисунок 7: Диаграмма температура-энтропия для сжатия

Рисунок 8 показывает влияние потери давления диффузора компрессора на удельный расход топлива и удельное тяговое усилие. Ясно видно, что потери в диффузоре ответственны за значительную часть расхода топлива. Идеальный диффузор уменьшил бы его на 17,8 процента. Текущие диффузоры в первую очередь разрабатываются с учетом простоты производства и низких затрат. Они не включают аэродинамически оптимизированный дизайн лопастей. Исследования потока через лопасти диффузора показывают, что существуют серьезные разделения потока. Улучшенная геометрия лопастей статора может помочь уменьшить

losses and thus increase overall efficiency. Numerical analyses on different geometries such as tandem stators are currently being carried out.

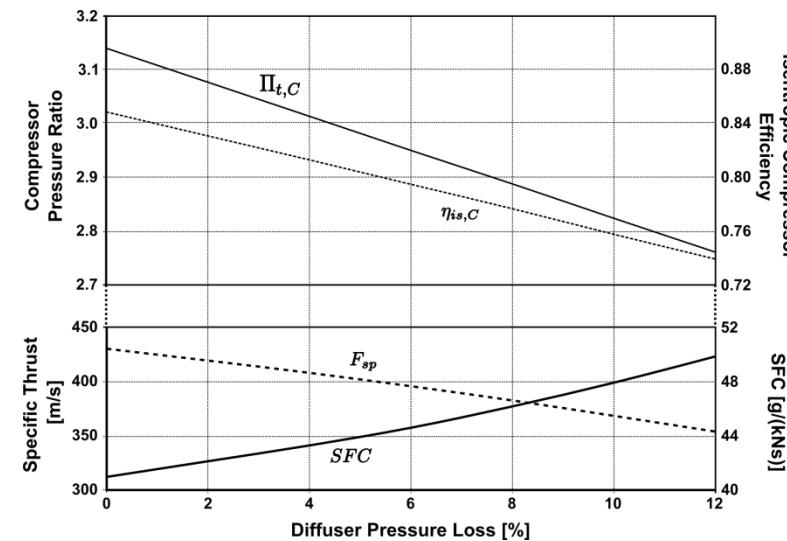


Figure 8: Effect of diffusor pressure loss

The thermodynamically relevant effect of compressor diffusor losses is the reduction of the turbine inlet pressure and therefore the achievable enthalpy gain when expanding the fluid. This is also true for the pressure losses in the combustion chamber. Hence, for an analysis of the overall performance, the origin of the losses does not matter. Figure 9 shows the result of a parametric study where both the compressor diffusor losses and the combustion chamber pressure losses are varied independently. The effect on SFC and  $F_{sp}$  is only dependent on the sum of both pressure losses.

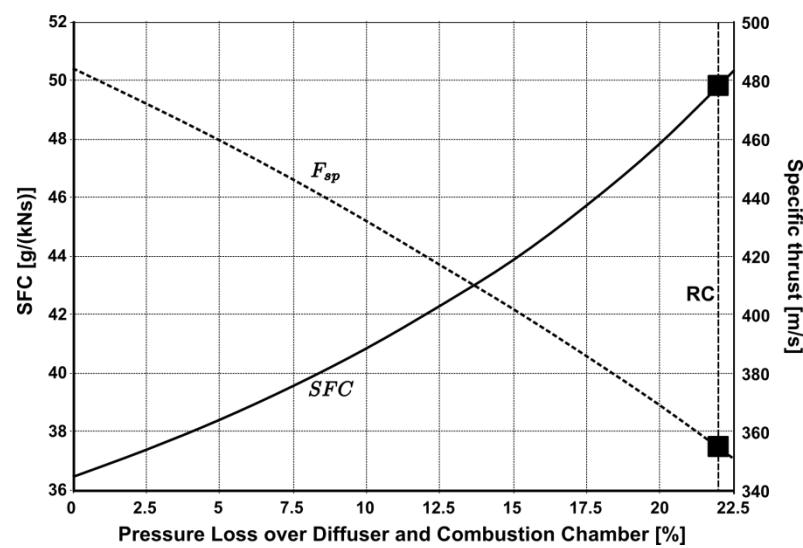


Figure 9: Combined effect of diffusor and combustion chamber pressure loss  
(Reference cycle RC at 22.1 percent)

The main purpose of the diffusor is to reduce the flow velocity coming from the impeller in order to maintain a stable combustion. However, influence parameters on combustion such as velocity profiles and pressure distribution are not yet fully understood. Experimental as well as numerical analyses have shown that the diffusor does not completely remove the angular momentum from the flow. This, however, might benefit the combustion efficiency due to better mixing characteristics. The intersection between diffusor and combustion chamber therefore poses promising optimization potential. It leads to the conclusion that diffusor and combustion chamber should not be approached as individual components but rather as a single unit.

потери и, таким образом, увеличить общую эффективность. В настоящее время проводятся численные анализы различных геометрий, таких как тандемные статоры.

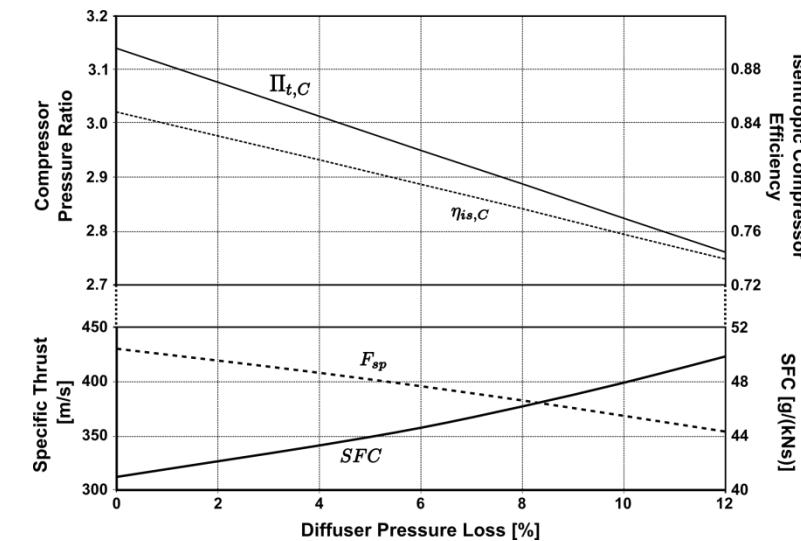


Рисунок 8: Влияние потерь давления в диффузоре

Термодинамически значимый эффект потерь в диффузоре компрессора заключается в снижении давления на входе турбины и, следовательно, в достижимом приросте энталпии при расширении жидкости. Это также верно для потерь давления в камере сгорания. Таким образом, для анализа общей производительности не имеет значения источник потерь. Рисунок 9 показывает результат параметрического исследования, в котором потери в диффузоре компрессора и потери давления в камере сгорания варьируются независимо. Влияние на  $F_{sp}$  зависит только от суммы обоих потерь давления.

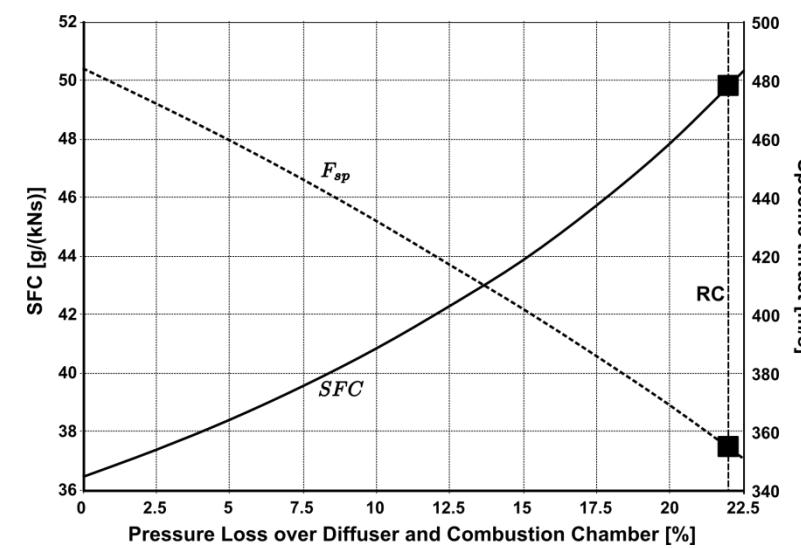


Рисунок 9: Совместное влияние потерь давления в диффузоре и камере сгорания  
(Ссыльный цикл RC при 22,1 процента)

Основная цель диффузора заключается в снижении скорости потока, исходящего от рабочего колеса, для поддержания стабильного горения. Однако параметры влияния на горение, такие как профили скорости и распределение давления, еще не полностью поняты. Экспериментальные, а также численные анализы показали, что диффузор не полностью удаляет угловой момент из потока. Это, однако, может быть полезно для эффективности горения благодаря лучшим характеристикам смешивания. Пересечение между диффузором и камерой горения, следовательно, представляет собой многообещающий оптимизационный потенциал. Это приводит к выводу, что диффузор и камера горения не следует рассматривать как отдельные компоненты, а скорее как единое целое.

Combustion efficiency directly affects the amount of fuel mass flow necessary for maintaining the cycle. It also has a minor effect on power balance between turbine and compressor as it adds to the exhaust mass flow. Improving the combustion efficiency can be achieved via two ways. The first method is to increase the efficiency of the burner as such. New combustion chamber design with optimized liner perforation can improve mixing and ignition in the combustion zone. Combustion chamber liner design is subject of current research at the Institute for Flight Propulsion. The second possibility is to recycle the lubrication fuel mass flow into the combustion zone. This could be accomplished by hollow turbine vanes guiding inside to the vaporizer sticks. However, realizations have not yet been carried out. The same task could also be achieved with a separate oil system. This, however, appears not to be a viable option for small jet engines below 1000 N as it would increase engine size, weight, complexity and cost.

The turbine efficiency in this analysis is very low compared to larger axial turbines. This can partly be explained by small size effects such as low Reynolds numbers, clearance gaps and surface quality. However, the lubrication system of the bearings also has an impact on turbine efficiency. As the lubrication mass flow unites with the main exhaust gas flow between turbine vane and rotor, mixing losses occur. As Figure 10 illustrates, the lubrication mass flow has a radial direction leading to a 90° shear flow in the mixing zone. Moreover, the TJ 74 engine, which is analyzed in this study, utilizes a point welded steel turbine stator. Newer gas turbines are equipped with integral investment casted parts out of nickel alloys. This is primarily because of better temperature resistance. However, smoother surfaces and lower manufacturing tolerances help reducing friction losses and therefore increase turbine efficiency.

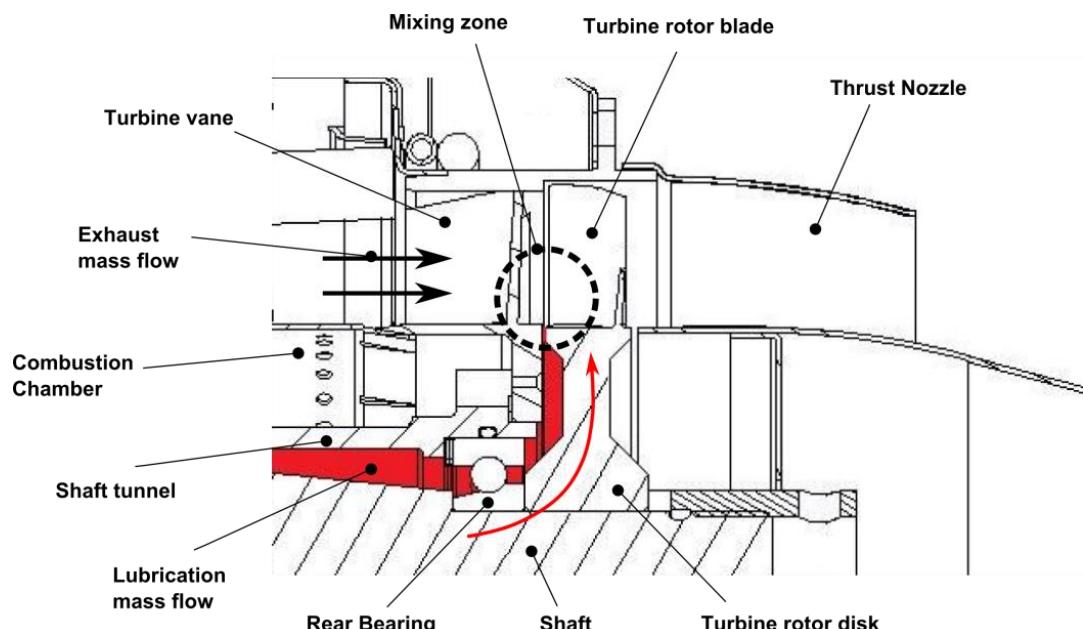


Figure 10: Mixing of lubrication and exhaust mass flow

## 5.2 Comparison of loss factors on performance

Improvement of components can be quantified in relative reduction of the occurring losses. Loss reduction  $LR_x$  can be evaluated with

$$LR_x = 100\% \cdot \left( \frac{x - x_{ref}}{1 - x_{ref}} \right) \quad (4)$$

where  $x$  represents the loss factor, i.e. pressure ratios if pressure losses occur or efficiencies if applicable.  $x_{ref}$  is the reference value of the loss factor from the cycle calculation above. Pressure ratios, respectively efficiencies of 1 would therefore reduce losses by 100 percent. Figure 11 shows the influence of loss reduction on specific fuel

Эффективность горения напрямую влияет на количество массового расхода топлива, необходимого для поддержания цикла. Она также оказывает незначительное влияние на баланс мощности между турбиной и компрессором, так как добавляет к массовому потоку отработанных газов. Улучшение эффективности горения можно достичь двумя способами. Первый метод заключается в повышении эффективности горелки как таковой. Новый дизайн камеры горения может достичь этого путем оптимизированной перфорацией стенок камеры горения. Вторая возможность заключается в рециркуляции массового расхода смазочного топлива в зону горения. Это можно было бы осуществить с помощью полых лопаток турбины, направляющих внутрь к испарительным стержням. Однако реализации еще не были выполнены. Та же задача также могла бы быть решена с помощью отдельной масляной системы. Однако это, по-видимому, не является жизнеспособным вариантом для малых реактивных двигателей мощностью ниже 1000 Н, так как это увеличивало бы размер, вес, сложность и стоимость двигателя.

Эффективность турбины в этом анализе очень низка по сравнению с более крупными осевыми турбинами. Это отчасти можно объяснить эффектами малого размера, такими как низкие числа Рейнольдса, зазоры и качество поверхности. Однако система смазки подшипников также влияет на эффективность турбины. Когда массовый поток смазки соединяется с основным потоком выхлопных газов между лопatkой турбины и ротором, возникают потери при смешивании. Как иллюстрирует Рисунок 10, массовый поток смазки имеет радиальное направление, что приводит к 90° сдвиговому потоку в зоне смешивания. Более того, двигатель TJ 74, который анализируется в этом исследовании, использует точечно сваренный стальной статор турбины. Новые газовые турбины оснащены интегральными отливками из никелевых сплавов. Это в первую очередь связано с лучшей температурной стойкостью. Однако более гладкие поверхности и более низкие допуски при производстве помогают уменьшить потери на трение и, следовательно, увеличить эффективность турбины.

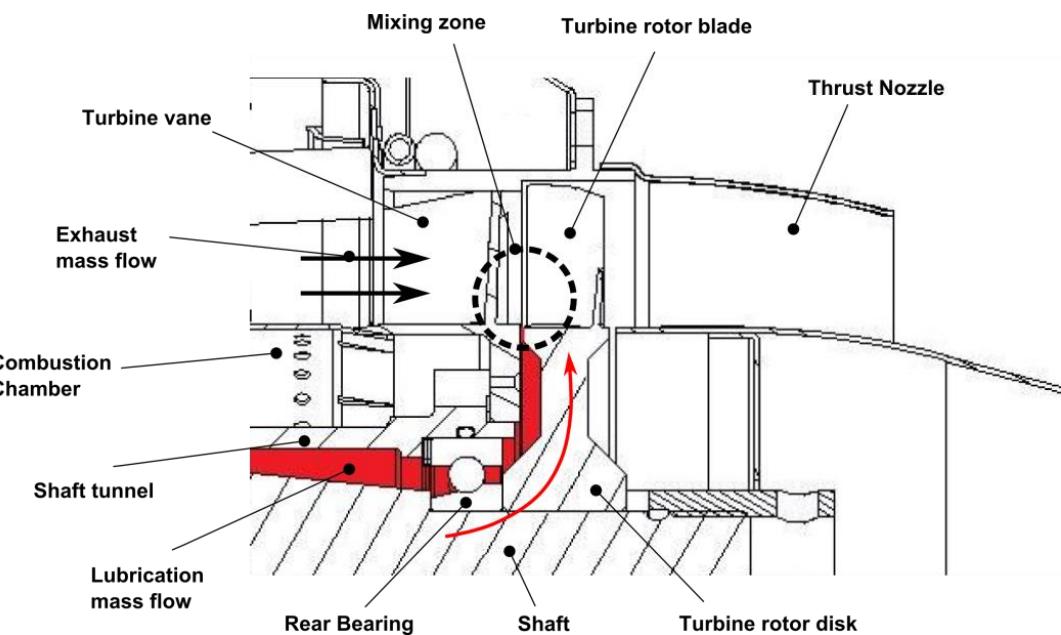


Рисунок 10: Смешивание массовых потоков смазки и выхлопных газов

## 5.2 Сравнение факторов потерь по производительности

Улучшение компонентов можно количественно оценить в относительном снижении возникающих потерь. Снижение потерь  $x$  можно оценить с помощью

где представляет собой коэффициент потерь, т.е. отношение давления, если происходят потери давления, или эффективности, если это применимо.  $ref$  является эталонным значением коэффициента потерь из вышеуказанного расчетного цикла. Соответственно, отношение давления, а также эффективность 1, соответственно, уменьшили бы потери на 100 процентов. Рисунок 11 показывает влияние снижения потерь на удельный расход топлива

consumption and specific thrust. The loss factors are diffusor pressure ratio, combustion efficiency, combustion chamber pressure ratio and turbine efficiency. The graphs each result from the change of a single parameter.

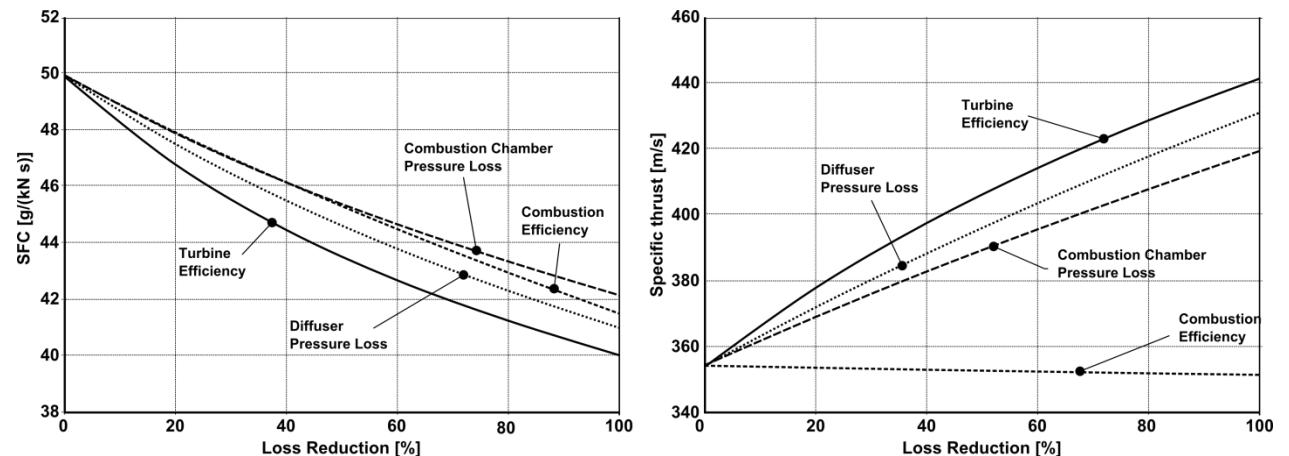


Figure 11: Influence of loss reduction on performance

The result shows that turbine efficiency theoretically poses the highest potential to increase engine performance. Partial improvement can be achieved with new turbine vane design and investment casting technique. Alternative lubrication systems might also increase turbine efficiency. However, as small size effects in turbo machinery remain, further improvement has to be considered as limited.

The effect of the other three factors is smaller but still significant. The influence of the combustion efficiency on specific thrust is an exception as an improvement only reduced the required fuel mass flow. This leads to a slightly lower exhaust mass flow requiring a higher specific work output from the turbine. The result is a reduced enthalpy level in the thrust nozzle, which entails a small reduction in specific thrust.

This analysis also shows the large potential that lies in the improvement of the intersection between compressor diffusor and combustion chamber. Higher combustion efficiency requires a better mixture of fuel and air mass flows. To a large extent mixture quality is a result of how the air mass flow is injected into the combustion zone. This, however, still requires a better understanding of mixing and vaporization processes with combustion chambers of small gas turbines. New diffusor geometry can then provide appropriate flow conditions. An optimized intersection can further lead to reduced pressure losses in both the diffusor and the combustion chamber.

### 5.3 Effects of improved components on optimal design parameters

Recycling of the lubrication mass flow into the combustion chamber is a method to increase both combustion efficiency as well as turbine efficiency. Assuming five percent lubrication fuel flow, combustion efficiency rises to 86.8 percent, which corresponds with a loss reduction of 24.6 percent. With the assumption, that losses within the turbine can be reduced by 10 percent by avoiding mixture losses, recycling can decrease specific fuel consumption by 8 percent and raise specific thrust by 3.2 percent.

In the following, a generic case is presented in order to evaluate the effect of component improvements on optimal design parameter, i.e. compressor pressure ratio and turbine inlet temperature. For this analysis a reduction of 30 percent for all loss factors is applied. This leads to a new compressor efficiency  $\eta_{is,C}$  of 0.773, a combustion efficiency  $\eta_{Comb}$  of 0.878, a combustion chamber pressure ratio  $\Pi_{t,CC}$  of 0.929 and a turbine efficiency  $\eta_{is,T}$  of 0.848. For a constant work balance between the rotating components, this leads to an increased compressor pressure ratio  $\Pi_{t,C}$  of 2.88 due to reduced losses in the diffusor. Figure 12 shows the result of this case study.

и удельное тяговое усилие. Коэффициенты потерь включают отношение давления диффузора, эффективность сгорания, отношение давления в камере сгорания и эффективность турбины. Графики получены в результате изменения одного параметра.

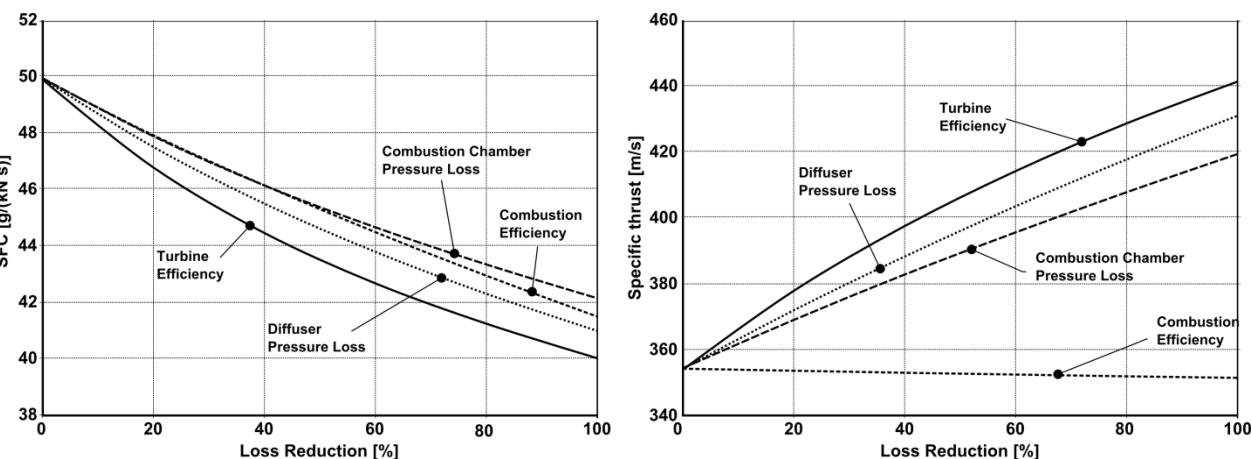


Рисунок 11: Влияние снижения потерь на производительность

Результаты показывают, что эффективность турбины теоретически имеет наибольший потенциал для увеличения производительности двигателя. Частичное улучшение может быть достигнуто с помощью нового дизайна лопаток турбины и технологии литья под давлением. Альтернативные системы смазки также могут повысить эффективность турбины. Однако, поскольку эффекты малых размеров в турбомашинах сохраняются, дальнейшее улучшение следует рассматривать как ограниченное.

Влияние остальных трех факторов меньше, но все же значительное. Влияние эффективности сгорания на удельное тяговое усилие является исключением, так как улучшение только снижает необходимый массовый расход топлива. Это приводит к незначительному снижению массового расхода отработанных газов, что требует более высокого удельного рабочего выхода от турбины. Результатом является снижение уровня энталпии в сопле тяги, что влечет за собой небольшое снижение удельного тягового усилия.

Этот анализ также показывает большой потенциал, который заключается в улучшении пересечения между диффузором компрессора и камерой сгорания. Более высокая эффективность сгорания требует лучшего смешивания массовых потоков топлива и воздуха. В значительной степени качество смеси является результатом того, как массовый поток воздуха вводится в зону сгорания. Однако это все еще требует лучшего понимания процессов смешивания и испарения в камерах сгорания малых газовых турбин. Новая геометрия диффузора может обеспечить соответствующие условия потока. Оптимизированное пересечение может дополнительно привести к снижению потерь давления как в диффузоре, так и в камере сгорания.

### 5.3 Влияние улучшенных компонентов на оптимальные параметры проектирования

Рециркуляция массового потока смазки в камеру сгорания является методом, позволяющим увеличить как эффективность сгорания, так и эффективность турбины. При условии, что массовый поток смазки составляет пять процентов, эффективность сгорания возрастает до 86,8 процента, что соответствует снижению потерь на 24,6 процента. При предположении, что потери в турбине могут быть снижены на 10 процентов за счет избежания потерь смеси, рециркуляция может уменьшить удельный расход топлива на 8 процентов и увеличить удельное тяговое усилие на 3,2 процента.

В следующем разделе представлен общий случай для оценки влияния улучшений компонентов на оптимальные параметры проектирования, т.е. отношение давления компрессора и температура на входе турбины. Для этого анализа применяется снижение на 30 процентов для всех факторов потерь. Это приводит к новой эффективности компрессора  $is,C$  0.773, эффективности сгорания  $Comb$  0.878, отношению давления в камере сгорания  $t,CC$  0.929 и эффективности турбины  $is,T$  0.848. Для постоянного баланса работы между вращающимися компонентами это приводит к увеличенному отношению давления компрессора  $t,C$  2.88 из-за сниженных потерь в диффузоре. Рисунок 12 показывает результат этого кейс-исследования.

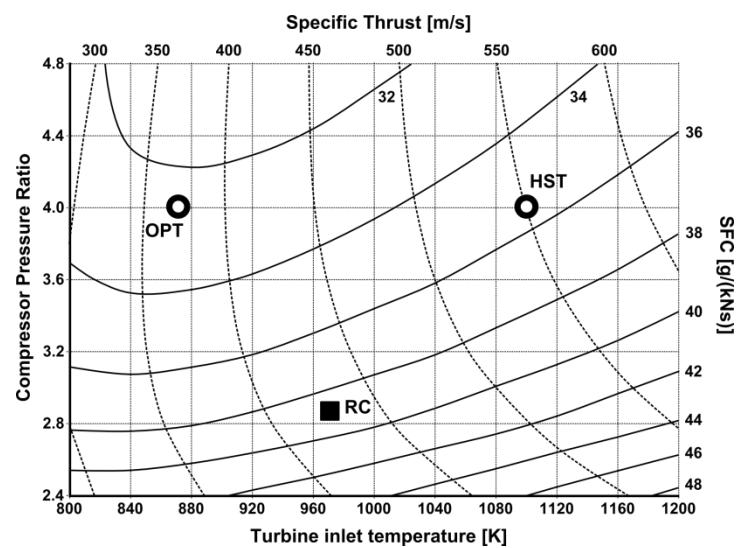


Figure 12: Performance over Design Parameters with improved components  
(RC – reference cycle, OPT – optimal specific fuel consumption, HST – high specific thrust)

The loss reduction (point RC in Figure 12) leads to a reduction of specific fuel consumption by 22.4 percent to 38.7 g/(kNs) compared to the former reference cycle. The specific thrust is 429 m/s, an increase by 21.2 percent. For minimum *SFC* the optimal turbine inlet temperature is between 800 and 900 K, depending on compressor pressure ratio. For a pressure ratio of 4 and a turbine inlet temperature of 868 K a specific fuel consumption of 32.5 g/(kNs) could be achieved (point OPT in Figure 12). Compared to the reference cycle, turbine inlet temperature has to be reduced for higher efficiency. However, specific thrust increases with higher temperatures. A turbine inlet temperature of 1100 K at a pressure ratio of 4 would increase the specific thrust by 49 percent to 550 m/s compared to point OPT but also increase the *SFC* by 9.2 percent to 35.5 g/(kNs) (point HST in Figure 12). This trade-off in performance can be viable for applications with high thrust requirements. Higher temperatures demand either a reduction of hot spots through new combustion chamber design or reduced lifetime requirements. Investigations of advanced nickel-alloy materials indicate that turbine inlet temperatures of more than 1300 K are possible with a completely even temperature profile [17].

## 6. Concluding remarks

The investigation of a small gas turbine through experimental testing as well as numerical simulations exposed that accurate thermodynamic data from the cycle process is difficult to access. This is mainly due to circumferentially uneven velocity and temperature profiles. A sufficient high resolution of measuring probes cannot be installed because geometries are too small. Numerical analyses help identifying such uncertainties; however, they have not yet been validated. A sensitivity analysis has shown that very small changes of measured data can already lead to significant deviations of iterated design values.

Nevertheless, the thermodynamic analysis was extended in order to evaluate improvement potentials for small gas turbines. The definition of component loss reductions was used to quantify improvement potentials. It could be shown that the intersection between compressor diffuser and combustion chamber poses considerable potential as it affects diffusor as well as combustion chamber pressure losses. Moreover, combustion efficiency is strongly dependent on mixing quality, which is affected by air flow velocity and direction coming from the diffuser. In contrast to conservative approaches, both components should not be assessed individually but rather as a single unit.

Realistic assumptions for component improvement lead to specific fuel consumptions far lower than state-of-the-art engines achieve. Higher pressure ratios benefit performance but increase complexity and weight of the engine. The reduction of hot spots in the turbine section with new combustion techniques can provide higher average turbine inlet temperatures and therefore increase specific thrust without reducing turbine lifetime. A homogenous temperature and velocity profile at turbine inlet section is an important prerequisite for the success of further optimization of turbine efficiency.

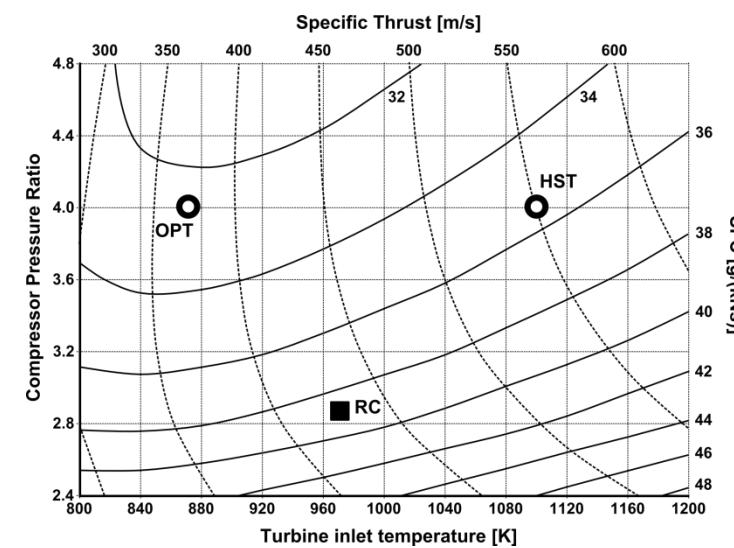


Рисунок 12: Производительность в зависимости от параметров проектирования с улучшенными компонентами  
(RC – эталонный цикл, OPT – оптимальный удельный расход топлива, HST – высокое удельное тяговое усилие)

Снижение потерь (точка RC на Рисунке 12) приводит к уменьшению удельного расхода топлива на 22.4 процента до 38.7 г/(кНс) по сравнению с предыдущим эталонным циклом. Удельное тяговое усилие составляет 429 м/с, что на 21.2 процента больше. Для минимума оптимальная температура на входе турбины находится в диапазоне от 800 до 900 К, в зависимости от отношения давления компрессора. При отношении давления 4 и температуре на входе турбины 868 К можно достичь удельного расхода топлива 32.5 г/(кНс) (точка OPT на Рисунке 12). По сравнению с эталонным циклом, температуру на входе турбины необходимо снизить для повышения эффективности. Однако удельное тяговое усилие увеличивается с повышением температур. Температура на входе турбины 1100 К при отношении давления 4 увеличила бы удельное тяговое усилие на 49 процентов до 550 м/с по сравнению с точкой OPT, но также увеличила бы удельный расход топлива на 9.2 процента до 35.5 г/(кНс) (точка HST на Рисунке 12). Этот компромисс в производительности может быть жизнеспособным для приложений с высокими требованиями к тяге. Более высокие температуры требуют либо снижения горячих точек за счет нового проектирования камеры сгорания, либо уменьшения требований к сроку службы. Исследования современных никелевых сплавов показывают, что температуры на входе турбины более 1300 К возможны при полностью равномерном температурном профиле [17].

## 6. Заключительные замечания

Исследование малого газотурбинного двигателя с помощью экспериментальных испытаний и численных симуляций показало, что точные термодинамические данные из циклического процесса трудно получить. Это в основном связано с неравномерными по окружности профилями скорости и температуры. Установить достаточно высокое разрешение измерительных зондов невозможно, так как геометрия слишком мала. Численные анализы помогают выявить такие неопределённости; однако они еще не были валидированы. Анализ чувствительности показал, что очень небольшие изменения измеренных данных могут уже привести к значительным отклонениям итерационных проектных значений.

Тем не менее, термодинамический анализ был расширен для оценки потенциала улучшения малых газовых турбин. Определение снижения потерь компонентов использовалось для количественной оценки потенциала улучшения. Было показано, что пересечение диффузора компрессора и камеры сгорания представляет собой значительный потенциал, так как оно влияет как на потери давления в диффузоре, так и на потери давления в камере сгорания. Более того, эффективность сгорания сильно зависит от качества смешивания, которое определяется скоростью и направлением воздушного потока, поступающего из диффузора. В отличие от консервативных подходов, оба компонента не должны оцениваться индивидуально, а скорее как единое целое.

Реалистичные предположения для улучшения компонентов приводят к удельным расходам топлива, значительно ниже, чем у современных двигателей. Более высокие отношения давления способствуют повышению производительности, но увеличивают сложность и вес двигателя. Снижение горячих точек в секции турбины с помощью новых технологий сгорания может обеспечить более высокие средние температуры на входе турбины и, следовательно, увеличить удельное тяговое усилие без сокращения срока службы турбины. Однородный температурный и скоростной профиль на входе турбины является важным предварительным условием для успешной дальнейшей оптимизации эффективности турбины.

Due to the diversity in applications of small gas turbines, an overall optimization of small gas turbines includes additional key aspects. Besides efficiency and thrust requirements, there are also requirements like small engine size, fuel flexibility, low complexity and acquisition cost. Small gas turbine design remains primarily an application-driven task, but still with great potential for additional improvements.

Из-за разнообразия в применении малых газотурбинных двигателей общая оптимизация малых газотурбинных двигателей включает дополнительные ключевые аспекты. Помимо требований к эффективности и тяге, существуют также требования, такие как малый размер двигателя, гибкость в выборе топлива, низкая сложность и стоимость приобретения. Проектирование малых газотурбинных двигателей остается в первую очередь задачей, ориентированной на применение, но все еще с большим потенциалом для дополнительных улучшений.

## References

- [1] Alfred Frank Modellturbinen. Website of the manufacturer: [www.frankturbine.de](http://www.frankturbine.de)
- [2] Kurzke J. 2012. *GasTurb 12*. Gas turbine performance software. Website: [www.gasturb.de](http://www.gasturb.de)
- [3] Schreckling K. 1994. *Gas Turbines for Model Aircraft*. Traplet Publications.
- [4] Cumpsty N. A. 2003. *Jet Propulsion: A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines*. Cambridge University Press, Cambridge, UK
- [5] MTU Aero Engines GmbH. 2010. *EJ200 Turbofan Engine – The Innovative Power*. Data Fact Sheet
- [6] Head A. J., Visser W. P. J. 2012. *Scaling 3-36kW Microturbines*. 57<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Copenhagen, Denmark
- [7] Rodgers C. 2003. *Some Effects of Size on the Performances of Small Gas Turbines*. 48<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Atlanta, GA, USA
- [8] Nickl M., Hirndorf D. 2013. *Numerical Investigation on the Compressor Diffuser for Small Gas Turbines*. Unpublished Report. Institute for Flight Propulsion, Technische Universität München
- [9] Kügler M. E., Hirndorf D. 2013. *Numerical Investigation of Combustion Chambers for Small Gas Turbines*. Unpublished Report. Institute for Flight Propulsion, Technische Universität München
- [10] Gieras M., Stankowski T. 2012. *Computational study of an aerodynamic flow through a micro-turbine engine combustor*. Journal of Power Technologies 92, pp. 68-79.
- [11] Hupfer A., Erhard W., Kau H.-P. 2012. *Investigation of Combustor Concepts for Micro Gas Turbine Jet Engines*, 23<sup>rd</sup> International Symposium in Transport Phenomena, Auckland, NZL
- [12] Mayer A., Naubert M., Hupfer A. 2011. *Konstruktion und Inbetriebnahme einer gläsernen Brennkammer in einer Modellgasturbine*. Technical Report. LFA-2011-007. Institute for Flight Propulsion, Technische Universität München
- [13] Davison C. R., Birk M. A. 2004. *Set Up and Operational Experience with a Micro-Turbine Engine for Research and Education*. 49<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Vienna, AUS.
- [14] Gerendás M., Pfister R. 2000. Development of a Very Small Aero-Engine. 45<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Munich, GER
- [15] Weber M., Erhard W. 2011. *Experimentelle Untersuchungen an einer Modellgasturbine zur Bestimmung der Betriebseigenschaften*, Technical Report, LFA-2011-100, Institute for Flight Propulsion, Technische Universität München
- [16] Speidel T., Hupfer A. 2013. *Konstruktion und Inbetriebnahme eines Brennkammerprüfstands einer Kleingasturbine*. Unpublished Report. Institute for Flight Propulsion, Technische Universität München
- [17] Visser W. P. J., Shakariyants S. A. 2010. *Development of a 3kW Micro Turbine for CHP Applications*. 55<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Glasgow, UK

## Ссылки

- [1] Альфред Франк Моделльтурбинен. Сайт производителя: [www.frankturbine.de](http://www.frankturbine.de)
- [2] Курцке Дж. 2012. GasTurb 12. Программное обеспечение для оценки производительности газовых турбин. Сайт: [www.gasturb.de](http://www.gasturb.de)
- [3] Шреклинг К. 1994. Газовые турбины для моделей самолетов. Traplet Publications.
- [4] Кампстин Н. А. 2003. Реактивная тяга: простой гид по аэродинамическому и термодинамическому проектированию и производительности реактивных двигателей. Cambridge University Press, Кембридж, Великобритания
- [5] MTU Aero Engines GmbH. 2010. EJ200 Турбовентиляторный двигатель – Инновационная мощность. Информационный лист
- [6] Head A. J., Visser W. P. J. 2012. Масштабирование 3-36k W Микротурбин. 57<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Копенгаген, Дания
- [7] Rodgers C. 2003. Некоторые эффекты размера на производительность малых газовых турбин. 48<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Атланта, Джорджия, США
- [8] Nickl M., Hirndorf D. 2013. Численное исследование диффузора компрессора для малых газовых турбин. Неопубликованный отчет. Институт летной тяги, Технический университет Мюнхена
- [9] Kügler M. E., Hirndorf D. 2013. Численное исследование камер сгорания для малых газовых турбин. Неопубликованный отчет. Институт летной тяги, Технический университет Мюнхена
- [10] Gieras M., Stankowski T. 2012. Численное исследование аэродинамического потока через камеру сгорания микротурбинного двигателя. Журнал энергетических технологий 92, стр. 68-79 .
- [11] Хупфер А., Эрхард В., Кай Х.-П. 2012. Исследование концепций камер сгорания для микротурбинных газовых двигателей, 23<sup>rd</sup> Международный симпозиум по транспортным явлениям, Окленд, Новая Зеландия
- [12] Майер А., Науберт М., Хупфер А. 2011. Конструкция и ввод в эксплуатацию стеклянной камеры сгорания в модельной газовой турбине. Технический отчет. LFA-2011-007 . Институт летной тяги, Технический университет Мюнхена
- [13] Дэвисон К. Р., Бирк М. А. 2004. Настройка и эксплуатационный опыт с микротурбинным двигателем для исследований и образования. 49<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Вена, Австралия.
- [14] Герендас М., Пфистер Р. 2000. Разработка очень маленького авиационного двигателя. 45<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Мюнхен, Германия
- [15] Вебер М., Эрхард В. 2011. Экспериментальные исследования модельной газовой турбины для определения эксплуатационных характеристик, Технический отчет, LFA-2011-100 , Институт летной тяги, Технический университет Мюнхена
- [16] Шпейдель Т., Хупфер А. 2013. Конструкция и ввод в эксплуатацию стенда для испытания камеры сгорания малой газовой турбины. Неопубликованный отчет. Институт летной тяги, Технический университет Мюнхена
- [17] Виссер В. П. Дж., Шакариянц С. А. 2010. Разработка 3k W микротурбины для применения в системах когенерации. 55<sup>th</sup> ASME Turbo Expo, Глазго, Великобритания