

# **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

**ПНИПУ**

**Кафедра: Авиационные двигатели.**

**Курс лекций.**

**Автор: доктор технических наук, профессор**

**Августинович Валерий Георгиевич**

**2018**

## УРОВНИ ГОТОВНОСТИ И РИСКА ПРОЕКТА

№ п/ п	Уровень готовности	Уровень риска %%
9	В реальной системе в эксплуатации	10
8	Сертифицирована	20
7	Демонстрация в прототипе системы в полете	30
6	Демонстрация в системе в рабочих условиях	40
5	В узле в рабочих условиях (стенд. ГГ)	50
4	В узле в лабораторных условиях	60
3	Экспериментально подтверждена концепция	70
2	Сформулирована концепция технологии	80
1	Базовые принципы проверены на математических моделях и опубликованы	90
0	Не сформулирована концепция— базовые принципы	100

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (закон Гесса)

- **Закон Гесса.** Связь между количеством топлива и параметрами в начале и в конце процесса подвода тепла в камере сгорания устанавливается в соответствии с **законом Гесса:**
- **Тепловой эффект реакции является функцией состояния системы, т.е. зависит только от ее начального и конечного состояний и не зависит от промежуточных стадий (т.е. пути перехода от начального к конечному состоянию).**

первый закон термодинамики

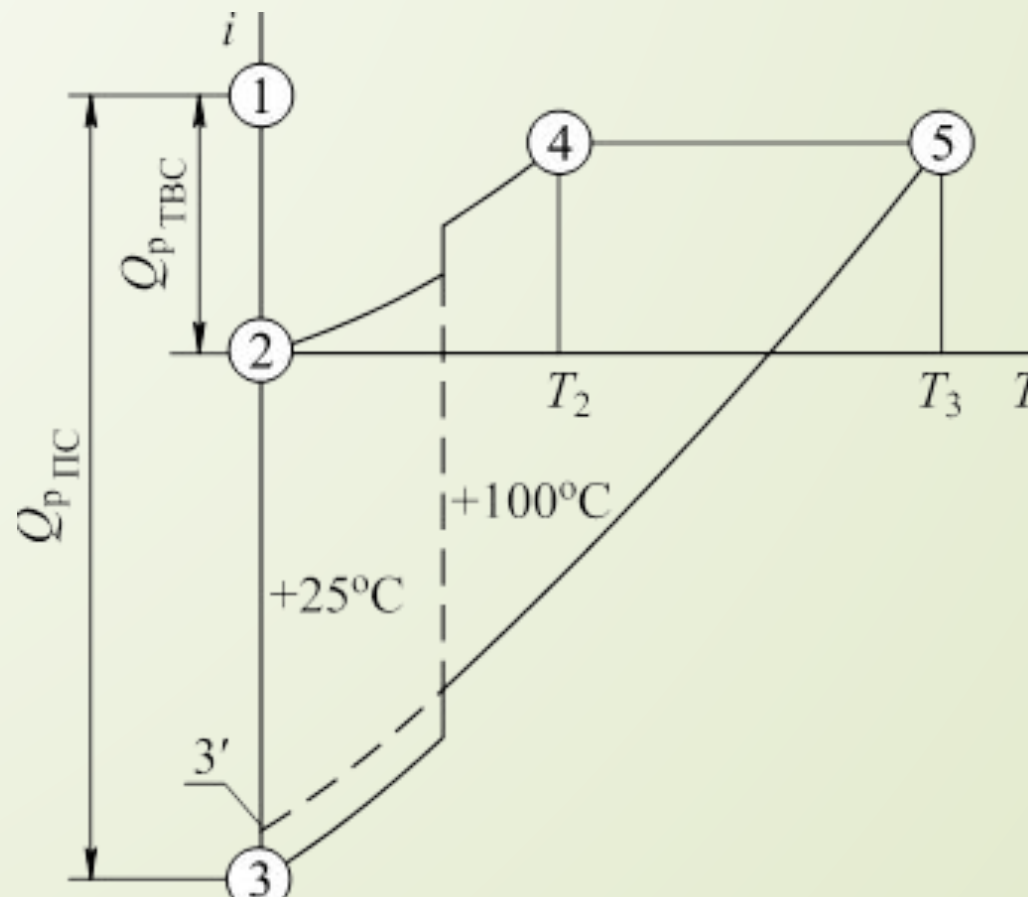
$$dQ = du + pd$$

может быть выражен в виде  $dQ = du + pd + vdp$  (т.к.  $dp = 0$ ) и, учитывая, что  $di = du + d(pv)$ , получим  $dQ = di$  (т.е. закон Гесса, т.к. энтальпия есть функция состояния системы).

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (уравнение баланса энергии на фронте пламени)

Уравнение баланса энергии для этого процесса имеет вид

$$Q_{\text{Р}0\text{ВС}} + \int_{+25}^{T_2^*} c_p(T) dT = Q_{\text{Р1Н}} + \int_{+25}^{T_3^*} c_p(T) dT .$$



# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (теоретически необходимое кол-во окислителя для полного окисления горючего)

Валентности основных химических элементов  
для возможных видов горючего и окислителя

H	He	Li	Be	B	C	N	O	F	Ne	Na	Mg	Al	S
-1	0	-1	-2	-3	-4	0	+2	+1	0	-1	-2	-3	+2

Общая формула для определения  $L_0$  для любого сочетания  
горючего и окислителя ( полное замещение валентностей )

$$L_0 = - \frac{\left( \sum i v \right)_{\text{ã ð}}}{\left( \sum i v \right)_{\text{î èëñë}}},$$

где  $i$  – количество грамм-атомов,  $v$  – валентность

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (условия устойчивого горения)

*Условия устойчивого горения.* Пламя может распространяться только в смесях, состав которых находится в определенных концентрационных пределах. Параметром, характеризующим концентрационный состав смеси, является

**коэффициент избытка воздуха**  $\alpha = \frac{G_a}{G_b L_0}$ , где  $L_0$  – теоретически

необходимое количество воздуха для полного окисления 1 кг топлива.

Смесь, имеющая  $\alpha=1$ , называется стехиометрической,

$\alpha>1$  – бедной, а  $\alpha<1$  – богатой. Соответственно,

состав продуктов сгорания и тепловой эффект

реакции, равный разности теплот образования

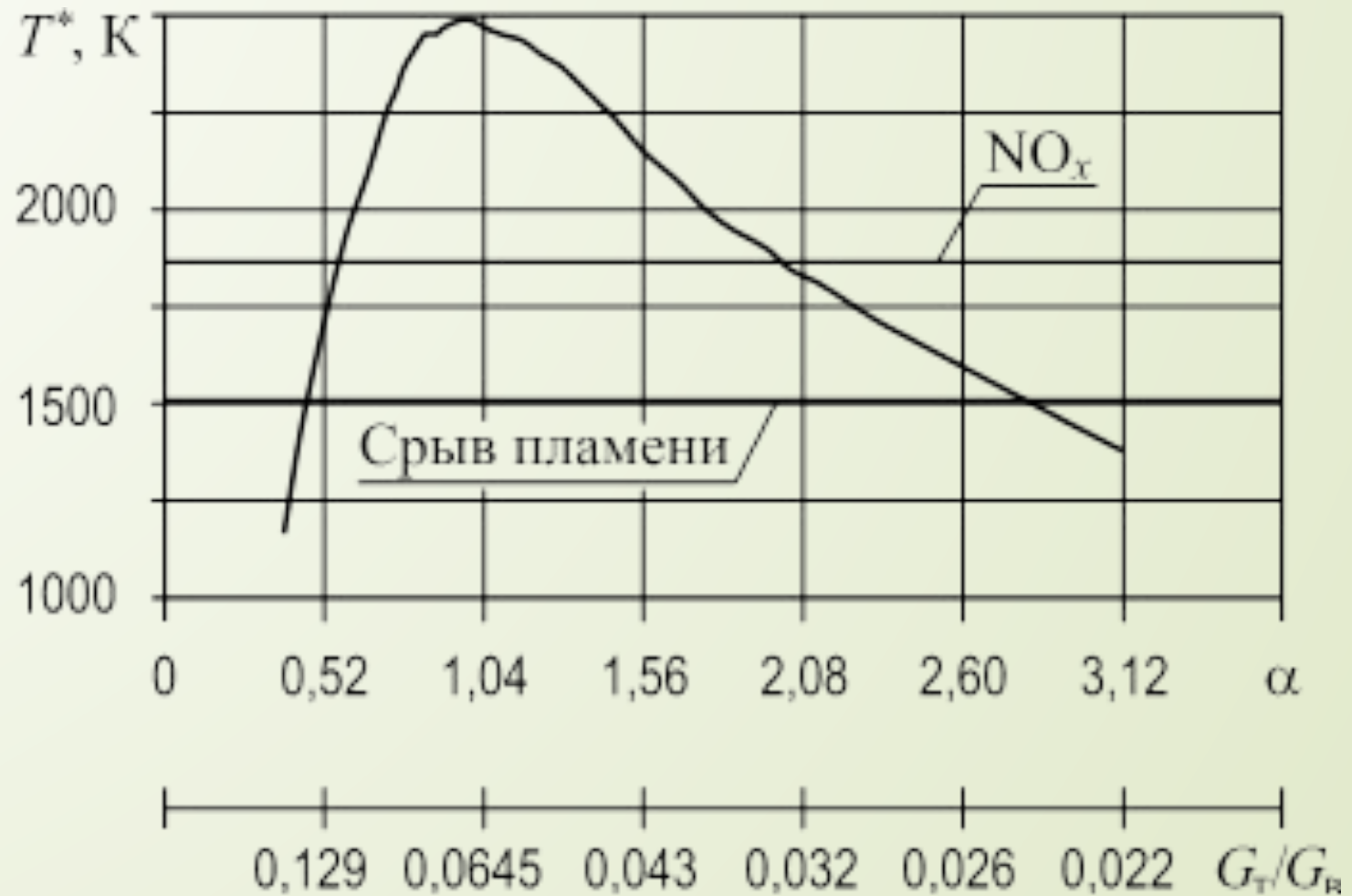
продуктов сгорания и исходного химического

вещества, зависит от параметра  $\alpha$ . Следовательно, и

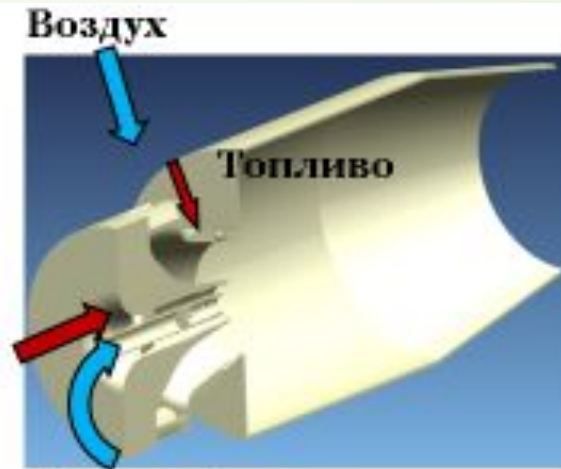
температура пламени (продуктов сгорания) является

функцией  $\alpha$

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (адиабатическая температура пламени)

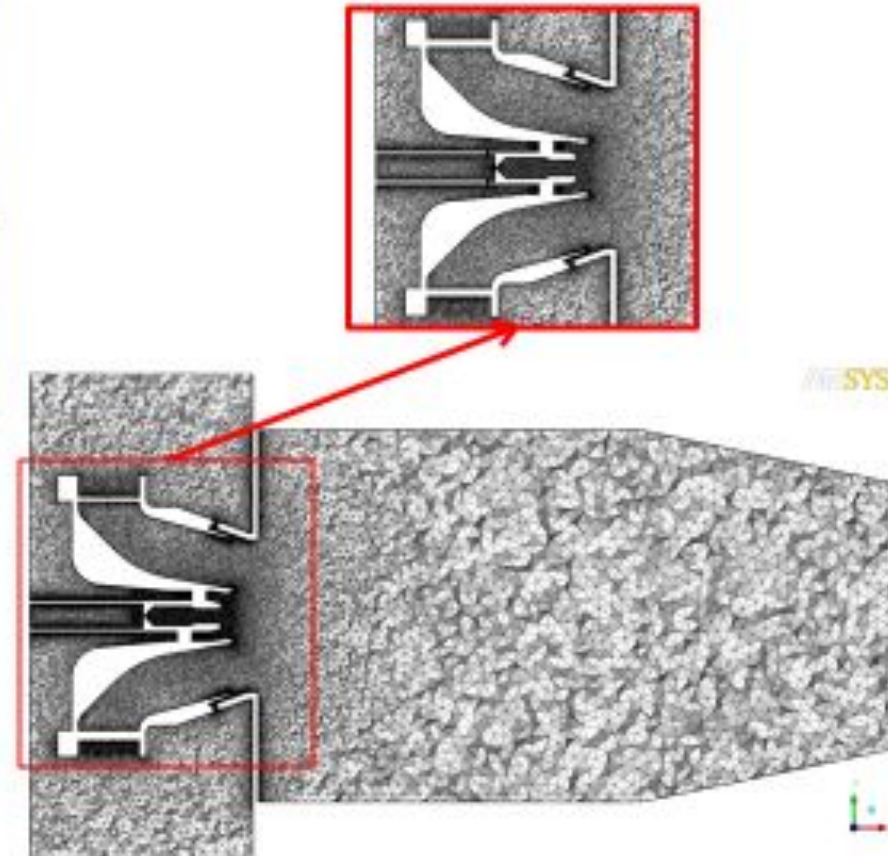


# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (подготовка топливо-воздушной смеси)



Цель – обеспечить однородную ТВС на выходе из канала смесителя.

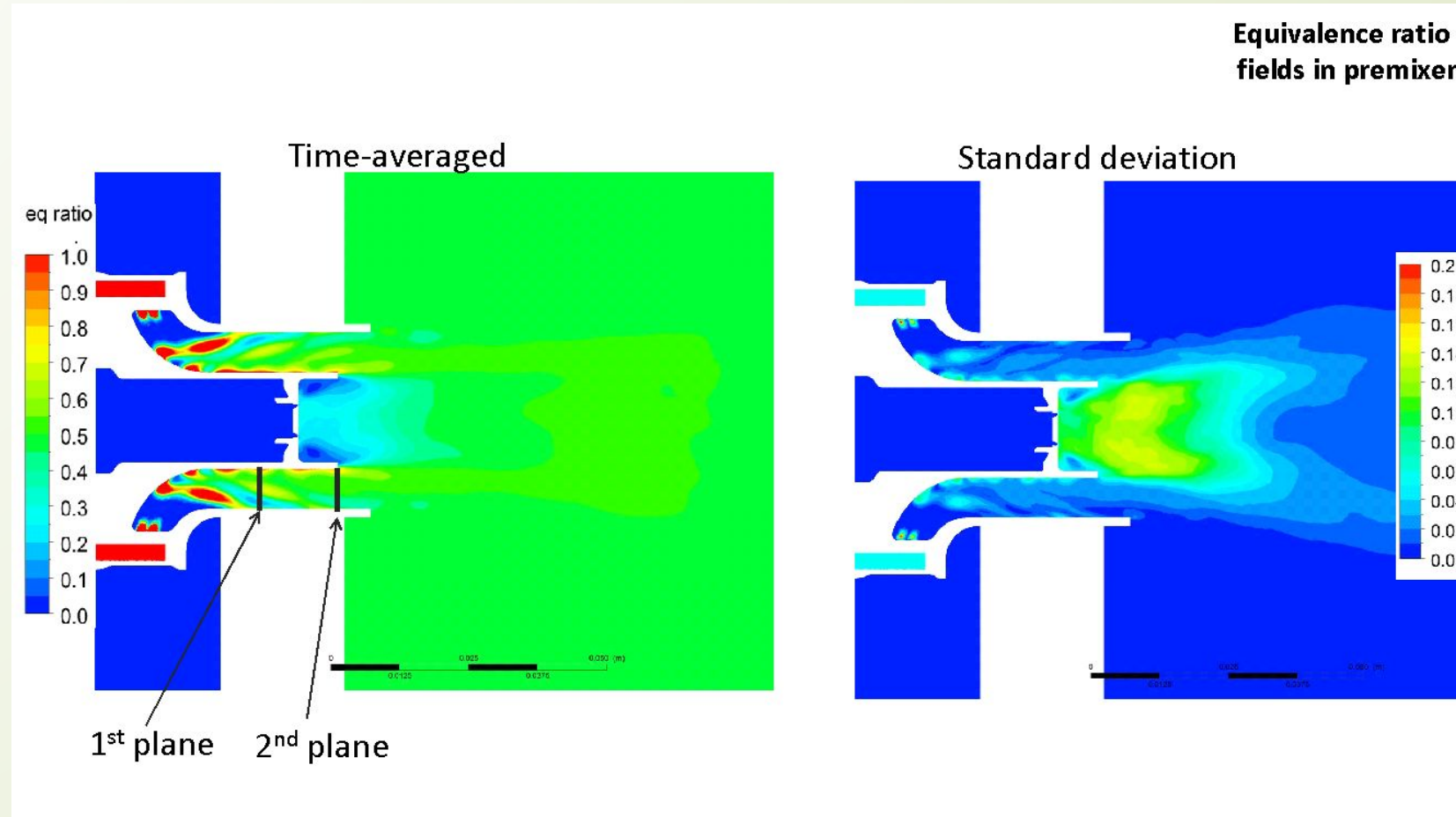
Мета-модель: 15 млн объемных элементов с уравнениями сохранения



Разработка смесителя ТВС для камеры сгорания:  
Геометрическая и сеточная модели

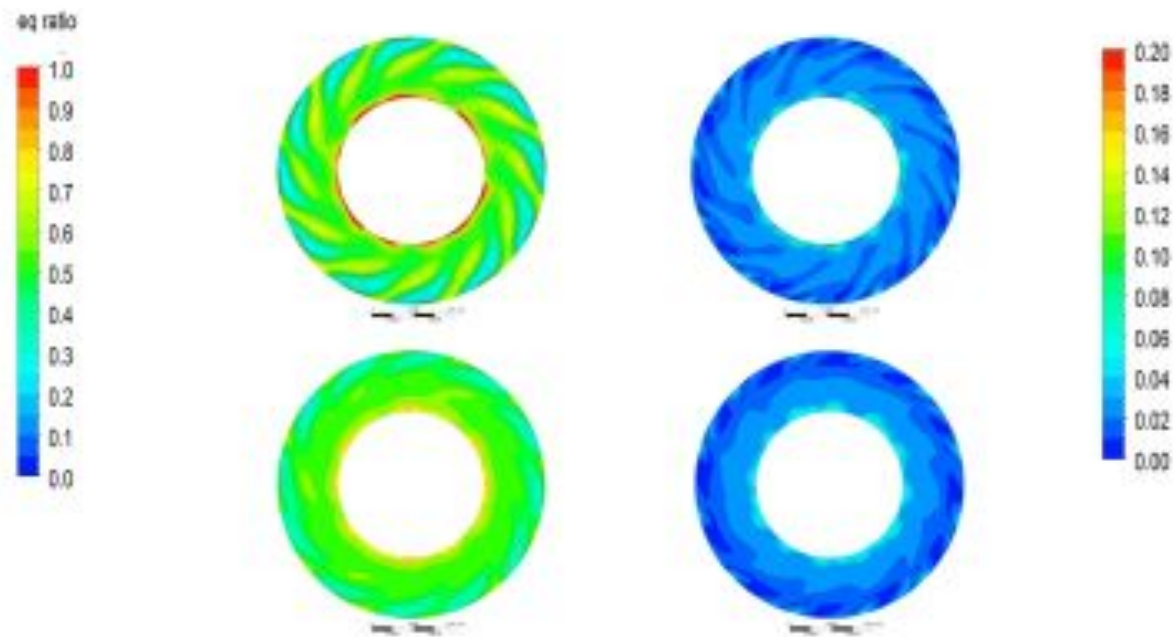


# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (неоднородность концентрации на выходе из премиксера)



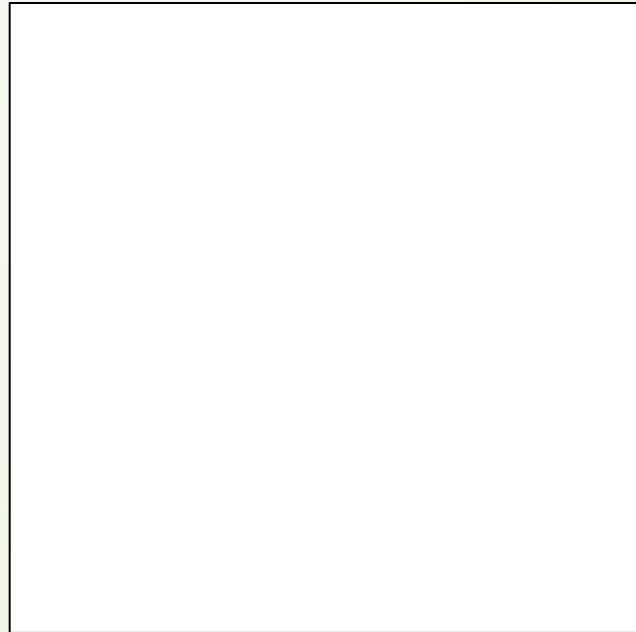
# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

## РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОДНОРОДНОСТИ КОНЦЕНТРАЦИИ ПО СЕЧЕНИЮ И ДЛИНЕ ГОМОГЕННОГО ФАКЕЛА



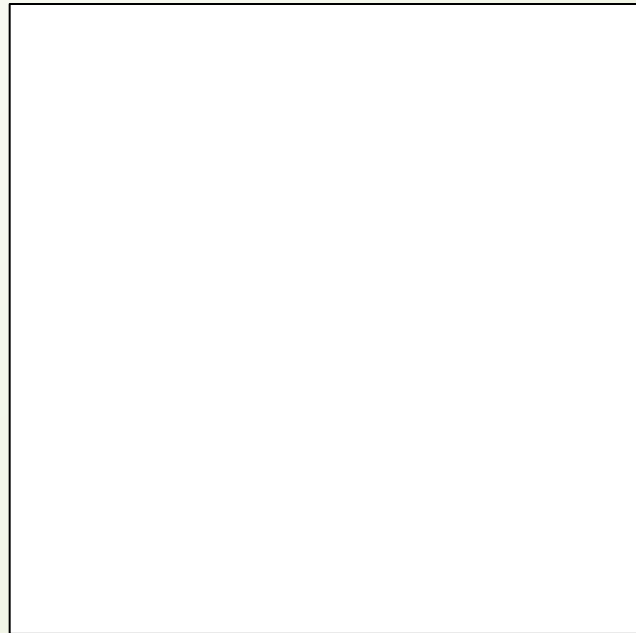


**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:  
(пульсации давления и, соответственно, концентрации на  
выходе из фронтального устройства)**





# **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ: (спектральная плотность мощности пульсаций)**



**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:  
(скорость генерации NOx по уравнению Зельдовича с учетом  
плотности распределения вероятности неоднородности и  
пульсаций в диффузионном и гомогенном факелах)**



$$\bar{S} = \int_0^{0.1} S(\tilde{\varphi}, \tilde{\varphi}^{\prime 2}) P(\varphi) d\varphi + \int_{0.1}^1 S(\tilde{\varphi}, \tilde{\varphi}^{\prime 2}) P(\varphi) d\varphi,$$

$$S = 2 \cdot 1,8 \cdot 10^8 \cdot e^{-\frac{38370}{T}} [O] \cdot [N_2],$$

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:

Далее необходимо произвести осреднение скорости генерации окислов азота по длине топочного пространства (L) камеры сгорания, для чего принимается экспоненциальная зависимость, представленная ниже:

$$k_{NO} = k_{NO}^0 e^{-k_1 x}$$

т.е. уменьшение скорости реакции по длине топочного пространства по экспоненциальному закону, обусловленному быстрым уменьшением концентрации прореагировавшего атомарного кислорода.

Тогда осредненная по длине топочного пространства (L) скорость реакции  $k_{NO}$  и, соответственно, индекс эмиссии  $\epsilon_{NO}$ , т.е. отношение скорости генерации окислов азота в объеме топочного пространства к расходу топлива (с учетом молекулярной массы  $NO_x$ ) имеют вид:

$$k_{NO} = k_{NO}^0 \left( \frac{1}{L} \int_0^L e^{-k_1 x} dx \right) = k_{NO}^0 \frac{1 - e^{-k_1 L}}{k_1 L}$$

$$\epsilon_{NO} = k_{NO} \frac{L}{\dot{m}} = k_{NO}^0 \frac{1 - e^{-k_1 L}}{k_1} \frac{L}{\dot{m}}$$

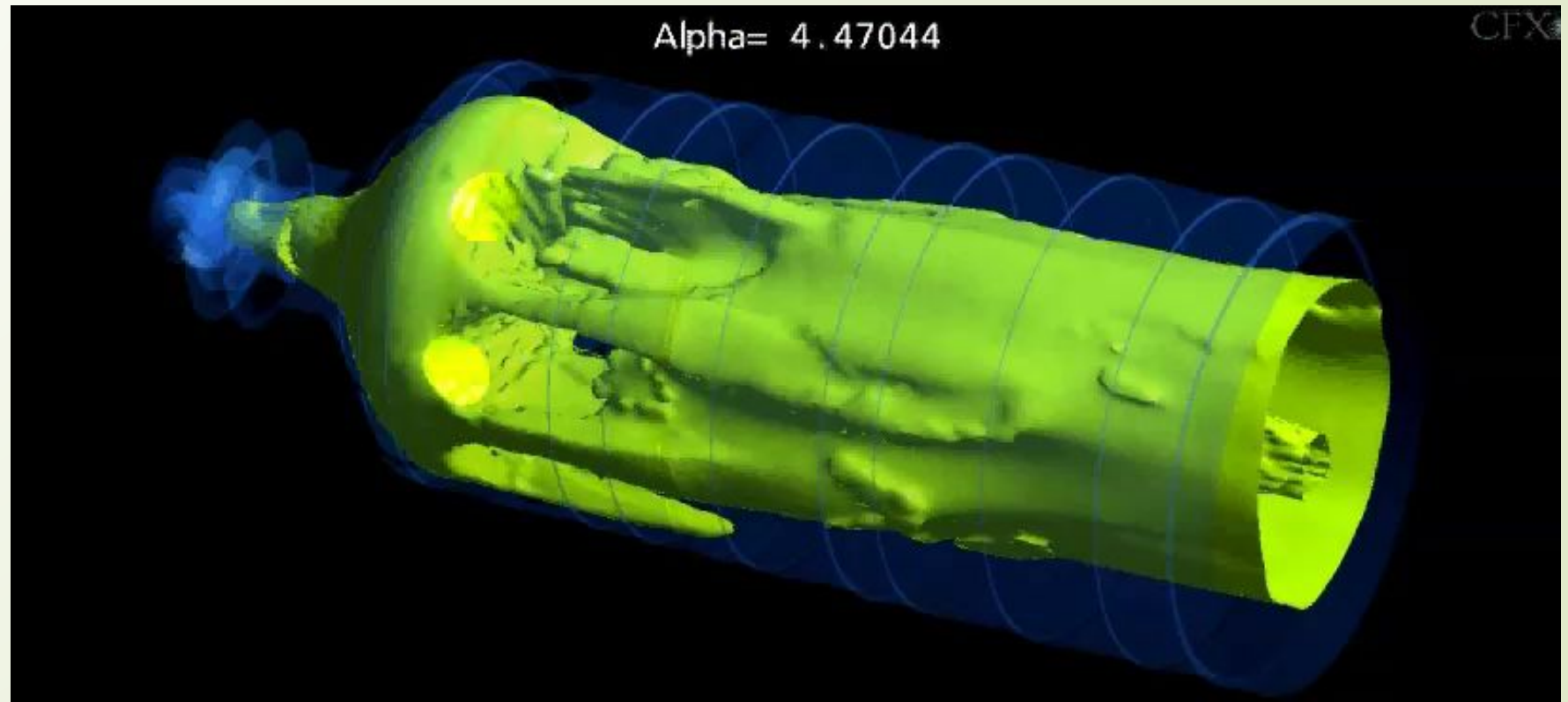
Соответственно, эмиссия окислов азота за цикл взлет-посадка

определяется как 
$$E_{NO} = \epsilon_{NO} \dot{m} \Delta t$$

## Сертификационные режимы работы двигателя по эмиссии ВВ. (Условия: МСА, без отборов воздуха и мощности)

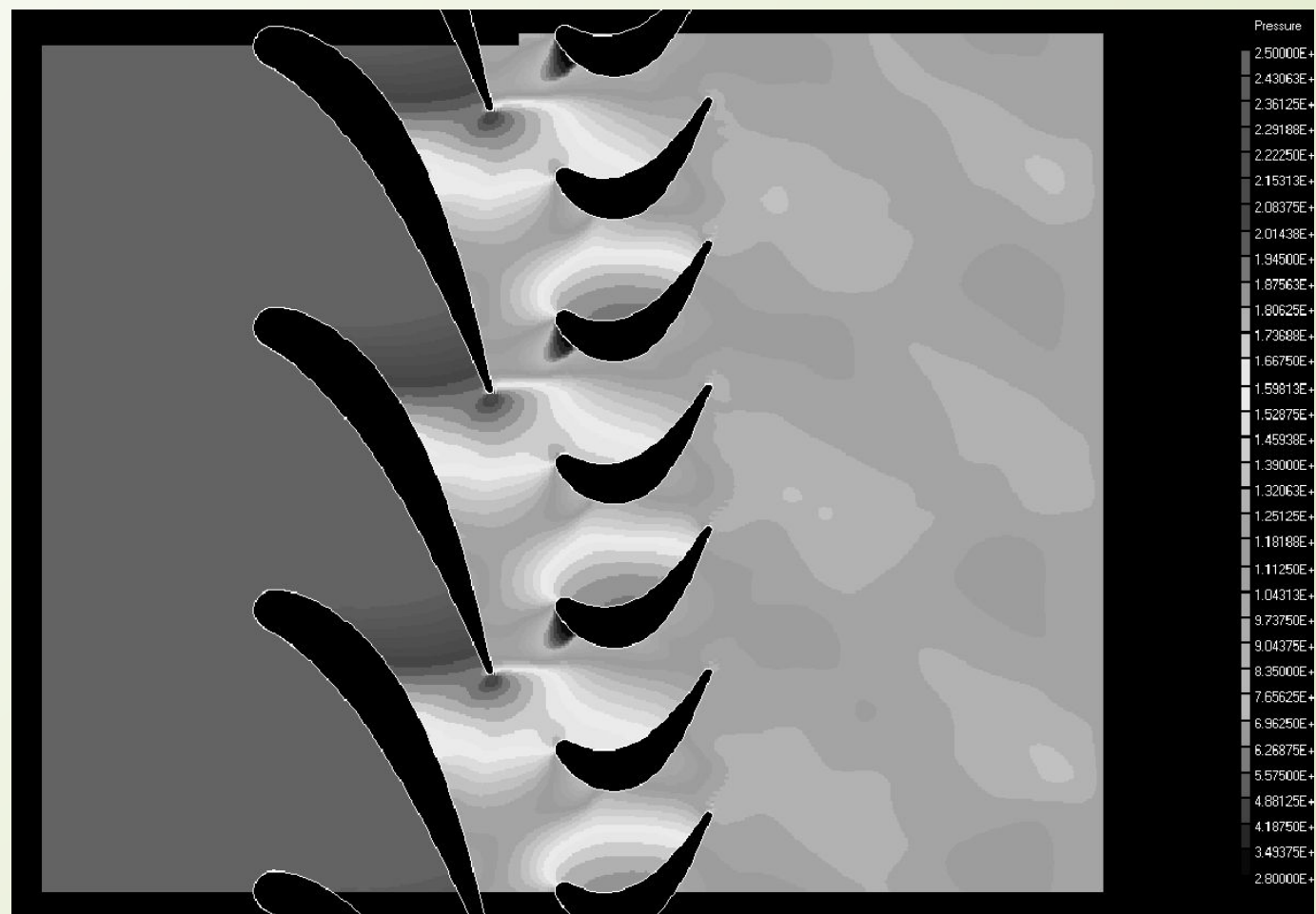
Режим (МСА)	Тяга (%)	Время работы (мин)	$P_k$ кГ/с $M^2$	$T_k$ К	$a_r$	$T_r$ К	$G_r$ кГ/ч
Взлет	100	0,7	45,77	912	2,26	1855	8879
Набор	85	2,2	40	876	2,47	1755	7315
Заход на посадку (ПМГ)	30	4,0	17,72	700	3,92	1302	2373
Руление (ЗМГ)	7	26	7,16	552	6,15	964	711

**МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ:  
(«бедный» срыв пламени в гомогенном контуре)**

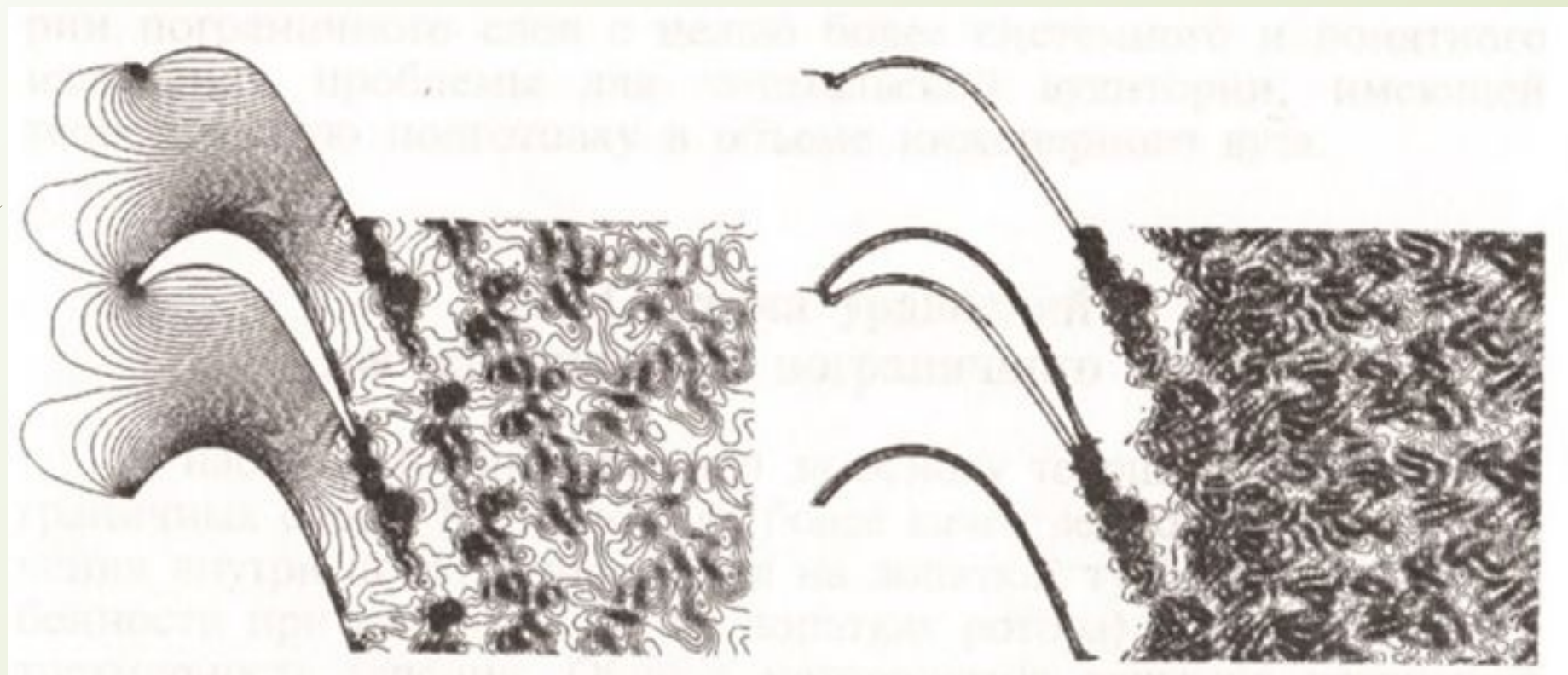




# ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД



**ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ  
ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД  
(поле скоростей и энтропии в решетке профилей турбины)**



## ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

- При экспериментальном определении коэффициентов полезного действия турбомашин и газотурбинных двигателей традиционно используется методика осреднения неоднородных потоков, основанная на приведении реального трехмерного нестационарного потока к одномерному на базе сохранения термодинамических свойств реального потока (потоков массы, энтальпии, количества движения-импульса и энтропии).
- Это обусловлено тем, что принято оценивать эффективность преобразования теплосодержания в механическую работу одним числом (кпд), т.е. интегрально.



## **ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД**

- Поскольку одномерный стационарный поток полностью описывается тремя параметрами (давление, температура, скорость), то для выполнения условия сохранения используется соответственно три (из четырех) интеграла. В связи с этим возникает проблема выбора набора трех свойств потока из четырех для осреднения неоднородных потоков. При этом четвертое соотношение сохранения интегрального свойства потока не выдерживается.**
- Таким образом, сама задача сведения неоднородного по пространству потока к одномерному в данной постановке является некорректной (часть свойств теряется).**

## ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

- Основными источниками потерь кинетической энергии потока являются силы вязкости, генерируемые в областях течения с поперечными градиентами скорости (концевые области). Вихревой след является заключительной фазой истории формирования и развития пограничного слоя. Следствием этого является возникновение пульсаций скорости (и давления) и существенной нестационарности потока. Т.е. искомые потери связаны с нестационарностью неразрывно.
- В термодинамике необратимых процессов вводится понятие диссипативной функции  $\psi = TdS/dt$ , характеризующей порождение энтропии во времени. Эта функция является единственной научно обоснованной мерой необратимости нестационарных процессов. Изменение энтропии во времени определяется из уравнения баланса энтропии за вычетом потока энтропии по ограничивающей систему поверхности. Этот баланс представляется в виде суммы произведений обобщенных потоков и обобщенных (термодинамических) сил, т.е.

$$ds/dt = \sum I_i X_i$$

## ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

- ▶ Обобщенные силы здесь-это градиенты параметров по координатам. В равновесном состоянии обобщенные потоки и обобщенные силы равны нулю.
- ▶ Для течения вязкой жидкости (в отсутствии потоков тепла, диффузии, реагирующих компонентов химических реакций) обобщенный поток энтропии является необратимой (вязкой) составляющей потока импульса. В этом случае порождение энтропии во времени приобретает вид

$$ds/dt = \tau_{ij} du_i/dx_j \quad \text{где}$$

- ▶  $\tau_{ij}$ —тензор вязких или Рейнольдсовых напряжений, пропорциональный скорости,
- ▶  $du_i/dx_j$ —обобщенная сила, пропорциональная скорости.

Это позволяет нам использовать уравнение сохранения потока энтропии для реального и приведенного к однородному одномерному (плоскому) потоков при наличии неоднородности измеренных по сечению пульсаций скорости.

## ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

Запишем уравнение импульсов в векторной форме для потока с пульсациями скорости:

$$\Phi = \rho(c \cdot c + \tau_{ij})F + pF, \quad \text{где}$$

$c$ -вектор скорости с компонентами по координатам, т.е.  $c = (u, v, w)^T$ .

$\tau_{ij}$ -тензор вязких напряжений.

Компоненты скорости представляются в виде суммы осредненной во времени скорости и пульсации скорости  $u = \bar{u} + u'$ ,  $v = \bar{v} + v'$ ,  $w = \bar{w} + w'$ .

Для плоского одномерного потока  $\bar{u} \neq 0$ ,  $u' \neq 0$ ,  $\bar{v} = 0$ ,  $v' \neq 0$ ,  $\bar{w} = 0$ ,  $w' = 0$ .

Соответственно,  $\tau_{ij} = (\overline{u'^2}, -\overline{u'v'})^T$

# ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

Методика обработки экспериментальных данных должна выглядеть следующим образом, исходя из сохранения набора интегральных термодинамических свойств потока ( $G$ ,  $I_0$ ,  $S$ ,  $\Phi$ ) для реального и приведенного к одномерному стационарному потоков:

1. Производится осреднение по времени измеряемых параметров потока  $P$ ,  $P_0$ ,  $T_0$ ,  $\square\square\square$  (давление-статическое и полное, полная температура и квадрат пульсации скорости в общем случае по трем компонентам, т.е. через определение кинетической энергии турбулентности) по многоточечным приемникам-гребенкам. В типичном случае потоков в ГТД компонентами скорости, кроме маршевого направления потока массы, можно пренебречь.

2. Определяются местные осредненные плотности тока по осредненным по времени параметрам  $\square\square$  и  $\square\square\square$  (посредством газодинамической функции  $\pi(\square)$ ). Здесь же по известным соотношениям для изоэнтропического потока определяются местные статическая температура, плотность и скорость потока.

3. Определяются местные осредненные расходы газа ( $dG$ ) по осредненной по времени плотности тока и площади условной «струи тока»  $dF$ .



# ОСРЕДНЕНИЕ НЕОДНОРОДНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПОТОКОВ В ТУРБОМАШИНАХ С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ИХ КПД

1. Определяется суммарный расход газа:

$$G = \sum dG, \quad (F = \sum dF).$$

2. Определяется осредненная по расходу полная температура газа из условия сохранения полной энтальпии:

$$T_0 = (1/c_p G) \sum i_0 dG.$$

3. Определяется осредненная по расходу пульсационная составляющая импульса потока  $\Phi'$  (аналог тензора вязких напряжений) из условия сохранения потока энтропии, а именно:

$$\Phi' = \Phi'_{\text{оср}} + \Phi'_{\text{пульс}}$$

4. Определяется осредненная по расходу скорость потока из условия сохранения количества движения (импульса) с учетом пульсаций скорости:

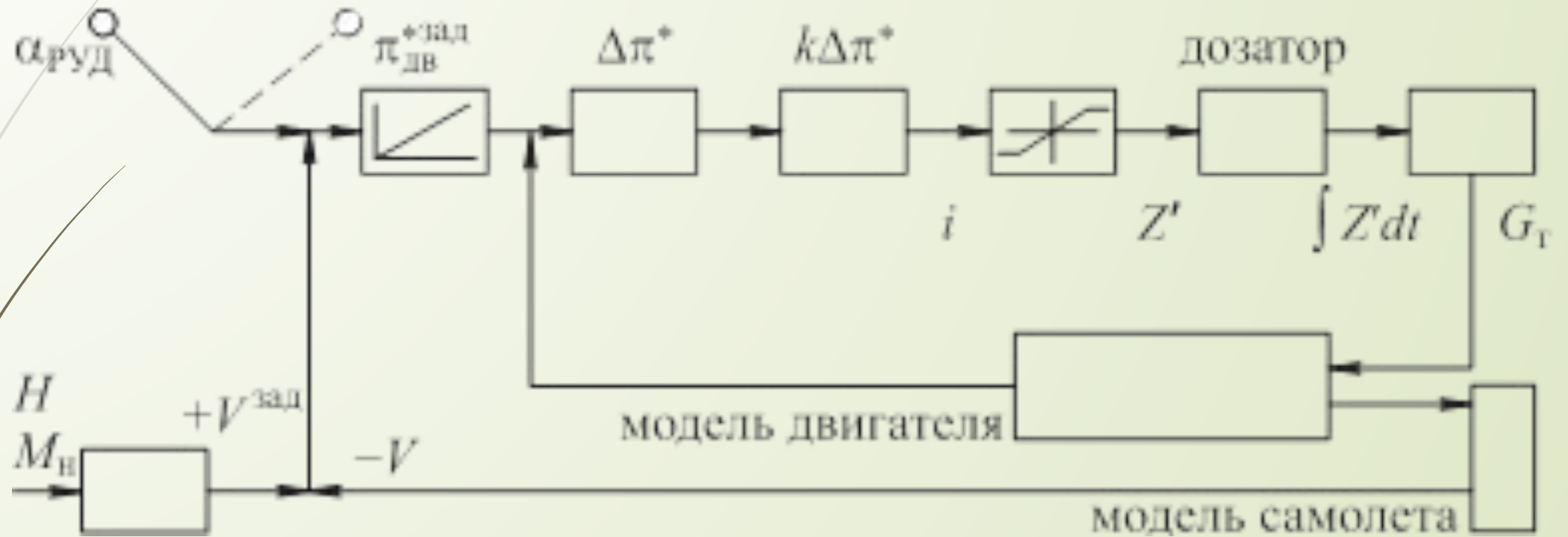
$$\rho \Phi'_{\text{оср}} + \rho \Phi'_{\text{пульс}} = \sigma (\Phi'_{\text{оср}} + \Phi'_{\text{пульс}})$$

при этом должно выполняться равенство

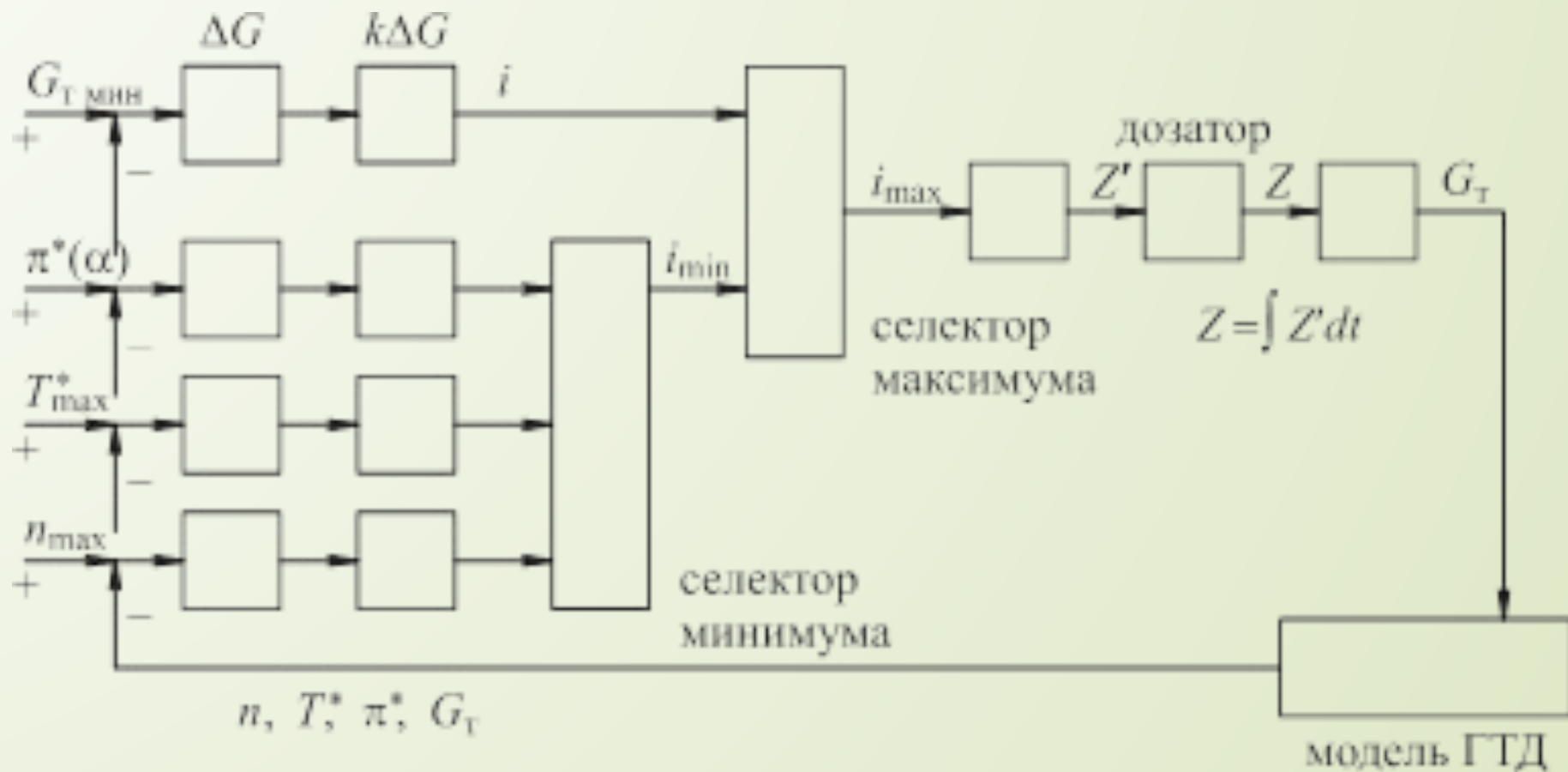
$$\rho \Phi'_{\text{оср}} = G$$

5. Определяется осредненное полное давление по расходу и осредненным полной температуре и скорости потока по формуле (1).

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ : (контур управления скоростью полета самолета)



## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ : (многоконтурная система управления двигателем по измеряемым параметрам)



# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ (со встроенной математической моделью двигателя)

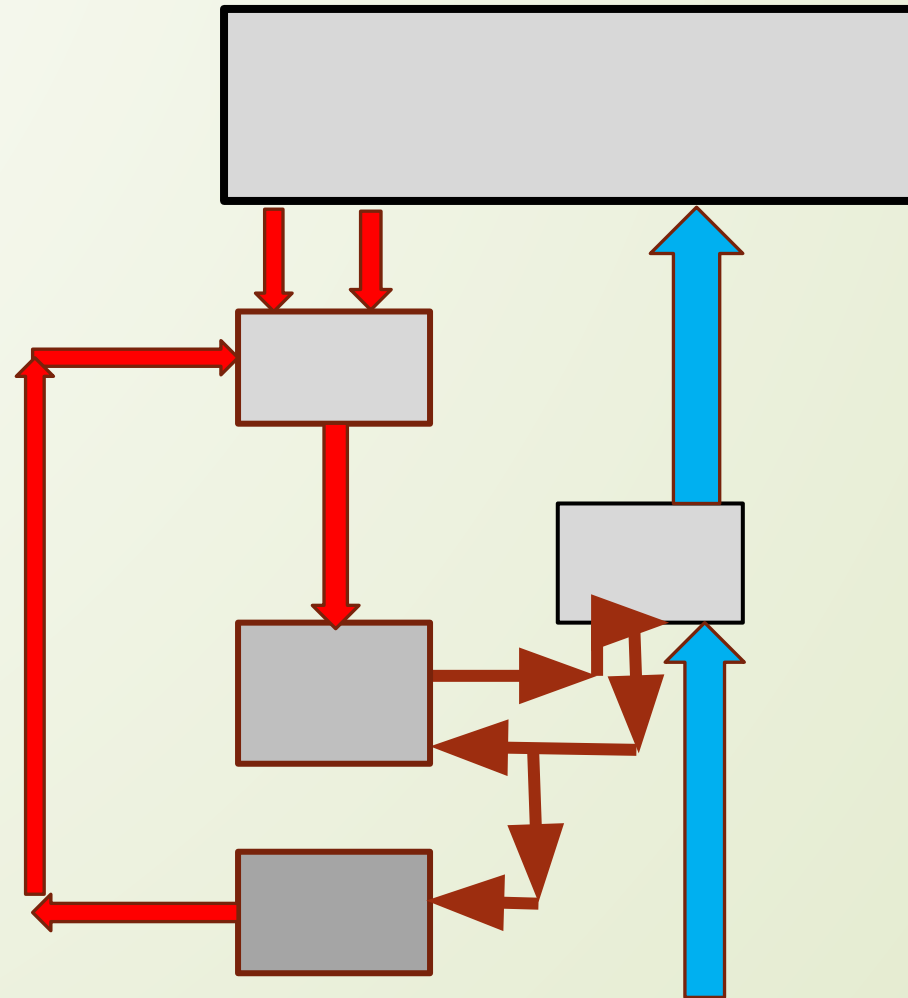
□ Двигатель

□ СВК

□ ДИ

□ САУ

□ ВММ



# ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ДВИГАТЕЛЯ

## Задачи:

а) определение отклонений неизмеряемых параметров (кпд узлов, площади проходных сечений и т.д.) в эксплуатации и диагностика деградирующего узла;

б) коррекция ВММ двигателя при изменении его состояния.

Метод: решение системы линейных уравнений (ММ первого уровня) с помощью матрицы коэффициентов влияния, полученной на ММ второго уровня.

Метод основан на идентификации математической модели ГТД по результатам измерения газодинамических параметров путем **минимизации суммы квадратов разности между параметрами математической модели и реального ГТД, т.е. минимальной дисперсии между математическим ожиданием (ММ) и измеренным отклонением параметра от ММ.**

## ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ДВИГАТЕЛЯ

$$P_{ij} = P_{ij_0} + \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \delta x_1 + \dots + \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \delta x_k$$

Здесь  $P_{ij}$  – измеренное значение контролируемого параметра,  $P_{ij_0}$  – модельное значение контролируемого параметра,  $i$  – номер (индекс) контролируемого параметра,  $j$  – номер измерения контролируемого параметра,  $\frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k}$  – **коэффициенты влияния** относительного

изменения независимых переменных  $x_k$  (площади проходных сечений, КПД) на измеряемые (контролируемые) параметры ( $p, T, n, G$ ), с точки зрения математики формально обозначенные как  $f_{ij} \equiv P_i$ .

Для получения системы нормальных уравнений, решение которой есть изменения независимых переменных, минимизируется разность

$$S = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \delta P_{ij} - \left( \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \delta x_1 + \dots + \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \delta x_k \right) \right]^2, \quad (13.1)$$

где  $m$  – число контролируемых параметров,  $n$  – число измерений каждого параметра,  $\delta P_{ij} = P_{ij} - P_{i0}$ .

**Условиями минимума** является равенство нулю частных производных:

$$\frac{\partial S}{\partial \delta x_1} = \dots = \frac{\partial S}{\partial \delta x_k} = 0,$$

где после дифференцирования (13.1)

$$\frac{\partial S}{\partial \delta x_i} = 2 \left[ \begin{matrix} \phantom{0} \\ \phantom{0} \end{matrix} \right] \cdot \left[ \begin{matrix} \phantom{0} \\ \phantom{0} \end{matrix} \right]',$$

где  $\left[ \begin{matrix} \phantom{0} \\ \phantom{0} \end{matrix} \right]' = \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_i}$ . Аналогично для всех  $\frac{\partial S}{\partial \delta x_k}$  записываем

соответствующие равенства.

Система нормальных уравнений имеет вид:

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \right] \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \right] \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \right] \delta P_{ij},$$

☒ ☒ ☒

$$\sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_1} \right] \delta x_1 + \dots + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \right] \delta x_k = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n \left[ \frac{\partial f_{ij}}{\partial x_k} \right] \delta P_{ij}.$$

## ПРИМЕР ТАБЛИЦЫ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВЛИЯНИЯ ОТКЛОНЕНИЙ НЕИЗМЕРЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ИЗМЕРЯЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ (ПС-90А, $n_{вд} = \text{const}$ , -1%)

Влияние неконтролируемых параметров на измеряемые

$n_{вд} = \text{const}$	Коэффициент влияния, %						
	$T_{СА}$	$P_{КНД}$	$P_K$	$G_T$	$n_{нд}$	$T_T$	$T_K$
$F_{СА\ ТВД}$	-0,14	-0,25	0,75	-0,62	-0,11	-0,35	0,2
$F_{СА\ ТНД}$	0,64	0,62	0,32	1,33	0,47	0,62	0,15
$F_c$	0	0,01	-0,01	0	-0,28	0,15	0
$\eta_{ТКНД}$	0	-0,04	0,13	0,13	-0,03	0,34	-0,06
$\eta_{ТКВД}$	1,19	0,98	0,83	2,78	0,7	1,69	0,21



# **МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ (МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ):**

**применение технологии искусственного интеллекта-  
нейронных сетей.**

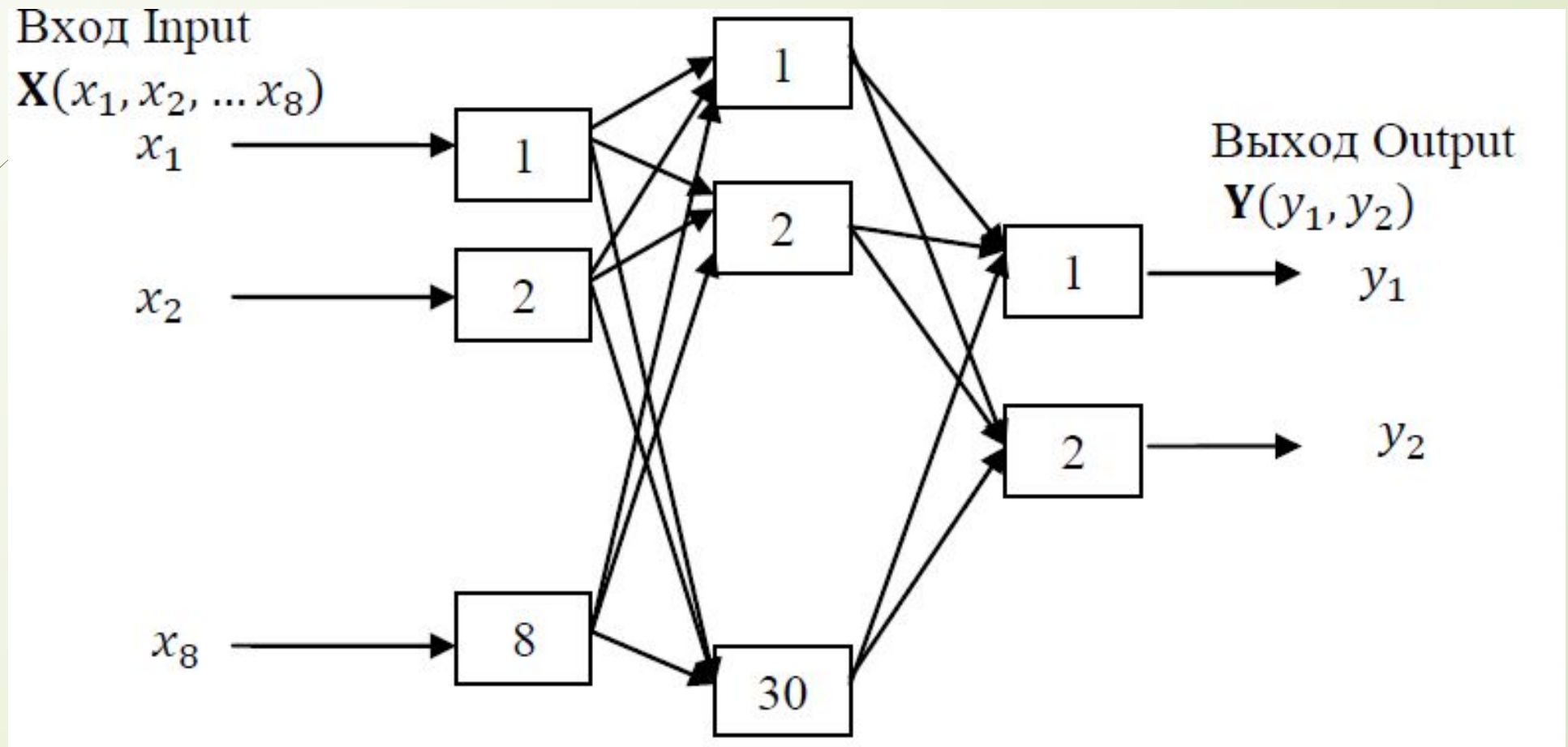
- Модель искусственного интеллекта (нейронная сеть) основана на теореме Колмогорова:**

**«Любая функция многих переменных может быть представлена как суперпозиция функций по каждой из переменных со своим весовым коэффициентом».**

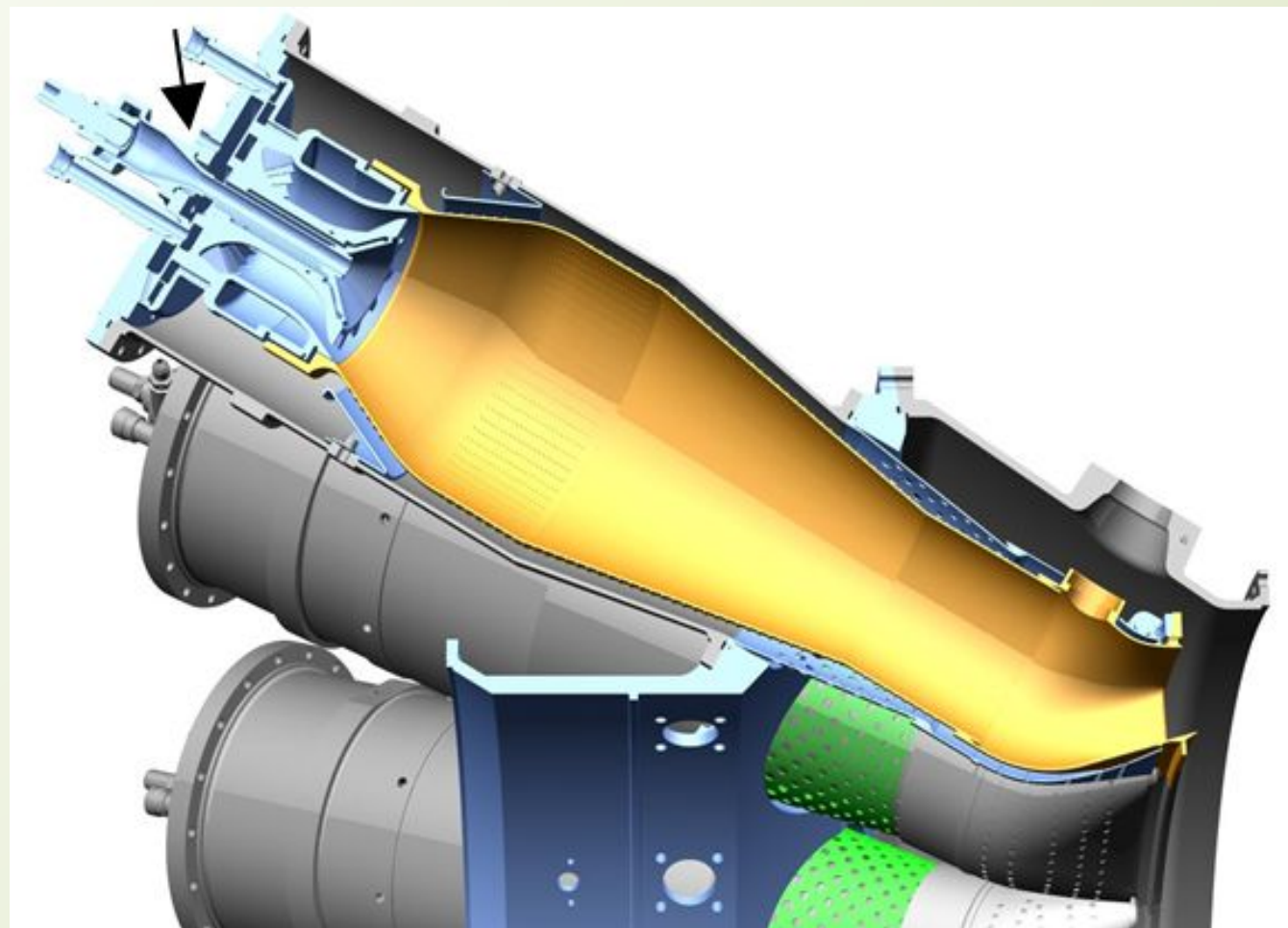
- Графически эта теорема изображается в виде трехслойной (и более) нейронной сети с вектором входа, скрытым слоем и вектором выхода.**
- Решение нахождения оптимального количества нейронов в скрытом слое ищется исходя из минимизации ошибки обучения и ошибки обобщения.**

# МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ:

(применение технологии искусственного интеллекта-  
нейронных сетей-пример нейронной сети для описания эмиссии вредных  
веществ)



# МАЛОЭМИССИОННАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ ГТУ-16П (продольный разрез)





# ВХОДНЫЕ И ВЫХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

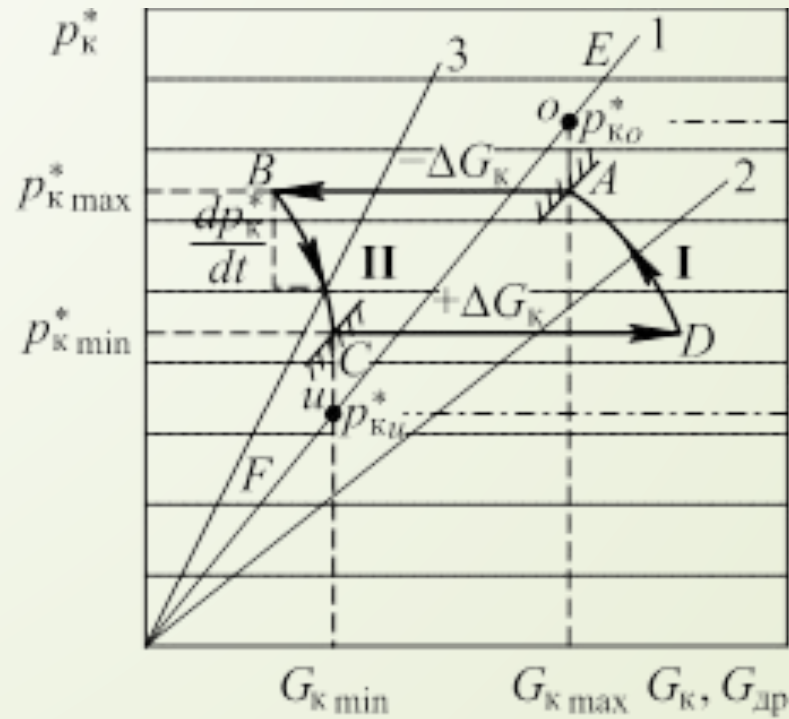
- X1-режим работы,
  - X2-температура воздуха за компрессором,
  - X3-давление воздуха за компрессором,
  - X4-расход воздуха,
  - X5-расход топлива
  - X6-температура газа,
  - X7-амплитуды пульсаций при частотах 200-400 гц,
  - X8-доля топлива в пилотной (диффузионной) горелке.
- 
- Y1-концентрация NO<sub>x</sub>,
  - Y2-концентрация CO

# МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СРЫВА И ПОМПАЖА КОМПРЕССОРА

## □ Физические основы помпажа.

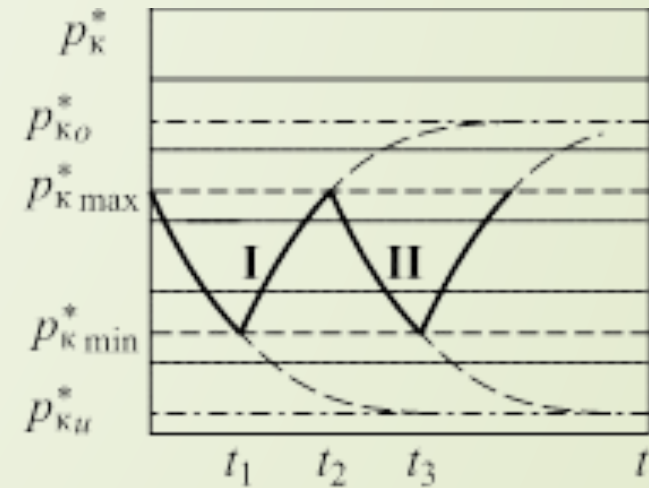
Помпаж – это газодинамически неустойчивый автоколебательный режим работы компрессора и его сети, характеризующийся сильными низкочастотными (10–15 Гц) колебаниями параметров (давления, температуры, расхода воздуха) по всей проточной части двигателя. Помпаж сопровождается срывами потока значительной интенсивности в ступенях компрессора и периодическими выбросами сжатого в компрессоре воздуха во всасывающую систему. Эти выбросы порождают встречные ударные волны, которые создают пульсирующий шум значительной интенсивности. Рассмотрим физический механизм этого явления с использованием характеристики компрессора

# ИЗОБРАЖЕНИЕ ПОМПАЖА (СРЫВА) НА ХАРАКТЕРИСТИКЕ КОМПРЕССОРА

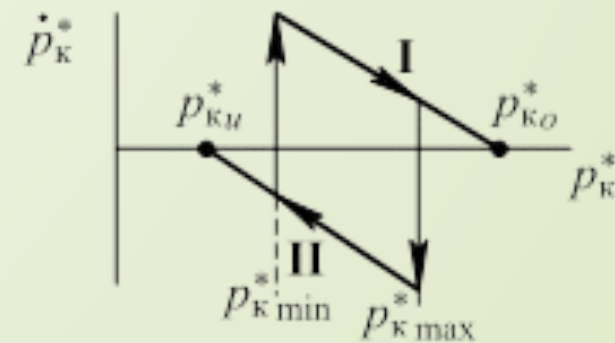


III – граница потери ГДУ  
 IV – граница восстановления ГДУ

a

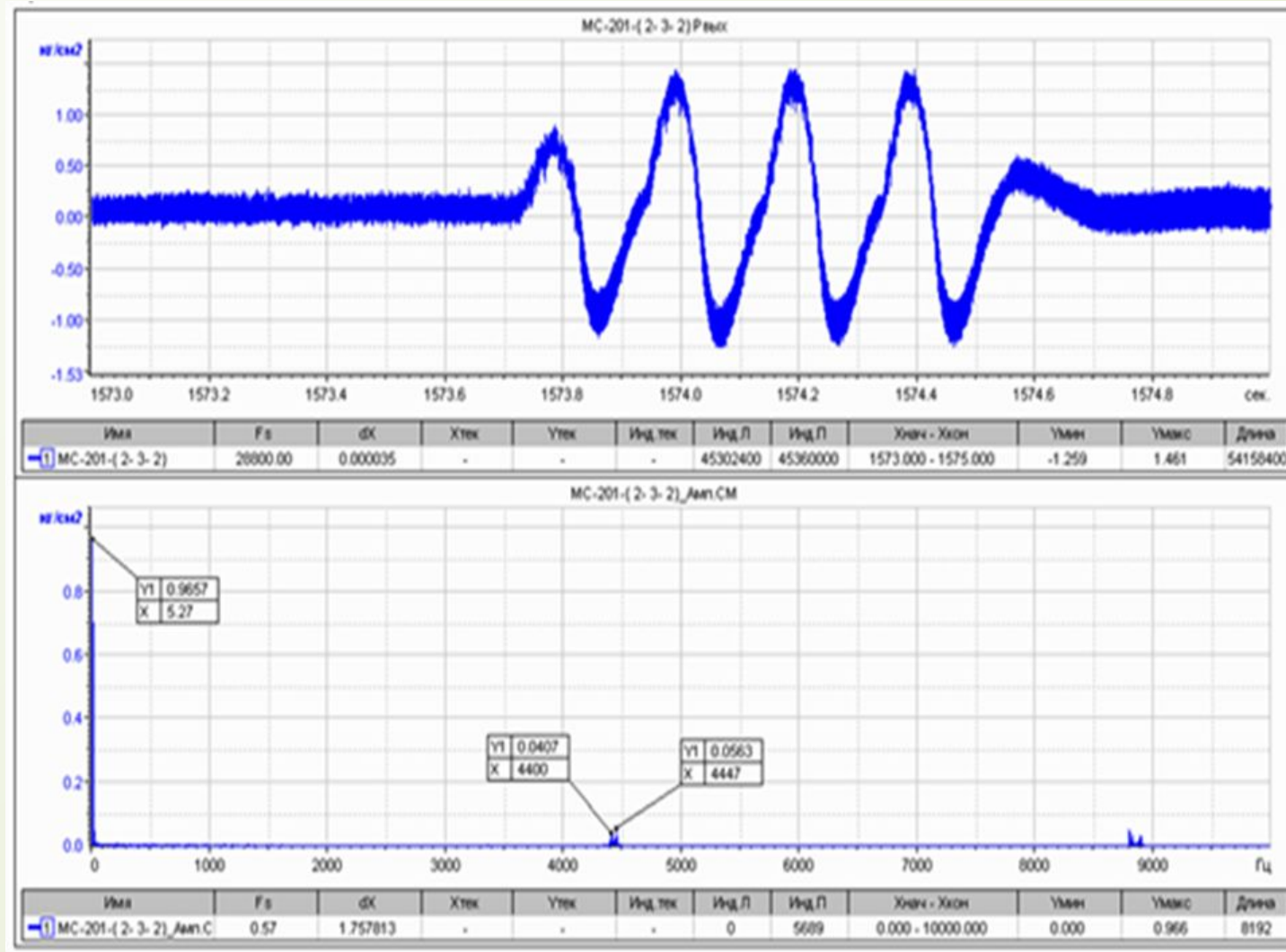


б



в

# ИЗОБРАЖЕНИЕ ПРОЦЕССА ПОМПАЖА ВО ВРЕМЕННОЙ И ЧАСТОТНОЙ (6 Гц) ОБЛАСТЯХ



# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

- Газовоздушный тракт (ГВТ) газотурбинного двигателя (ГТД) представляет собой пространство, наполненное рабочим телом с упругими свойствами. Основной динамической характеристикой свойств ГВТ является инерционность газовоздушного столба, зависящая от его длины. В результате в случае возникновения возмущения давления или скорости потока в тракте газовоздушный столб начинает колебаться в продольном и поперечном направлениях относительно равновесного положения (в том числе и при движении газа; в этом случае колебательное движение складывается с основным) , так как при возникновении разницы давления в различных сечениях ( $dp/dx \neq 0$ ) столб «проскакивает» точку равновесия ( $dp/dx = 0$ ) при возмущении за счет инерции массы рабочего тела (при  $dp/dx=0$   $dw/dx=0$ ,  $w \neq 0$ ) и начинает обратное движение.
- Существуют три формы колебаний газовоздушного столба:
  - продольные,
  - тангенциальные,
  - радиальные, или круговые.



## МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

В качестве математической модели ГВТ будем рассматривать цилиндрическую трубу длиной, равной длине ГВТ или его элементов (компрессор, камера сгорания и т.п.). Существуют три типа граничных, или краевых условия (заранее определенных значений) параметров давления и скорости потока для такой модели, а именно:

- труба, открытая с обоих концов, в краевых сечениях которой  $\delta p=0$ ,
- труба, закрытая с одного конца и открытая с другого,  $\delta v=0$ ,  $\delta p=0$ ,
- труба, закрытая с обоих концов,  $\delta v=0$ .
- Существует еще один тип граничных условий, а именно  $(\rho v)_{кр} = \text{const}$ , характерное для течения со скоростью звука.

Акустические импульсы, одновременно распространяющиеся по течению и против течения, соответственно записывается как

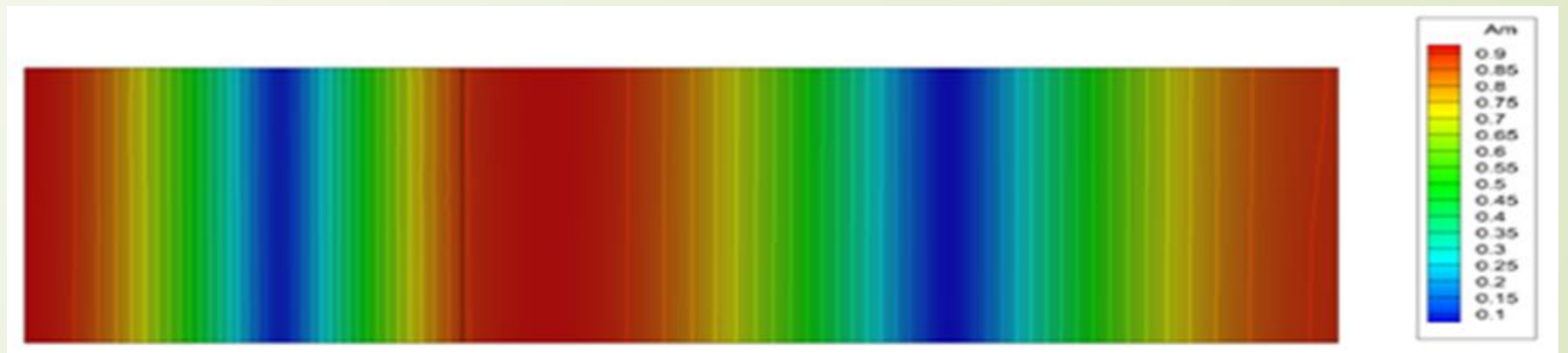
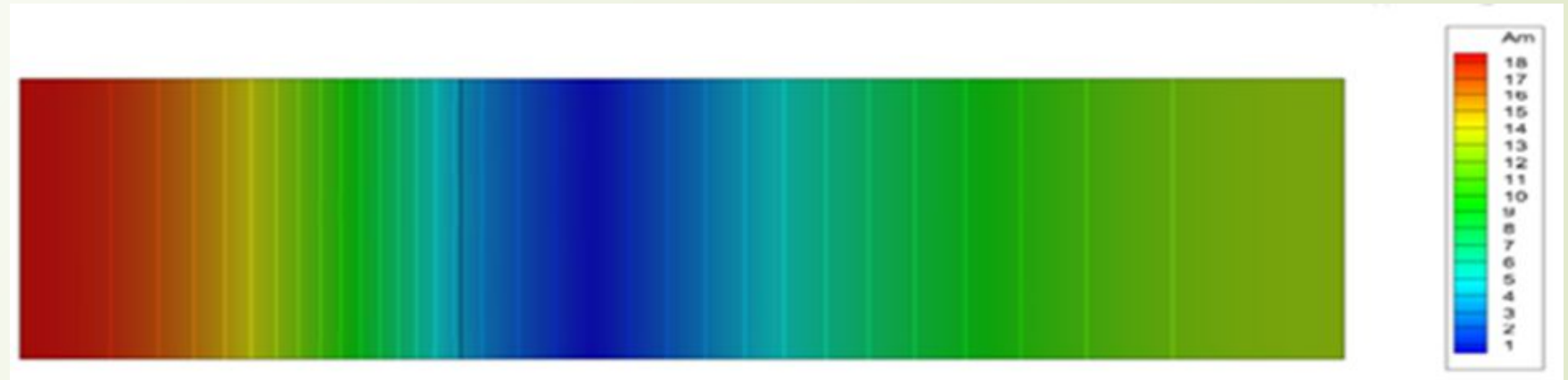
$$U = a \rho \delta v + \delta p$$

$$W = a \rho \delta v - \delta p$$

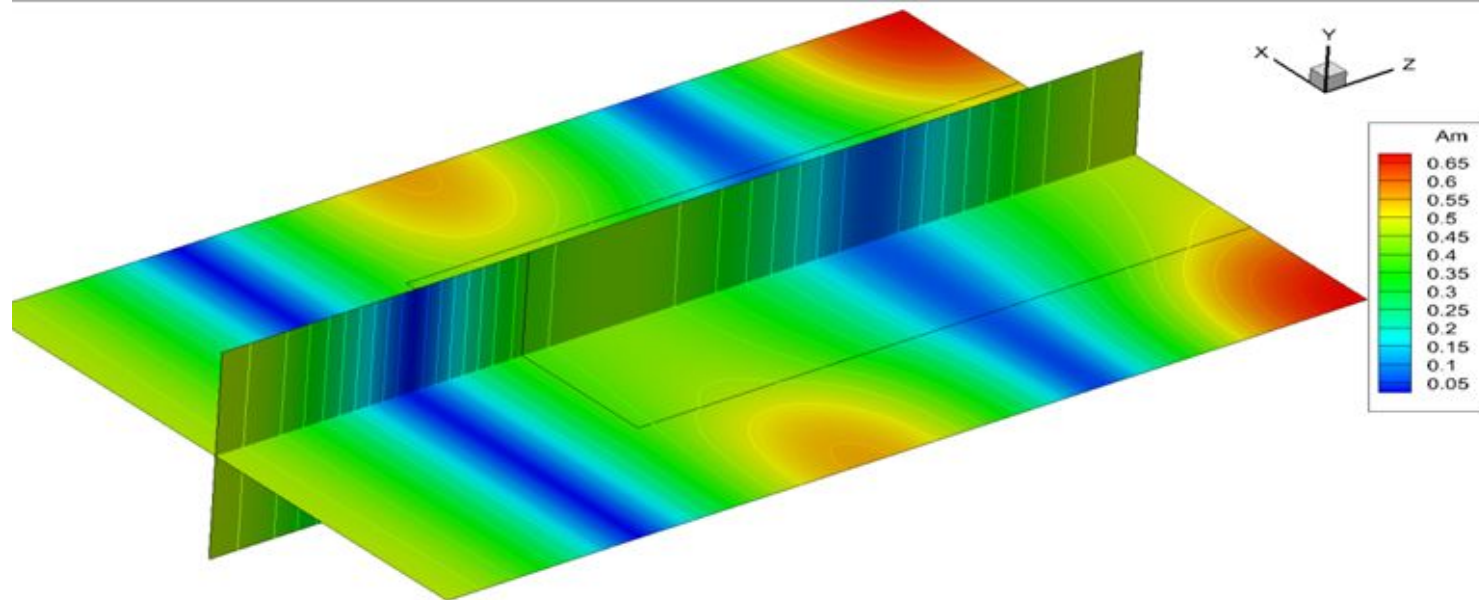
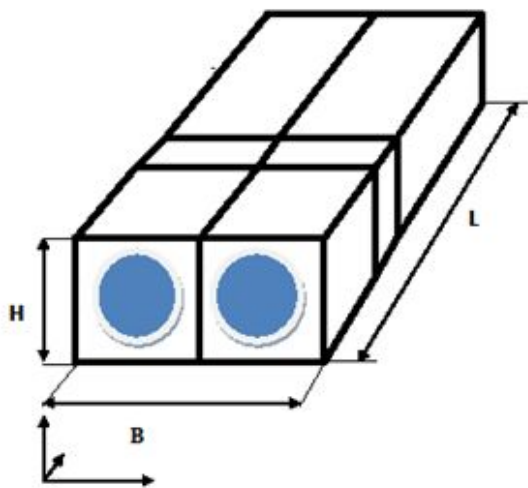
## МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

- Так как частота этих колебаний связана с расстоянием, которое проходит акустический импульс, то наименьшую частоту имеют продольные формы колебаний, а наибольшую-радиальные формы. Также частота колебаний в трубе зависит от типа граничных условий. Для симметричных граничных условий период колебаний первой продольной формы составляет  $T=2L/a(1-M^2)$ , а для несимметричных-  $T=4L/a(1-M^2)$ , что следует из влияния типа граничных условий на знак отраженного акустического импульса (в первом случае импульс проходит две длины до своего воспроизведения, а во втором- четыре длины, так как при отражении от закрытого конца он меняет знак и воспроизводится в первоначальном виде только после второго отражения).
- Как видно из граничных условий, не нарушая их по длине трубы могут реализоваться не только первая продольная форма, но и следующие (2-я, 3-я и т. д.). Особенностью колебаний в трубе с несимметричными граничными условиями является возможная реализация только нечетных форм (1-я, 3-я, 5-я и т.д.). Очевидно, что с увеличением номера гармоники уменьшается амплитуда колебаний, так как уменьшается длина (и масса) колеблющегося столба рабочего тела.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД (стоячая волна: 1-я и 2-я продольные формы)



# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД (2-я продольная и тангенциальная формы)



# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

- Из уравнения движения газа известно, что параметры  $P$  (давление) и  $V$  (скорость) ортогональны, т.е. сдвиг фаз между их колебаниями составляет  $90^\circ$ .
- Обычно колебания представляются в виде круговой диаграммы, вращающейся с угловой скоростью, равной круговой частоте колебаний  $\omega$ , соответствующей частоте колебаний, т.е.  $\omega=2\pi f=2\pi/T$ . На диаграмме такого типа удобно отображать важнейший параметр возбуждения колебаний, а именно фазовый сдвиг между колебаниями параметров и энергетическим источником возбуждения.
- Таким образом, в газоздушном тракте ГТД потенциально возможно возбуждение колебаний или автоколебаний давления и скорости потока при наличии двух условий:
  - наличие сосредоточенных источников возбуждения достаточной амплитуды с частотой, равной собственной частоте ГВТ (акустический резонанс),
  - наличие источников самовозбуждения достаточной амплитуды с частотой, равной собственной частоте ГВТ, и положительной обратной связи, формирующейся в случае реализации требуемой для этого величины фазового сдвига (автоколебания газодинамической или термоакустической природы).



# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

- В случае возникновения акустического резонанса или автоколебаний конструкция двигателя испытывает циклические нагрузки от колебания давления с большой частотой, что в свою очередь приводит к быстрому накоплению циклической усталости и последующему разрушению. Например, при собственной частоте камеры сгорания 1000 гц в случае возникновения регулярных резонансных колебаний давления до разрушения нужно наработать  $10^6$  циклов, т.е 1000 секунд, или около 20 минут.
- Амплитуда установившихся колебаний зависит в большой степени от степени поглощения и рассеивания энергии в колебательном цикле. Для этого в конструкции могут быть предусмотрены поглотители акустической энергии (антивибрационные экраны в камерах сгорания).
- Другими мероприятиями снижения амплитуды колебаний являются рассредоточение по длине и в окружном направлении источника возбуждения (стабилизаторы горения в форсажной камере, неравномерный шаг направляющих аппаратов компрессора), что не только уменьшает амплитуду возбуждения в плоскости теплоподвода, но и сдвигает его фазу за счет конвекции топливовоздушной смеси.



# **МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД**

Рассмотрим типичные случаи возбуждения резонансных (опасных) колебаний в газозвушном тракте ГТД.

Источниками возбуждения колебаний являются:

- **периодический срыв потока с крыла самолета (при установке двигателя в хвосте) или воздухозаборника (например, при сильном боковом ветре на старте);**
- **окружная неоднородность расхода воздуха, подаваемого рабочим колесом компрессора, особенно в сверхзвуковых ступенях;**
- **периодическое изменение тепловыделения в камере сгорания за счет колебания состава смеси (коэффициента избытка воздуха за счет колебания скорости воздуха во фронтном устройстве камеры сгорания или топлива через форсунки за счет колебаний перепада давления подачи и противодействия в топочном пространстве);**
- **периодический срыв потока со стоек за турбиной на дроссельных режимах из-за больших углов атаки, возникающих при отклонении направления потока от осевого на этих режимах.**

# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

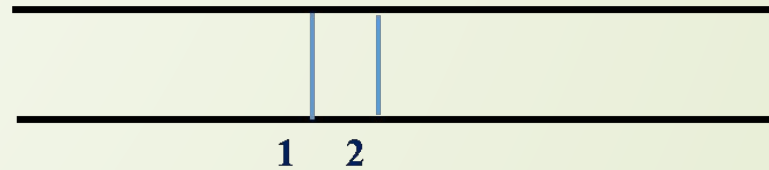
- В случае, если часть ГВТ, расположенная по потоку за источником возбуждения, имеет собственную частоту, равную частоте возбуждения, то возникает вероятность возникновения акустического резонанса или газодинамических и термоакустических автоколебаний.
- Частота возбуждения может быть оценена в случае срыва вихрей числом Струхала  $Sh = lf/w = 0,3$ , где  $l = 0,1b$  ( $b$ -хорда крыла или стойки),  $f$ -частота схода вихрей,  $w$ -скорость потока.
- Окружная неоднородность расхода воздуха, подаваемого рабочим колесом компрессора, генерирует колебания скорости потока с частотой, равной частоте вращения ротора (первая роторная гармоника), а именно  $f = n/60$ , где  $n$ -частота вращения (об/мин).
- Фазовый сдвиг между колебаниями состава топливовоздушной смеси и колебаниями тепловыделения в плоскости теплоподвода определяется как  $\varphi = \omega t$ , где  $\omega = 2\pi f$ , а  $t = l/w$ , где  $t$ -транспортное запаздывание (время переноса сформированного состава смеси во фронтовом устройстве до фронта пламени),  $l$ -расстояние от фронтового устройства до фронта пламени,  $w$ -скорость потока.



# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

Рассмотрим баланс потока (на единицу площади ) энергии движущегося газа в цилиндрической трубе при пересечении области теплоподвода, используя закон сохранения энергии (первый закон термодинамики):

$$E_2 - E_1 = \rho W C_v (T_2 - T_1) + \rho W (W_2^2/2 - W_1^2/2) + (p_2 W_2 - p_1 W_1) = Q + P$$



Здесь первые два члена уравнения характеризуют конвективный перенос внутренней и кинетической энергии массы со скоростью рабочего тела, а третий член ( $pW$ ) характеризует перенос акустической энергии волнами давления с фазовой скоростью (скоростью звука  $[a]$  в неподвижном газе и скоростью  $a+W$  или  $a-W$  в движущемся газе). В правой части - сумма подводимой извне энергии в тепловой ( $Q$ ) и механической ( $P$ ) формах.

Пусть давление, скорость потока и поток тепла  $Q$  имеют гармонические колебательные составляющие  $\delta W_1$ ,  $\delta p_1$ ,  $\delta Q$ , (последняя обусловлена колебаниями состава смеси в области теплоподвода  $\delta \alpha$  ).

# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

Тогда согласно уравнению сохранения импульса при теплоподводе в области 1-2 имеем изменение колебательных составляющих давления и скорости, а именно:

$$\delta p_2 = \delta p_1 - k_1 \delta Q, \quad \delta W_2 = \delta W_1 + k_2 \delta Q$$

Тогда осредненная за период колебаний акустическая энергия, излучаемая областью подвода (отвода) энергии и транслируемая волнами, равна

$$p_2 W_2 - p_1 W_1 = 1/T \int (p_2 + \delta p_2)(W_2 + \delta W_2) - (p_1 + \delta p_1)(W_1 + \delta W_1) dt,$$

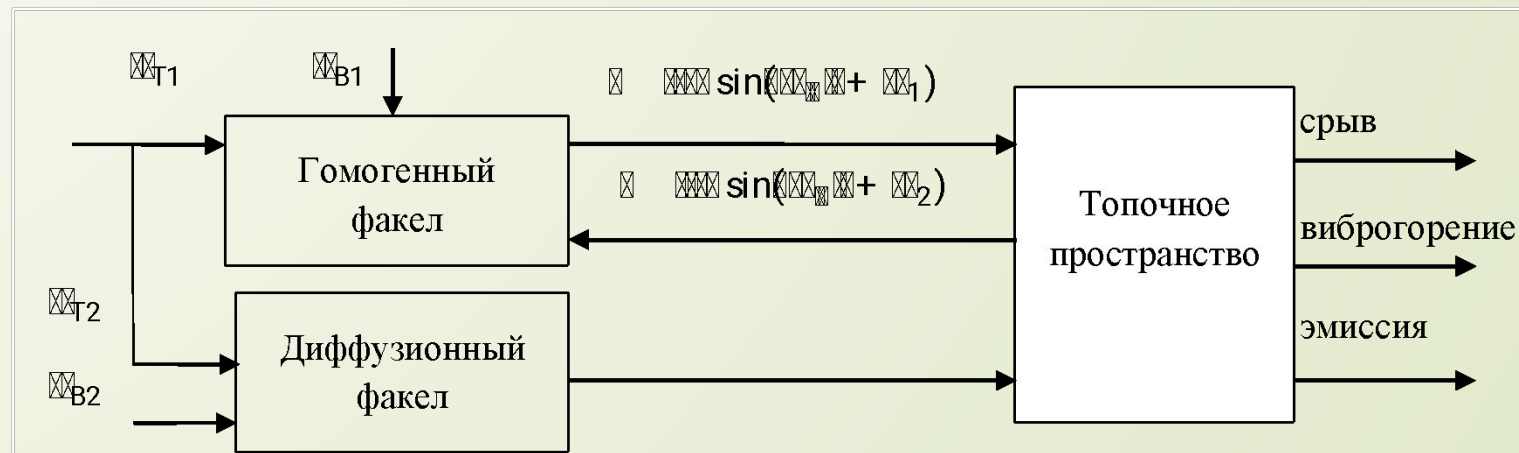
или  $A = 1/T \int (\delta p_2 \delta W_2 - \delta p_1 \delta W_1) dt$ , поскольку интегралы от гармонических функций  $W_2 \delta p_2$  и  $W_1 \delta p_1$  за период колебаний вида  $A \sin \omega t = 0$ .

Таким образом, условие  $A > 0$  (производство акустической энергии - генерация волн давления) реализуется в следующем виде:  $A = k_2 \delta p_1 \delta Q - k_1 \delta W_1 \delta Q - k_1 k_2 \delta Q^2 > 0$ .

Учитывая, что  $k_2 \gg k_1$ , и второй порядок малости  $\delta Q^2$ , получим критерий Рэля: термоакустические колебания возникают, если скалярное произведение векторов колебательных составляющих  $A = k \delta Q \delta p \cos \psi > 0$ , т.е.  $\psi < \pi/2$

# МОДЕЛИРОВАНИЕ КОЛЕБАТЕЛЬНЫХ ПРОЦЕССОВ В ГАЗОВОЗДУШНОМ ТРАКТЕ ГТД

Итак, существует общий критерий (критерий Рэлея) возникновения термоакустических автоколебаний в камерах сгорания: Если между колебательной составляющей тепловыделения и колебательной составляющей давления фазовый сдвиг по абсолютному значению менее  $\pi/2$ , в системе возбуждаются акустические колебания, если этот сдвиг заключен между  $\pi/2$  и  $\pi$ , то акустические колебания гасятся. Иначе: « если теплота сообщается воздуху в момент наибольшего сжатия или отнимается от него в момент наибольшего разрежения, то это усиливает колебания».



# УРОВНИ ГОТОВНОСТИ И РИСКА ПРОЕКТА

№ п/ п	Уровень готовности	Уровень риска %%
9	В реальной системе в эксплуатации	10
8	Сертифицирована	20
7	Демонстрация в прототипе системы в полете	30
6	Демонстрация в системе в рабочих условиях	40
5	В узле в рабочих условиях (стенд. ГГ)	50
4	В узле в лабораторных условиях	60
3	Экспериментально подтверждена концепция	70
2	Сформулирована концепция технологии	80
1	Базовые принципы проверены и опубликованы	90
0	Не сформулирована концепция—	100



## Clean Sky today:

# Unique Public-Private-Partnership in Aeronautics

Focused on environmental goals: CO2, noise, Nox



### Europe's largest Aeronautics Research Programme ever

- €1.6B value, split 50/50 between the Commission (cash) and Clean Sky members and partners (in kind)
- Start February 2008; running up to 2017
- Over 50% of the work achieved(end 2012)
- More than 500 participants



# From Technology to Demonstration



Integrating breakthrough technologies into full-scale demonstrators...

[www.cleansky.eu](http://www.cleansky.eu)

...preparing the next generation of aircraft

## Risk Reduction



# One programme, through diversity of demonstrators

One programme, with a set of consistent targets, a common approach, cross-links between technological platforms, global management and governance

6 platforms  
20 large demonstrators  
100 key technologies



2012

Large engine, advanced low pressure spool

2015  
Ground test



2015  
Regional Aircraft  
More electric systems



2015

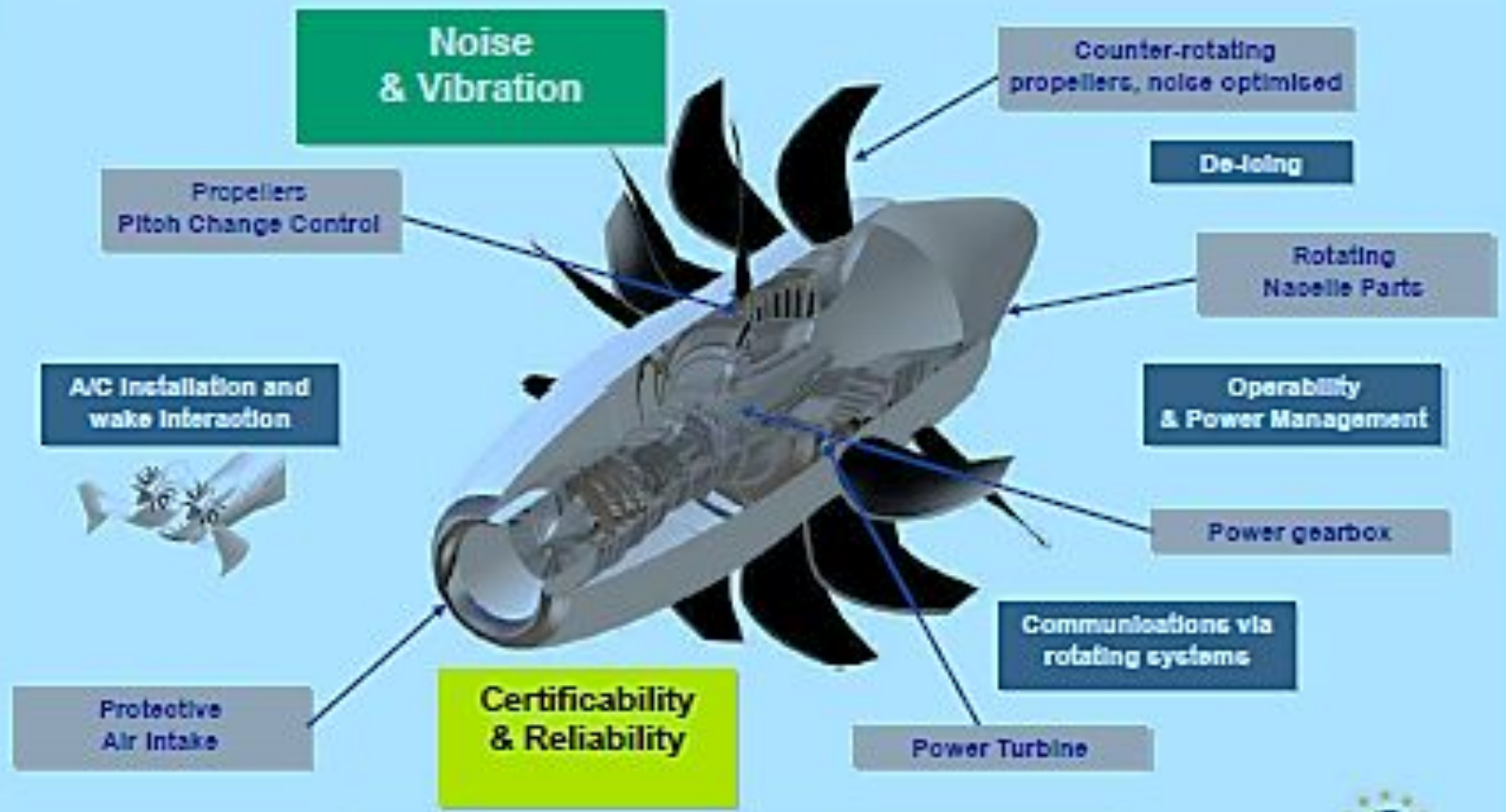
High Speed Demonstrator for passive laminar-flow wing technologies

Diesel powered light helicopter

2014



# Propulsive efficiency: Contra-Rotating Open Rotor – Concept Challenges



First ground test before end 2015





# Drag reduction: laminar wing

## Design of an all new natural laminar wing

- Proof of natural laminar wing concept in wind tunnel tests
- Use of novel materials and structural concepts
- Exploitation of structural and system integration together with tight tolerance / high quality manufacturing methods in a large scale ground test demonstrator
- Large scale flight test demonstration of the laminar wing in operational conditions

Laminar Wing Ground test demonstrator to address structural, system and manufacturing aspects

Starboard wing

Laminar wing structure concept option 1

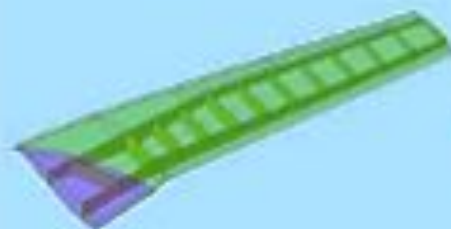


Port wing

Laminar wing structure concept option 2



Laminar Wing aerodynamic layout and performance





## Lift increase: Smart propeller blades

### - **3D-Optimized Blade**

Blade design for improved performances (stall alleviation, increased lift and reduced drag)

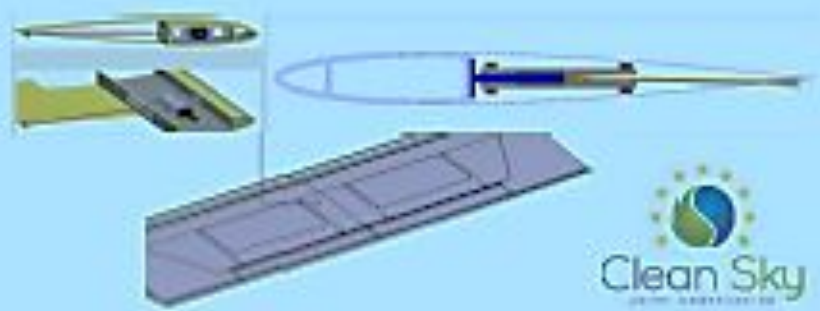
- ✓ TRL 5/6 to completion  
(ground test demonstration)



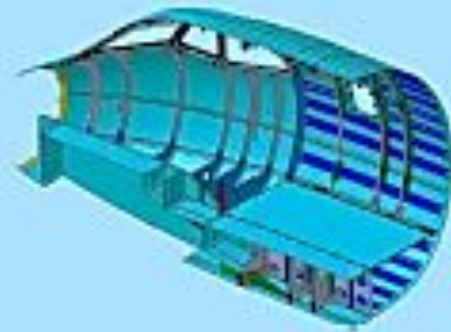
### - **Active Gurney Flap rotor**

Active device (Gurney Flap) actuated once per revolution and blended into blades: lift increased and reduced power

- ✓ Both model scale & full scale tests under preparation
- ✓ Flight test 2014 (TRL6)

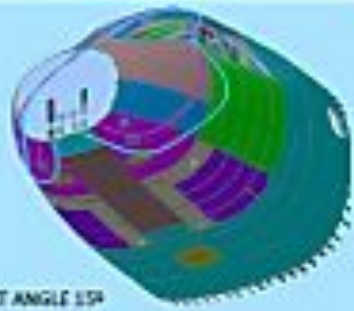


# Weight reduction: Composite structures

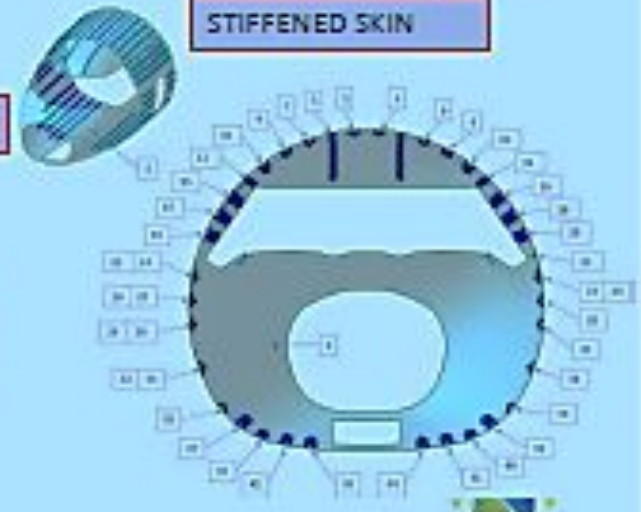


STIFFENED SKIN

BIRD STRIKE SKIN SENSITIVITY



— IMPACT ANGLE 15°  
— IMPACT ANGLE 30°



# Mission optimisation: MultiCriteria Departure Procedure

## Objective

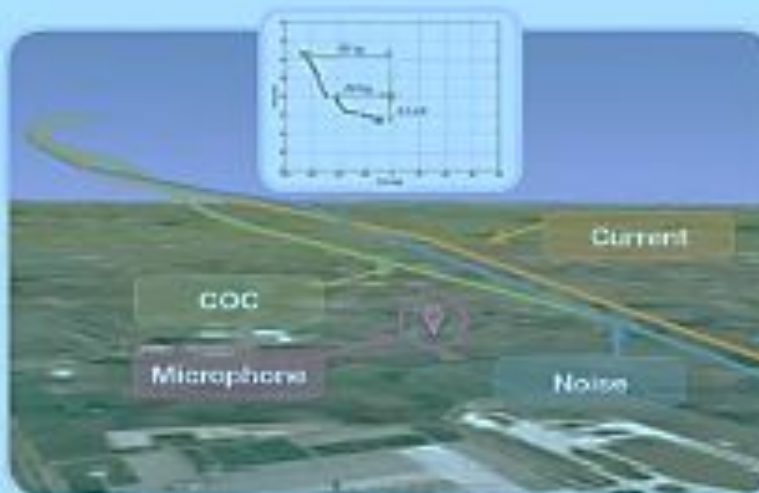
- ✈️ Multi-Criteria Departure Procedure (MCDP):
  - Consistent with OPS 1.235 ("Noise Abatement Procedures")
  - Use of already certified aircraft systems
  - Investigate cash operating costs savings and environmental impact mitigation via adequately designed procedure

## Concept

- ✈️ Tailor parameters relative to take-off airborne phase
  - Regulatory performance (TOW, TRLEX...) remains an input
  - Available parameters: Reduction alt, Acceleration alt, CAS, power setting
  - Adaptation to TOW, A/C performances, atmospheric conditions...

## Benefits

- ✈️ **Environmental**  
Reduction of noise on sensitive areas
- ✈️ **Economical**  
Reduction of fuel burn  
• minimization of CO<sub>2</sub> (Cash Operating Costs)
- ✈️ **Airline policy**  
Fitting to airline policy (cost, green image...)



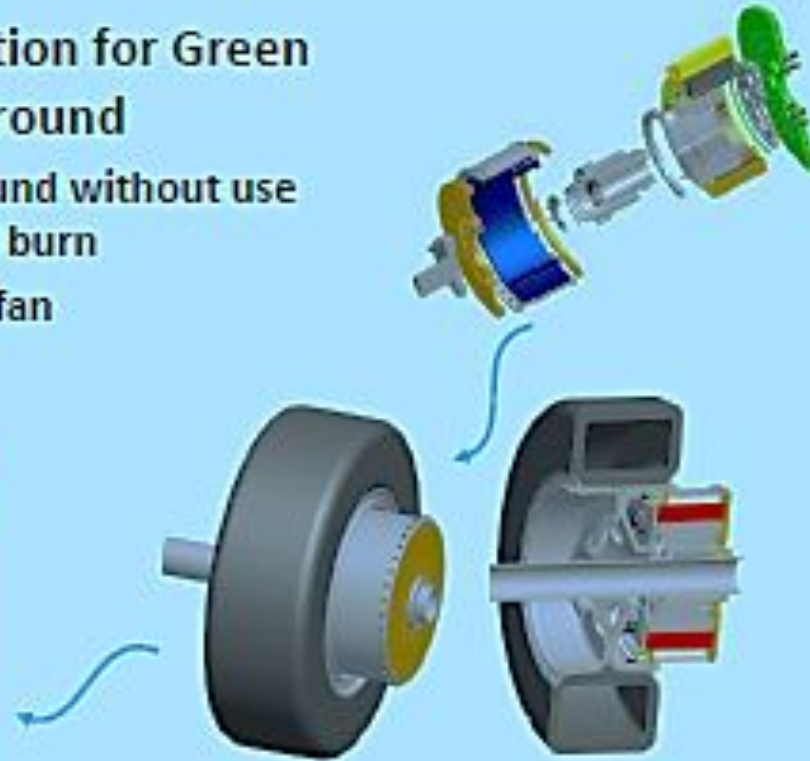
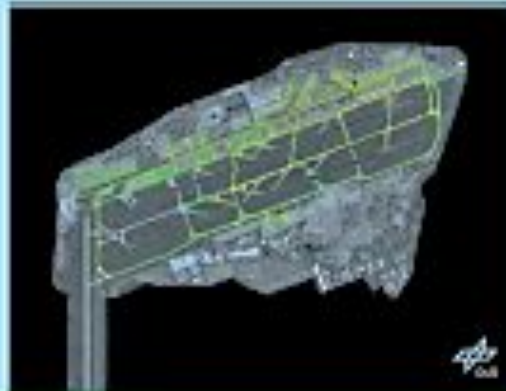
## Applications

- ✈️ All new aircraft
- ✈️ New criteria compatibility (engine wear, NO<sub>x</sub>...)

MCDP : CO<sub>2</sub>, Nox, Noise reductions in departure phase

## Mission optimisation: Electric taxiing

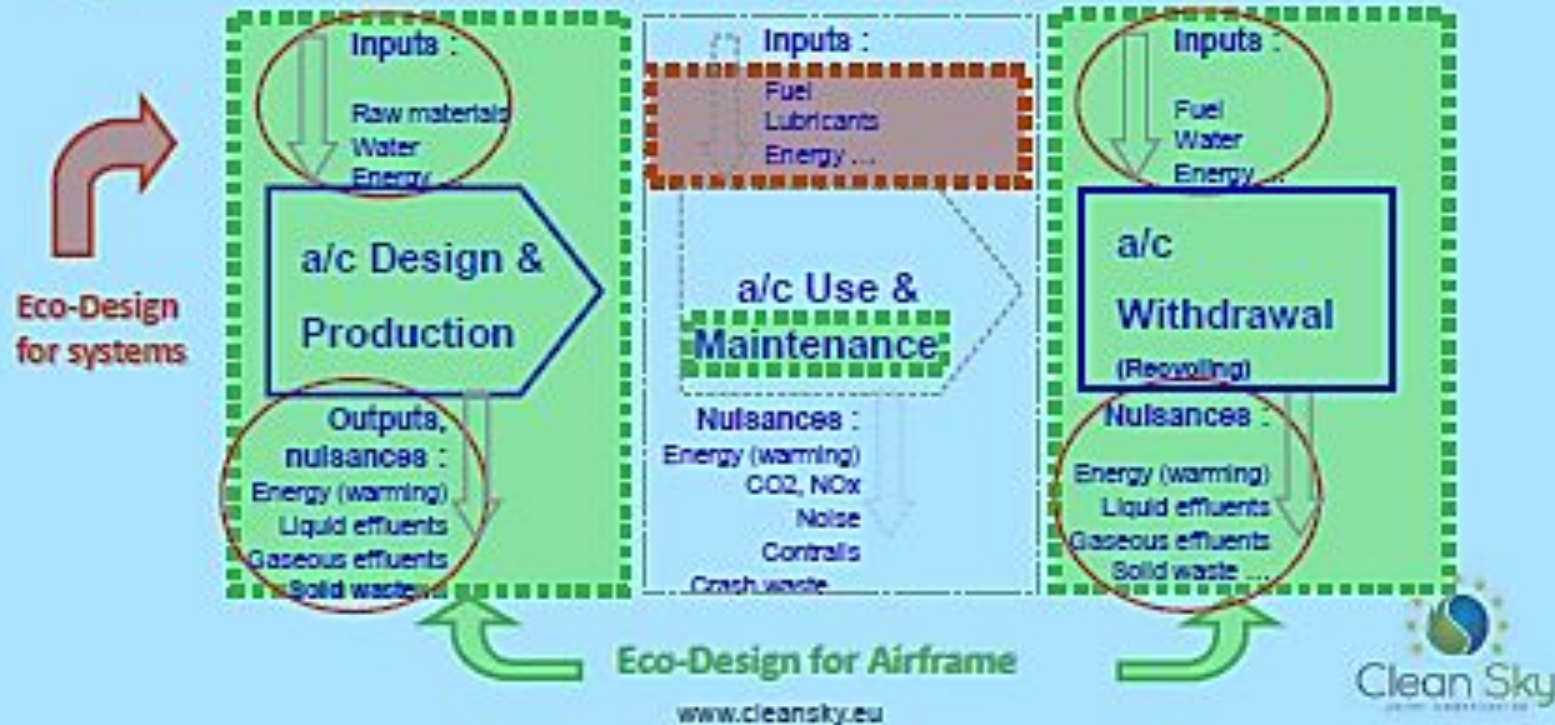
- Provide innovative solution for Green Aircraft Operation on Ground
  - Autonomous taxi on ground without use of engines to reduce fuel burn
  - Low noise brake cooling fan



Up to 4% fuel burn reduction for short-haul flights with electrical taxiing

# Eco-Design

- To design airframe for decreasing inputs, outputs and nuisances during a/c design & production and withdrawal phases: **for Airframe Application (EDA)**
- To design architectures of a/c systems, towards the more/all electrical a/c, with the objective of reducing use of non-renewable and noxious fluids/ materials during operations and maintenance: **for Systems Application (EDS)**





## Technology Evaluator 2012 Showing Progress to the goals


Clean Sky Concept Aircraft	Noise area (take off)	CO <sub>2</sub>	NO <sub>x</sub>
Low Sweep Biz-Jet (Innovative Empennage)	-68%	Up to -32%	Up to -28%
High Sweep Biz-Jet	-36%	-22%	-26%
TP90 (Regional Turbo-prop)	-48%	Up to -23%	Up to -43%
GTF130 (Regional Jet – Geared Turbo-fan)	-75%	Up to -23%	Up to -46%
Short-Medium Range / CROR Engine	Up to -37%	Up to -30%	N/A
Long Range / 3-shaft Advanced Turbo-fan	Up to -28%	Up to -20%	Up to -21% <sup>1</sup>
Single Engine Light	-47%	-30%	-76%
Twin Engine Light	Up to -53%	-26%	-74%

<sup>1</sup> This estimate excludes any SAGE6 'Lean Burn' benefits which should lead to up to 55% NOx reduction in total



## Meeting the Challenges set in Horizon 2020

- **Creating resource efficient transport that respects the environment:**  
Finishing the job for reaching ACARE 2020 targets beyond CS1 contribution, and paving the way for the 2035 intermediate step of the new Strategic Research and Innovation Agenda
- **Ensuring safe and seamless mobility:**  
With a global ATS vision, improve the use of small airports, bring new means to the air transport capabilities, provide for faster connections
- **Building industrial leadership in Europe:**  
Facing the new competitors through innovation – strengthening the whole European supply chain.



*Enhancing and leveraging innovation capability across Europe, with a strong emphasis on SME participation*



## Big technical challenges, with bigger ones still ahead

### Reduce perceived external noise by

- 50% by 2020
- 65% by 2050

### Reduce NO<sub>x</sub> emissions by

- 80% by 2020
- 90% by 2050

### Reduce fuel consumption and CO<sub>2</sub> emissions by

- 50% by 2020
- 75% by 2050

Vision 2020 and Flightpath 2050 targets are for new aircraft technology relative to 2000 performance

