

## **ФОРМИРОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНОГО И ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЗАТУРБИННОГО ДИФFUЗОРА**

### **Введение**

Одним из возможных новых перспективных направлений развития авиационной отрасли Украины является создание двигателей для самолетов военного назначения. Однако чрезвычайно высокая конкуренция на мировом рынке двигателей для боевых самолетов, многократно усиленная сокращением расходов на новую технику при значительном росте ее стоимости, не позволяет рассчитывать на получение успешных результатов за короткое время. Более перспективным представляется создание двигателей для учебно-тренировочных и легких боевых самолетов (УТС и ЛБС). Это обусловлено прежде всего тем, что использовавшиеся ранее для обучения пилотов реактивные самолеты типа L-39, L-59 (Чехия), Hawk (Великобритания), T-34 (США), T-37 (Франция) по своим аэродинамическим характеристикам значительно отстали от тех боевых самолетов, для эксплуатации которых готовятся пилоты. В настоящее время они замещаются самолетами нового поколения, аэродинамические характеристики которых существенно приближены к характеристикам боевых самолетов. Таким образом, проблема создания и доводки высокоэффективного двигателя для учебно-боевых самолетов является чрезвычайно актуальной, так как этот тип двигателей востребован современным рынком, а вследствие универсальности двигателя его востребованность устойчива к изменению авиационного рынка. В Украине практически отсутствует опыт таких разработок, а информация о мировом опыте в значительной мере недоступна. В работах [1-3] показано, что наиболее эффективным является создание не отдельного двигателя с заданными параметрами, а семейства турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД), обеспечивающего обозначенный сектор рынка учебных и легких боевых самолетов. В состав этого семейства входят двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ).

Проблема создания форсажной камеры сгорания (ФКС) является новой для украинских двигателестроителей. Вследствие специфической области применения соответствующих двигателей вопросы расчета и конструирования форсажных камер мало освещены в доступной литературе. Это и определило актуальность выполнения соответствующих исследований, некоторые результаты которых представлены в данной работе.

## Требования к форсажным камерам сгорания

Форсажная камера сгорания должна соответствовать требованиям технического задания (ТЗ) на двигатель и действующей нормативной документации со всеми изменениями и дополнениями, введенными в действие к моменту утверждения технического задания.

В процессе проектирования конкретного двигателя на основании ТЗ на разработку двигателя разрабатывается ТЗ на форсажную камеру сгорания, в котором определяются требования к её основным характеристикам, технологичности, ремонтпригодности и другим признакам качества, а также требования к смежным узлам и системам со стороны ФКС.

Конструкция ФКС должна обеспечивать:

- надежную и безопасную эксплуатацию двигателя в системе летательного аппарата;
- соответствие требованиям всеклиматического исполнения;
- надежный розжиг форсажной камеры во всех условиях эксплуатации двигателя при минимальном времени розжига ФКС;
- исключение перегрева лопаток турбины при включении и выключении форсажа;
- статическую и динамическую работоспособность ФКС (устойчивость процесса горения) во всем диапазоне высот и скоростей полета при любых предусмотренных режимах работы двигателя и эволюциях самолета;
- устойчивую работу в заданных пределах изменения коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  при одновременном изменении температуры, давления, скорости, концентрации кислорода и других параметров на входе в ФКС;
- отсутствие вибрационного горения во всём диапазоне эксплуатационных режимов, появление которого ведет к разрушению элементов двигателя;
- нормальную работу турбокомпрессора при работе форсажной камеры сгорания на стационарных и переменных режимах работы, при включении–выключении форсированных режимов, при подключении–отключении форсажных коллекторов;
- ограничение величины прироста тяги при включении режима минимальный форсированный;
- заданный диапазон увеличения температуры рабочего тела;
- необходимый уровень полноты сгорания на форсажных режимах при минимальной длине зоны горения; у современных ФКС полнота сгорания на режиме полного форсажа составляет  $\eta_{\text{ФКС}} = 0,86 \dots 0,98$ ;

– минимальный уровень гидравлических потерь как на форсажных, так и на нефорсированных режимах работы двигателя:  
 $\sigma_{ФКС} = 0,9 \dots 0,96$ ;

– минимальную концентрацию токсичных веществ NOx, CO, CH в выхлопных газах на срезе сопла двигателя и дымность; в настоящее время требования к ограничению концентрации токсичных веществ NOx, CO, CH в выхлопных газах на срезе сопла для двигателей военного назначения не предъявляются;

– соответствие требованиям к полю параметров на выходе из ФКС;

– минимально возможные массу и габариты форсажного устройства; масса форсажной камеры равна приблизительно 18...20 % от массы двигателя;

– нормальную работу на резервных, дублирующих и зарубежных топливах согласно ТЗ на двигатель;

– недопущение засорения рабочих форсунок твердыми частицами или продуктами разложения топлива, а также закипания топлива в коллекторах и форсунках;

– соответствие требованиям модульной конструкции двигателя, простоту и технологичность в изготовлении и сборке ее элементов, возможность использования прогрессивных техпроцессов в совокупности с применением новейших материалов;

– максимальное использование стандартизованных, унифицированных деталей и агрегатов;

– возможность ремонта и восстановления после отработки ресурса;

– доступность и удобство выполнения всех работ технического обслуживания и текущего ремонта, выполнение работ с минимальными затратами труда, времени и материалов;

– работоспособность в течение ресурсов, заданных в ТЗ на двигатель, и безотказность двигателя в соответствии с Нормами безотказности;

– требуемое время приемистости и сбросов на форсированных режимах работы двигателя в совокупности с конструкцией агрегатов и алгоритмами системы управления.

Для того чтобы проверить соответствие создаваемого узла (ФКС) всем предъявляемым требованиям, уже на этапе эскизного проектирования необходимо создание апробированных, адекватных математических моделей для оценки интегральных характеристик камеры, исследования основных процессов, выбора отдельных функциональных элементов, а также соответствующих методов проектирования.

## Основные этапы проектирования ФКС

В результате анализа информации об известных проектах форсажных камер сгорания (ФКС) и опыта, накопленного ГП «Ивченко–Прогресс» при проектировании основных камер сгорания, нами определена последовательность проектирования форсажной камеры сгорания.

После разработки принципиальной схемы ФКС и предварительной конструктивной проработки выбранных технических решений совместно с турбиной и реактивным соплом осуществляется газодинамический анализ элементов проточной части ФКС с использованием одномерных, двух- и трехмерных моделей. В процессе этого анализа определяются значения температур, скоростей, давлений, расходов, коэффициентов сохранения полного давления, а также выполняются:

- оптимизация геометрии диффузорного участка с целью снижения потерь полного давления и массогабаритных показателей;
- оптимизация геометрии смесителя с целью увеличения полноты сгорания, минимизации потерь полного давления и массогабаритных показателей;
- оптимизация и расчет длины зоны горения ФКС с учетом имеющегося распределения топлива;
- оптимизация распределения топлива с целью получения требуемой полноты сгорания при минимальном количестве контуров подачи топлива;
- анализ теплового состояния стенок (экранов, корпуса, кожуха);
- оптимизация геометрии тракта охлаждения и тепловых экранов с целью достижения возможно меньших температур корпусов и экранов;
- расчет диапазона устойчивой работы ФКС;
- расчет antivибрационного экрана при необходимости его применения;
- расчетная оценка параметров системы розжига;
- уточненная оценка габаритно–массовых характеристик.

Чем точнее оценки и результаты, полученные на этой стадии, тем меньше продолжительность и, соответственно, стоимость последующих стадий разработки, особенно доводки.

Для выбора оптимальных конструктивных решений ФКС для УТС и ЛБС методика предусматривает применение аналитических решений, методов вычислительной гидроаэродинамики и использование накопленного опыта по прототипам, на основании которых выбираются массогабаритные параметры, схемы систем розжига, охлаждения, топливопитания, смесеобразования.

## Основные конструктивные элементы форсажной камеры сгорания

Основными конструктивными элементами форсажной камеры сгорания являются смеситель, диффузор, фронтное устройство с системой топливоподдачи, корпуса и экраны с каналами охлаждения. На рисунке 1 приведена конструктивная схема с указанием основных элементов узла.

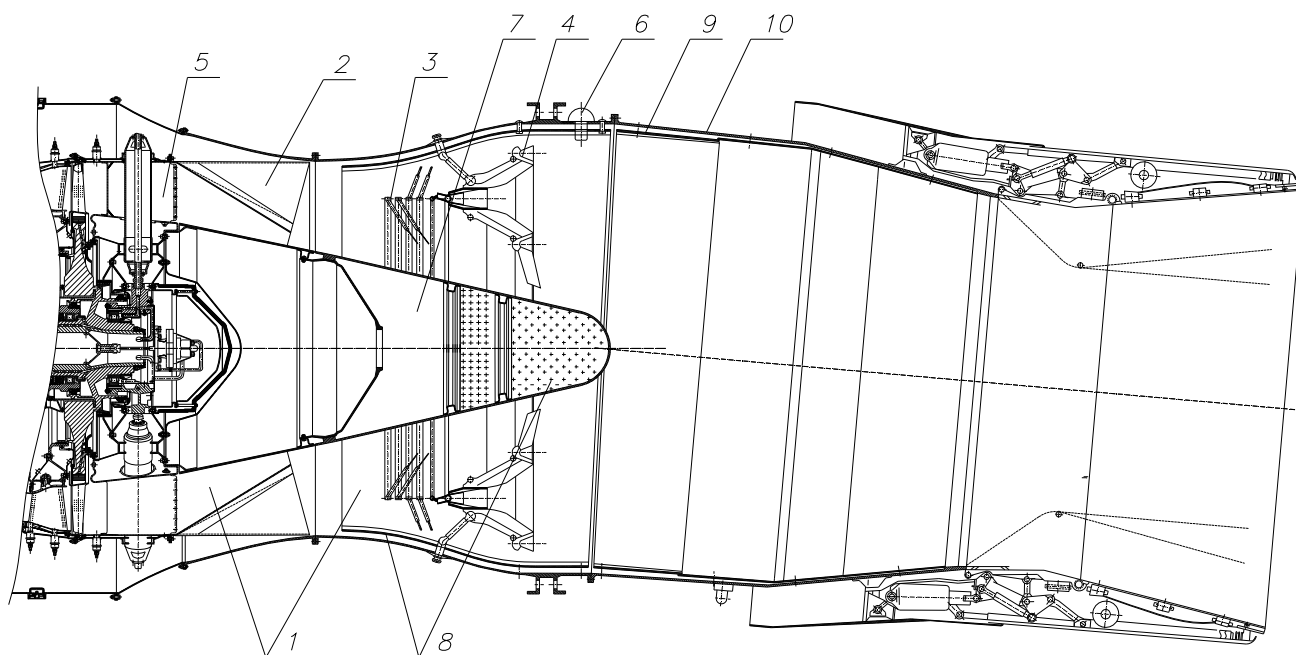


Рисунок 1 – Схема форсажной камеры сгорания:

1 – диффузор; 2 – смеситель; 3 – топливный коллектор (с форсунками);  
4 – стабилизаторы пламени; 5 – стойка; 6 – пусковой воспламенитель;  
7 – центральное тело; 8 – антивибрационный экран; 9 – теплозащитный экран; 10 – кожух

### Критерий эффективности элементов конструкции ФКС

УТС и ЛБС имеют небольшую продолжительность полетного цикла (в зависимости от полетного задания 0,5...2 часа), а также должны иметь относительно невысокую стоимость. Эти требования диктуют минимальные массогабаритные показатели. Форсажные режимы составляют небольшую долю общего полетного времени. Поэтому качество ФКС (и ее отдельных элементов) необходимо оценивать с помощью критерия, отражающего весовые характеристики самолета. В дальнейшем в качестве такого критерия будем рассматривать взлетную массу самолета при типовом полетном цикле. Для уменьшения объема расчетов целесообразно использовать не полную взлетную массу, а только те ее составляющие, которые зависят от параметров двигателя. Это прира-

щение массы двигателя  $\Delta m_{\partial в}$ , связанное с массой данного элемента, приращение массы самолета  $\Delta m_{Л\text{А } \partial в}$ , связанное с изменением массы двигателя, масса топлива  $\Delta m_T$ , необходимого для выполнения типового полета, а также масса самолета  $\Delta m_{Л\text{А } T}$ , связанная с его топливной системой.

Таким образом, в качестве критерия эффективности будем использовать

$$\begin{aligned} \Delta m_{Л\text{А } \Sigma} &= \Delta m_{\partial в} + \Delta m_{Л\text{А } \partial в} + \Delta m_T + \Delta m_{Л\text{А } T} = \\ &= \Delta m_{\partial в} (1 + K_{\partial в}) + \Delta m_T (1 + K_T), \end{aligned} \quad (1)$$

где  $K_{\partial в}$  – коэффициент, характеризующий приращение массы ЛА при увеличении массы двигателя;  $K_T$  – коэффициент, характеризующий приращение массы ЛА при увеличении массы топлива.

Изменение массы ЛА вызывает изменение многих свойств (маневренности, взлетной и посадочной дистанций и др.), из которых выделено и в дальнейшем использовано как ограничение при оптимизации одно свойство – тяговооруженность  $\mu$  на максимальном бесфорсажном режиме (отношение тяги на максимальном бесфорсажном режиме к взлетной массе ЛА).

Итак, проектирование элемента ФКС можно рассматривать как задачу оптимизации параметров этого элемента с критерием эффективности  $\Delta m_{Л\text{А } \Sigma}$  (1) и ограничением в виде заданного значения  $\mu$ .

Рассмотрение конструкции ФКС и учет особенностей ТРДДФ для УТС и ЛБС позволяет сформировать достаточно простую формулу для определения приращения массы ФКС относительно некоторого базового варианта:

$$\Delta m_{\partial в} = f(\Delta L_D, \Delta L_{см}, \Delta L_{зГ}), \quad (2)$$

где  $L_D, L_{см}, L_{зГ}$  – длина диффузора, смесителя и зоны горения соответственно.

Для определения потребляемого топлива необходимо задать типовой профиль полета в виде зависимостей тяги и полетных условий от времени:  $R=R(\tau)$ ,  $H=H(\tau)$ ,  $M=M(\tau)$ . Тогда с помощью математической модели рабочего процесса двигателя [4] можно определить изменение расхода топлива в основной КС  $G_T=G_T(\tau)$  и в форсажной КС  $G_{T \text{ ФКС}}=G_{T \text{ ФКС}}(\tau)$ .

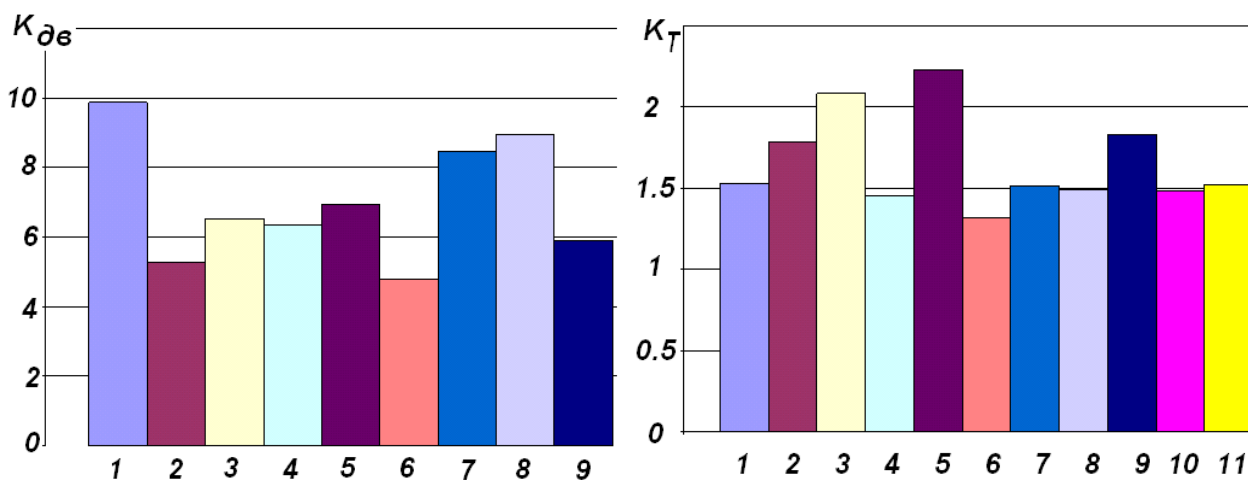
Потребное количество топлива

$$\Delta m_T = \int_0^{\tau_{пол}} G_T(\tau) d\tau + \int_0^{\tau_{пол}} G_{T \text{ ФКС}}(\tau) d\tau. \quad (3)$$

Для упрощения анализа можно разбить полет на  $n$  характерных участков и определить расходы основного и форсажного топлива для этих участков  $G_{T i}$  и  $G_{T \text{ фкци}}$ . Тогда потребное количество топлива

$$\Delta m_T = \sum_{i=1}^n G_{T i} + \sum_{i=1}^n G_{T \text{ фкци}}. \quad (4)$$

Для определения коэффициентов  $K_{\text{дв}}$  и  $K_T$  нами был выполнен анализ информации о девяти известных самолетах с ТРДФ и ТРДДФ: F-5E, L-15LIFT, МиГ-29, Jaguar, F-CK-1, F-15A, F/A-18E, Tornado IDS, F-14, Rafale B и EF-2000. Результаты представлены в виде гистограмм на рис. 2.



а  
б  
1 - F-5E, 2- L-15LIFT, 3 - МиГ-29, 4 - Jaguar, 5 - F-CK-1, 6 - F-15A, 7 - F/A-18E, 8 - Tornado IDS, 9 - F-14, 10 – Rafale B, 11 – EF-2000

Рисунок 2 – Масса конструкции самолета, приходящаяся на 1 кг:  
а - сухой массы двигателя; б – массы топлива во внутренних баках

Значения анализируемых параметров достаточно близки для рассмотренных самолетов, что позволяет в дальнейшем анализе использовать их средние значения:

$$K_{\text{дв}} = 6.987; K_T = 1.628. \quad (5)$$

### Выбор диффузорного участка

Диффузорный участок ФКС служит для снижения скорости газового потока перед фронтальным устройством и завершения смешения, что, в конечном итоге, определяет условия для организации устойчивого процесса горения и безотрывного течения с приемлемым уровнем потерь полного давления. Диффузорный участок, как правило, состоит из двух

участков; на первом идет снижение скорости газа за турбиной, именно на этом участке желательно выполнить максимальное торможение потока, на втором участке продолжается торможение вместе со смешением потоков. Скорость газов перед диффузором  $\lambda \sim 0,35 \dots 0,7$ , с помощью диффузора она снижается до  $\lambda \sim 0,2 \dots 0,3$ . При этом должно быть достигнуто оптимальное сочетание величины гидравлических потерь, габаритных размеров и массы устройства. Оптимальный угол раскрытия диффузора составляет  $8 \dots 12^\circ$ , а отношение площадей проходных сечений на входе ( $F_1$ ) и на выходе ( $F_2$ ) должно находиться в диапазоне  $F_1/F_2 = 1,3 \dots 2,3$ . Геометрические размеры диффузора определяют модель двигателя (максимальный диаметр тракта).

Проведем сравнительную оценку влияния геометрических параметров диффузорного участка затурбинного канала и камеры смешения на характеристики УТС. Суммарные потери полного давления в ФКС складываются из потерь на участках от турбины до конца смесителя во внутреннем контуре, от вентилятора до конца смесителя в наружном контуре, потерь на смешение, потерь в диффузорном участке камеры смешения и потерь, возникающих при обтекании стабилизатора и теплового экрана.

При оценке потерь примем следующие основные предположения:

- потери полного давления в диффузорном канале можно рассматривать как сумму потерь, возникающих при смешении потоков в цилиндрическом канале, и потерь при течении потока в диффузоре;
- потери полного давления включают потери в смесительном диффузоре, на стабилизаторе пламени и в тракте охлаждения (последние связаны с гидравлическим сопротивлением тракта, а также с вдувом части охлаждающего воздуха через перфорацию в тепловом экране, и составляют порядка 0.5 %);
- на участке фронтального устройства поток уже не расширяется, и потери полного давления здесь являются составной частью потерь на обтекание стабилизаторов пламени и распылителей топлива.

Величина  $\zeta$  определяется суммой потерь на трение  $\xi_{тр}$ , расширение  $\zeta_p$  и поворот потока  $\zeta_l$ :

$$\zeta = \xi_{тр} + \zeta_p + \zeta_l.$$

На этапе концептуального проекта оценки выполнены по методикам, основанным на эмпирических соотношениях, приведенных в справочнике [5], и на основании эмпирических зависимостей, сформированных ГП «Ивченко–Прогресс». После этих оценок проводится поверочный расчет в 3D постановке.

Результаты в виде зависимости приращения массы самолета от относительной длины диффузорного участка ФКС для заданной тяговооруженности самолета представлены на рис. 3.



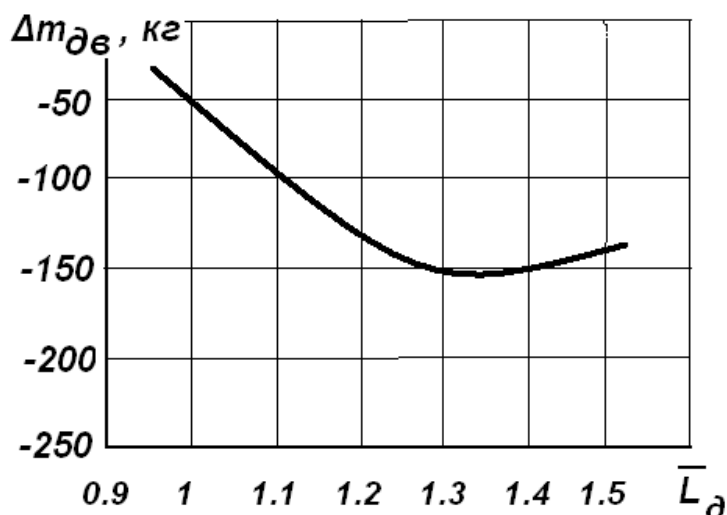


Рисунок 3 – Зависимость приращения взлетной массы самолета от относительной длины диффузорного участка ФКС

### Выводы

Задача создания семейства двигателей для УТС и ЛБС является актуальной и требует решения ряда новых для отечественного двигателестроения проблем. Одной из таких проблем является проектирование форсажных камер сгорания.

В результате выполненных исследований предложена концепция проектирования ФКС, которая заключается:

- в выборе структуры указанного узла с использованием простых конструктивных решений, так как форсажные режимы занимают малую часть типового полета, и поэтому потери на этих режимах слабо влияют на общий расход топлива;
- в оптимизации геометрических размеров основных элементов ФКС с использованием критерия минимума взлетной массы самолета при заданной тяговооруженности.

Для реализации этой концепции на основании анализа статистических данных определены коэффициенты влияния массы двигателя и массы топлива на взлетную массу летательных аппаратов рассматриваемого класса.

В качестве примера применения указанной концепции приведены результаты оптимизации длины затурбинного диффузора.

### Список использованных источников

1. Кравченко, И.Ф. Формирование параметрического облика и конструктивной схемы ТРДД для УТС-ЛБС [Текст] / И.Ф. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 9(86). – С. 7 – 12.

2. Улучшение летно-технических характеристик учебно-тренировочного самолета на основе выбора и замены двигателя силовой установки [Текст] / В.В. Логинов, И.Ф. Кравченко, А.В. Еланский и др. // Системи озброєння і військова техніка. – 2012. – №1(29). – С. 17 – 21.

3. Кравченко, И.Ф. Создание семейства малоразмерных газотурбинных двигателей на базе единого газогенератора [Текст] / И.Ф. Кравченко, М.А. Киричков, А.В. Еланский. // Авіаційно-космічна техніка та технологія. – 2013.– №10(107). – С. 37 – 41.

4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст] / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, В.И. Богаенко и др. - К.: Техніка, 1998. – 312 с.

5. Идельчик, И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям [Текст] / И.Е. Идельчик / под ред. М.О. Штейнберга. – М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.

*Поступила в редакцию 15.12.2014.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков*