



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2006125560/28, 18.07.2006

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
18.07.2006

(45) Опубликовано: 10.01.2008 Бюл. № 1

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: RU 2242736 C2, 20.12.2004. RU 2274764 C2, 20.04.2006. EP 0342970 A2, 23.11.1989. Браилко И.А., Клестов Ю.М., Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Экспериментальное и расчетное исследование аэродинамики плоского поворотного сопла с резким изменением контура в горле/ ЦИАМ им. П.И.Баранова. - Аэромеханика и газовая динамика, №3. RU 2059252 C1 27.04.1996.

Адрес для переписки:

140182, Московская обл., г. Жуковский, ФГУП
"Летно-испытательный институт им. М.М.
Громова", ОПЛИР

(72) Автор(ы):

Ловицкий Лаврентий Лаврентьевич (RU),
Ловицкий Лаврентий Лаврентьевич (RU),
Семенов Вячеслав Львович (RU),
Степанова Светлана Юрьевна (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное унитарное
предприятие "Летно-исследовательский
институт имени М.М. Громова" (RU)

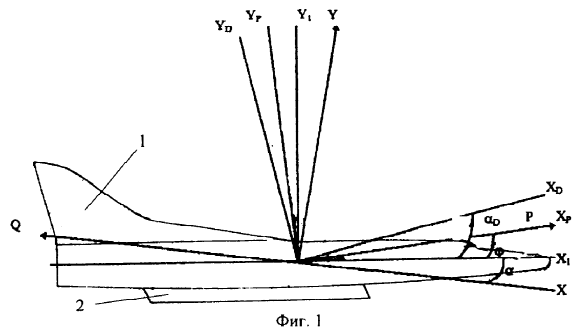
(54) СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕКТОРА СИЛЫ ТЯГИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С КОСЫМ СРЕЗОМ СОПЛА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЕГО НА ГИПЕРЗВУКОВОЙ ЛЕТАЮЩЕЙ ЛАБОРАТОРИИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиадвигателестроению, к испытаниям гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД), и может быть использовано для определения их тяговых характеристик по результатам летных испытаний двигателей на гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) с большим аэродинамическим качеством. Способ заключается в измерении перегрузки, создаваемой действием силы тяги в полете в строго определенном направлении и внешне траекторных измерений относительной скорости. Для этого измерительную ось акселерометра поворачивают относительно связанной продольной оси OX_1 ГЛЛ. Угол наклона измерительной оси выбирают из условия равенства нулю проекции вектора полной аэродинамической силы на эту ось, используя заданные аэродинамические характеристики ГЛЛ с большим аэродинамическим качеством, производя

вычисления величины угла. Далее производят измерение перегрузки на ГЛЛ от действия силы тяги двигателя. По результатам внешне траекторных измерений вычисляют ускорение в направлении вектора относительной скорости, на участках свободного полета перед включением двигателя и после его выключения по окончании работы, на участке работы двигателя после его включения и перед выключением. Затем сравнивают эти ускорения и вычисляют результирующее ускорение, характеризуемое работой двигателя. После этого определяют угол поворота вектора силы тяги для двигателя с косым срезом сопла, с учетом угла поворота вектора силы тяги вычисляют его модуль. Технический результат заключается в определении вектора силы тяги двигателя с учетом поворота вектора тяги, при повышении точности и достоверности определения силы тяги. 2 ил., 1 табл.

RU 2314503 C1



RU 2314503 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
G01L 5/13 (2006.01)
G01M 15/14 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2006125560/28, 18.07.2006**

(24) Effective date for property rights: **18.07.2006**

(45) Date of publication: **10.01.2008 Bull. 1**

Mail address:
**140182, Moskovskaja obl., g. Zhukovskij, FGUP
"Letno-ispytatel'nyj institut im. M.M.
Gromova", OPLIR**

(72) Inventor(s):
**Lovitskij Lavrentij Lavrent'evich (RU),
Lovitskij Lavrentij Lavrent'evich (RU),
Semenov Vjacheslav L'vovich (RU),
Stepanova Svetlana Jur'evna (RU)**

(73) Proprietor(s):
**Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe
predprijatие "Letno-issledovatel'skij
institut imeni M.M. Gromova" (RU)**

(54) **METHOD OF DETERMINING THRUST VECTOR OF RAM-JET ENGINE**

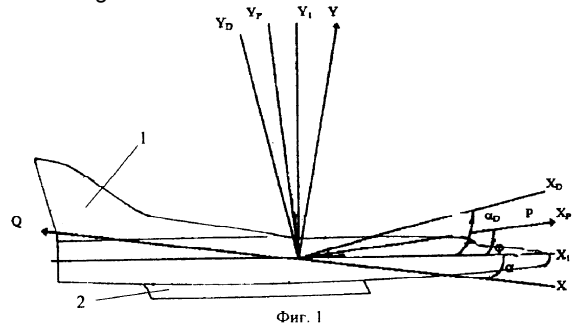
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engine engineering.

SUBSTANCE: method comprises measuring overload caused by the action of the thrust in flight in strict direction and measuring external trajectory of relative velocity. The external trajectory measurements are used for determining acceleration in the direction of the vector of the relative velocity in the trajectory sections when aircraft flies freely. The accelerations are compared and total acceleration is calculated.

EFFECT: enhanced precision.

2 dwg



RU 2 3 1 4 5 0 3 C 1

RU 2 3 1 4 5 0 3 C 1

Область техники.

Изобретение относится к авиадвигателестроению, а именно к новому направлению в нем - гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивными двигателям (ГПВРД), прежде всего - к определению вектора силы тяги двигателя с косым срезом сопла с учетом

5 поворота вектора силы тяги двигателя по результатам летных испытаний ГПВРД на гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) с большим аэродинамическим качеством.

Уровень техники.

Модуль и угол поворота вектора силы тяги ГПВРД с косым срезом сопла являются важнейшими тяговыми характеристиками двигателей и летно-техническими

10 характеристиками ГЛЛ. Серьезным препятствием, ограничивающим возможности определения тяговых характеристик таких двигателей на наземных стендах, является зависимость этих характеристик от условий обтекания ГЛЛ в натуральных условиях, а также особенности интеграции двигателя с планером ГЛЛ: вся нижняя поверхность планера от носка до входа в ГПВРД профилируется как воздухозаборник, а кормовая часть от выхода

15 из камеры сгорания до донного среза планера является соплом одностороннего расширения. Разумеется, при установке двигателя на другой планер изменяются не только аэродинамические характеристики ГЛЛ, но и тяговые характеристики ГПВРД.

Воспроизведение на стенде реальных условий полета при больших скоростных напорах и высоких температурах технически трудно реализуемо, требует больших экономических

20 затрат и в настоящее время практически невозможно.

Существенное дополнение в методику определения вектора силы тяги двигателя с косым срезом сопла вносит изменение угла поворота вектора в процессе работы двигателя, причем на неизвестную величину. Задача - при проведении летных испытаний измерять силу тяги двигателя с учетом этого угла.

25 В настоящее время проводятся исследования тяговых характеристик двигателей, обеспечивающих отклонение направления вектора силы тяги. (И.А.Браилко, Ю.М.Клестов, С.Ю.Крашенинников, А.К.Миронов "Экспериментальное и расчетное исследование аэродинамики плоского поворотного сопла с резким изменением контура в горле"; ЦИАМ им. П.И.Баранова, "Аэромеханика и газовая динамика", №3.)

30 Проводятся исследования сопел, которые могли бы обеспечить поворот вектора тяги. Один из вариантов - геометрический поворот сопла, который задается системой управления и который может быть достаточно точно измерен. Для сопел с отклонением потока в сверхзвуковой части выявлена зависимость угла направления вектора силы тяги от величины перепада давления. При малых сверхзвуковых перепадах давления на сопле

35 обнаружено существенное превышение эффективного угла направления силы тяги по сравнению с геометрическим углом поворота сверхзвуковых створок сопла. Из-за косога среза выходного сопла и взаимодействия выхлопной струи с внешним потоком, а также с нижней частью корпуса ГЛЛ происходит отклонение струи на выходе из сопла и, соответственно, отклонение вектора силы тяги от оси Ox_1 ; величина угла отклонения

40 может достигать $20 \div 25^\circ$. До настоящего времени измерениям величины этого угла в полете при проведении летных испытаний летательных аппаратов не уделено внимания.

Известен "Стенд для определения вектора тяги двигателя с кососрезанным соплом", патент С2 №2274764 от 20 апреля 2006 г. В предложенной методике модуль вектора силы тяги определяется по показаниям силоизмерителей в направлениях двух ортогональных

45 осей. Направление вектора силы тяги определяется путем геометрических построений фактической схемы испытаний двигателя (наложением проекции двигателя на вычисленный вектор тяги).

Существенным недостатком предложенной методики является то, что она может быть реализована только на стенде. Кроме того, угол поворота определяется путем сложных

50 геометрических построений, что не позволит определить его с высокой точностью.

Известен "Метод измерения тяги реактивного двигателя в реальном масштабе времени", патент EP №0342970 A2 от 19 мая 1988 г. В данном методе полная тяга двигателя определяется как разность общей силы, включающей подъемную силу самолета и силу

аэродинамического сопротивления с учетом углов атаки и скольжения. Для определения этих составляющих в алгоритме расчетов используется большое количество измеряемых параметров, в том числе и перегрузок, измеряемых с помощью акселерометров.

5 Существенным недостатком данного метода является большая погрешность, которая обусловлена измерением в полете большого количества параметров, в том числе термодинамических параметров смеси газа: температур, показателей изоэнтропы (k), газовой постоянной (R), с учетом реального состава газа. В этом методе ставится задача определения только модуля вектора силы тяги.

10 Наиболее близким техническим решением, принятым за прототип, является "Способ измерения тяги в полете гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) непилотируемой гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ)", патент US №2242736 от 20 декабря 2004 г.

В данном способе тяга двигателя определяется по приращению продольного ускорения (вдоль оси OX_1), создаваемого за счет действия силы тяги в полете. Для определения 15 тяги двигателя производится разделение сил аэродинамического сопротивления вдоль продольной оси ГЛЛ, земного тяготения и тяги двигателя. С этой целью производится выключение и включение подачи топлива в камеру сгорания в короткие рядом стоящие промежутки времени t_1 и t_2 , которые не превышают 1 с. Силу тяги двигателя определяют по формуле:

$$20 \quad R_{дв} = m_{глл} \cdot \omega_R,$$

где $m_{глл}$ - масса ГЛЛ,

ω_R - ускорение ГЛЛ при действии силы тяги.

Ускорение ГЛЛ вычисляют по формуле:

$$25 \quad \omega_R = (n_{xt1} - n_{xt2}) \cdot g,$$

где n_{xt1} и n_{xt2} - значения продольных перегрузок в моменты времени t_1 и t_2 .

Существенным недостатком такой системы измерений с одним акселерометром является невозможность определения угла поворота вектора силы тяги.

30 Далее, из других недостатков этого способа является также то, что при выключении и включении двигателя нарушается стационарный режим работы двигателя и полета ГЛЛ, в показаниях акселерометра присутствует составляющая перегрузки от силы лобового сопротивления, которая может быть достаточно велика при больших скоростных напорах. Это приводит к необходимости выбирать акселерометр с большим диапазоном измерений, что приведет к дополнительной динамической погрешности, в особенности при определении малой силы тяги. Кроме того, в случае летных испытаний ГЛЛ с большим 35 аэродинамическим качеством выключение и включение двигателя приведет к дополнительным колебаниям ГЛЛ в продольной плоскости (по углу атаки). По показаниям одного такого акселерометра нельзя судить, по какой причине произошло изменение перегрузки: или колебаний угла атаки, или изменений силы тяги двигателя. При повторном выключении-включении двигателя задний фронт предыдущего импульса, т.е. 40 импульса последствия, может быть достаточно продолжительным, что внесет дополнительную погрешность в величину определяемой силы тяги, т.к. импульс тяги и, соответственно, импульс перегрузки при повторном включении будет отсчитываться от остаточного уровня предыдущего импульса, что снижает точность измерений силы тяги в полете гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя гиперзвуковой 45 летающей лаборатории, в особенности ГЛЛ с большим аэродинамическим качеством.

Раскрытие изобретения.

Технической задачей предлагаемого способа является определение вектора силы тяги гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с косым срезом сопла с 50 учетом поворота вектора в процессе непрерывной работы двигателя при проведении летных испытаний гиперзвуковой летающей лаборатории с большим аэродинамическим качеством, повышение точности и достоверности определения силы тяги.

Наиболее простое решение задачи - установить акселерометры по ортогональным связанным осям OX_1 и OY_1 ГЛЛ, зафиксировать приращения перегрузок Δn_{X1} и Δn_{Y1} , от

действия силы тяги двигателя при его включении или выключении, по этим приращениям вычислить поворот и модуль вектора силы тяги по формулам:

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{\Delta n_{Y1}}{\Delta n_{X1}}; \quad P = \frac{\Delta n_{X1} \cdot mg}{\cos \varphi}.$$

5 Однако в этом случае необходимо устанавливать акселерометры с большим диапазоном измерений, т.к. перегрузки n_{X1} и n_{Y1} велики за счет больших аэродинамических сил. Тогда при малом угле поворота вектора силы тяги или малом значении модуля вектора величины приращений практически трудно зафиксировать, в особенности
10 величину Δn_{Y1} , что существенно снижает точность определения угла поворота и, соответственно, величину силы тяги. Поэтому предлагается производить измерения в неортогональной системе координат.

Технический результат достигается за счет измерения перегрузки, создаваемой действием силы тяги двигателя в полете в строго определенном направлении, и внешне траекторных измерений относительной скорости.

15 При определенном повороте измерительной оси акселерометра исключается в его показаниях составляющая от действия суммарных аэродинамических сил и остается составляющая только от силы тяги. Это позволяет использовать акселерометр с меньшим диапазоном измерений, выбранный на диапазон перегрузок только от силы тяги, и за счет этого повысить точность измерений, что особенно важно при определении малой силы
20 тяги. При этом дается формула для вычисления угла поворота измерительной оси (оси чувствительности) в зависимости от аэродинамических характеристик ГЛЛ. Формула получается из условия равенства нулю проекции вектора полной аэродинамической силы, включающей в себя силу лобового сопротивления Q и подъемную силу Y . Это условие принимает вид: $-Q \cos(\alpha - \alpha_D) + Y \sin(\alpha - \alpha_D) = 0$, где

α - угол атаки,

α_D - угол наклона измерительной оси акселерометра относительно оси OX_1 .

Результаты внешнетраекторных измерений позволяют определить линейное ускорение в направлении вектора относительной скорости. Ускорение определяется путем численного
30 дифференцирования скорости на участке свободного полета и на участке работы двигателя. С целью повышения точности и достоверности измерений целесообразно выполнить их: на участке свободного полета - непосредственно перед включением двигателя и после выключения, на участке работы двигателя - непосредственно после включения и перед выключением. На коротком интервале времени значение относительной
35 скорости изменяется практически по линейному закону в зависимости от времени и ускорение от действия аэродинамических сил $\alpha_{\text{аэр}}$ на каждом из рассматриваемых коротких интервалов времени можно считать постоянным. Ускорение, создаваемое двигателем в направлении вектора скорости, определяется как разность между ускорениями на участке работы двигателя и на участке свободного полета. По указанной методике измерений
40 ускорение определяется как на начальном участке, так и на конечном. Важно, что при использовании предложенного способа не нарушается установившийся режим работы двигателя, так как не требуется при этом его кратковременное отключение, модуль и поворот вектора силы тяги определяется как на начальном участке работы двигателя, так и на конечном. С учетом некоторой погрешности из-за отклонения величины ускорения $\alpha_{\text{аэр}}$
45 может быть дополнительно определен вектор силы тяги на другом промежуточном участке работы двигателя.

Для получения указанного технического результата в предлагаемом способе определения вектора силы тяги гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с косым срезом сопла по результатам летных испытаний его на
50 гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ), включающем измерение перегрузки на ГЛЛ от действия силы тяги двигателя, согласно изобретению измерительную ось акселерометра поворачивают относительно связанной продольной оси OX_1 ГЛЛ. Угол наклона измерительной оси выбирают из условия равенства нулю проекции вектора полной

аэродинамической силы, используя заданные аэродинамические характеристики ГЛЛ с большим аэродинамическим качеством, определяют значение угла по формуле:

$$\alpha_D = \alpha - \arctg \frac{1}{K}, \quad \text{где} \quad (1)$$

- 5 α_D - угол наклона измерительной оси акселерометра относительно оси OX_1 ГЛЛ,
 K - аэродинамическое качество.
 α - угол атаки.

По результатам внешнетраекторных измерений вычисляют ускорение в направлении вектора относительной скорости, для этого из результатов измерений относительной скорости выбирают значения ее в начале и конце малого интервала времени $\Delta t = 1 \dots 5$ с на участке свободного полета перед включением двигателя и после его выключения по окончании работы, на участке работы двигателя после его включения и перед выключением, определяют ускорение, используя формулы численного дифференцирования:

$$15 \quad a_1 = \frac{v_{i+1} - v_i}{\Delta t_i} = a_{\text{аэп.}} + a_{\text{дв}} - \text{на участке работы двигателя}, \quad (2)$$

$$a_2 = \frac{v_{j+1} - v_j}{\Delta t_j} = a_{\text{аэп.}} - \text{на участке свободного полета}, \quad (3)$$

- 20 где Δt_i - малый интервал времени (1...5 с),
 $v_i, v_j, v_{i+1}, v_{j+1}$ - измеренные значения относительной скорости в начале и в конце указанных интервалов времени $\Delta t_i, \Delta t_j$.

Сравнивают эти ускорения и вычисляют результирующее ускорение, характеризующее работой двигателя, по формуле: $a_{\text{дв}} = a_1 - a_2$. (4)

25 Определяют угол поворота φ вектора силы тяги для двигателя с косым срезом сопла по формуле:

$$\varphi = \arctg \frac{n_D g \cos \alpha - a_{\text{дв}} \cos \alpha_D}{a_{\text{дв}} \sin \alpha_D - n_D g \sin \alpha}, \quad (5)$$

- 30 где n_D - измеренное в полете значение перегрузки под углом α_D
 g - ускорение силы тяжести,
 с учетом угла поворота вектора силы тяги вычисляют модуль его по формулам:

$$P = \frac{n_D \cdot mg}{\cos(\varphi - \alpha_D)} \quad \text{или} \quad (6)$$

$$35 \quad P = \frac{m \cdot a_{\text{дв}}}{\cos(\alpha - \varphi)}, \quad (7)$$

первую или вторую формулу используют в зависимости от точности проведенных в летном эксперименте измерений.

40 Заявляемое решение дает возможность определить в летном эксперименте угол поворота и модуль вектора силы тяги в процессе работы двигателя. Такой способ может быть использован при испытании всех двигателей, в особенности двигателей, в которых выявлена зависимость угла направления вектора силы тяги от величины перепада давления в тракте двигателя.

45 Перечень чертежей.

Изобретение поясняется чертежами, на которых:

на фиг.1 показана схема ориентации измерительной оси акселерометра, направления векторов силы тяги, относительной скорости и аэродинамических сил в продольной плоскости относительно связанных осей OX_1Y_1 ГЛЛ:

50 1 - ГЛЛ, 2 - экспериментальный ГПВРД;

показаны ортогональные системы координат oXY с соответствующими индексами:

oXY - скоростная система координат, ось oX повернута на угол атаки α , по осям oX и

oY направлены сила лобового сопротивления Q и подъемная сила Y , по оси oX направлен

вектор относительной скорости;

$oX_p Y_p$ - по оси oX_p под углом φ направлена сила тяги P ;

$oX_D Y_D$ - по оси oX_D под углом α_D направлена ось чувствительности акселерометра,

вдоль которой равна нулю перегрузка от проекции вектора полной аэродинамической силы;

5 на фиг.2 показаны изменения по времени относительной скорости V и перегрузки n_D по оси X_D , в направлении которой равна нулю перегрузка от проекция вектора полной аэродинамической силы.

Предлагаемый способ осуществляют в следующей последовательности.

10 Способ определения вектора силы тяги гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД)2 с косым срезом сопла по результатам летных испытаний его на гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ)1 включает измерение перегрузки на ГЛЛ от действия силы тяги двигателя (схема ориентации измерительной оси акселерометра и действующих на ГЛЛ сил показана на фиг.1) осуществляют в следующей последовательности

15 - измерительную ось акселерометра поворачивают относительно связанной продольной оси oX_1 ГЛЛ;

- угол наклона измерительной оси выбирают из условия равенства нулю проекции вектора полной аэродинамической силы, используя заданные аэродинамические характеристики ГЛЛ с большим аэродинамическим качеством, определяют значение угла по формуле:

$$\alpha_D = \alpha - \arctg \frac{1}{K}, \quad \text{где} \quad (1)$$

α_D - угол наклона измерительной оси акселерометра относительно оси oX_1 ГЛЛ,
 K - аэродинамическое качество.

25 α - угол атаки;

- измеряют перегрузку на ГЛЛ от действия силы тяги двигателя;

- по результатам внешнетраекторных измерений вычисляют ускорение в направлении вектора относительной скорости, для этого из результатов измерений относительной скорости выбирают значения ее в начале и в конце малого интервала времени $\Delta t = 1 \dots 5$ с на участке свободного полета перед включением двигателя и после его выключения по окончанию работы, на участке работы двигателя после его включения и перед выключением, определяют ускорение, используя формулы численного дифференцирования:

$$35 \quad a_1 = \frac{v_{i+1} - v_i}{\Delta t_i} = a_{\text{аэп.}} + a_{\text{дв}} - \text{на участке работы двигателя}, \quad (2)$$

$$a_2 = \frac{v_{j+1} - v_j}{\Delta t_j} = a_{\text{аэп.}} - \text{на участке свободного полета}, \quad (3)$$

40 где Δt - малый интервал времени (1...5 с),

$v_i, v_j, v_{i+1}, v_{j+1}$ - измеренные значения относительной скорости в начале и в конце указанных интервалов времени $\Delta t_i, \Delta t_j$.

сравнивают эти ускорения и вычисляют результирующее ускорение, характеризуемое работой двигателя, по формуле: $a_{\text{дв}} = a_1 - a_2$. (4)

45 - определяют угол поворота φ вектора силы тяги для двигателя с косым срезом сопла по формуле:

$$\varphi = \arctg \frac{n_D g \cos \alpha - a_{\text{дв}} \cos \alpha_D}{a_{\text{дв}} \sin \alpha_D - n_D g \sin \alpha}, \quad (5)$$

50 где n_D - измеренное в полете значение перегрузки под углом α_D ,

g - ускорение силы тяжести,

- с учетом угла поворота вектора силы тяги вычисляют модуль его по формулам:

$$P = \frac{n_D \cdot mg}{\cos(\varphi - \alpha_D)} \quad \text{или} \quad (6)$$

$$P = \frac{m \cdot a_{dv}}{\cos(\alpha - \varphi)}, \quad (7)$$

первую или вторую формулу используют и зависимости от точности проведенных в летном эксперименте измерений.

Пример 1.

Для проверки предложенного способа определения вектора силы тяги двигателя проведена обработка показаний акселерометра и результатов внешнетраекторных измерений относительной скорости, полученных при математическом моделировании пространственного движения ГЛЛ. Используются результаты моделирования траектории на экспериментальном участке (интервал времени 40...70 с). Приняты исходные данные: P=100 кгс, φ=-20°, G=1451 кг; заданы аэродинамические характеристики ГЛЛ в зависимости от числа М и угла атаки. Представлены результат вычислений угла поворота оси чувствительности акселерометра, результаты математического моделирования пространственного движения ГЛЛ и результаты вычисления дополнительного ускорения в направлении вектора относительной скорости при включении двигателя.

Для рассматриваемой компоновки ГЛЛ получено α_D=-24.5°, ось чувствительности - вверх относительно строительной оси ГЛЛ.

Результаты математическою моделирования конечного участка траектории в окрестности момента выключения двигателя (t=70 с) представлены на фиг.2 и в таблице 1; для удобства вычислений принят интервал Δt=1 с.

Таблица 1.

t с.	V м/с	n _D	ΔV м/с	a ₁ М/с ²	a ₂ М/с ²	a _{dv} М/с ²
68	2120.8	0.061	-11.8			
69	2109.0	0.067	-11.8			
70	2097.2	0.068	-12.4	-11.8		
71	2084.8	-0.0004	-12.4		-12.4	
72	2072.4	0.0002				0.6

По показаниям акселерометра n_D в процессе слепополетной обработки вычисляется ускорение вдоль оси чувствительности акселерометра, а по результатам внешне траекторных измерений - ускорение в направлении вектора скорости. По формуле (5) вычисляется угол поворота вектора силы тяги, а по формулам (6) и (7) - модуль вектора силы тяги. Для представленных результатов моделирования получено φ=-20,5°, P=99.7 кгс, что практически совпадает с исходными значениями (φ=-20°, P=100 кгс).

Предложенный способ может быть использован для определения модуля и угла поворота вектора силы тяги по результатам измерений перегрузки и результатам внешнетраекторных измерений при осуществлении полетов летательных аппаратов с прямоточными и ракетными двигателями.

Формула изобретения

Способ определения вектора силы тяги гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с косым срезом сопла по результатам летных испытаний его на гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ), включающий измерение перегрузки на ГЛЛ от действия силы тяги двигателя, отличающийся тем, что измерительную ось акселерометра поворачивают относительно связанной продольной оси оХ₁ ГЛЛ, угол наклона измерительной оси выбирают из условия равенства нулю проекции вектора полной аэродинамической силы, используя заданные аэродинамические характеристики ГЛЛ с большим аэродинамическим качеством, определяют значение угла по формуле

$$\alpha_D = \alpha - \operatorname{arctg} \frac{1}{K}, \quad (1)$$

где α_D - угол наклона измерительной оси акселерометра относительно оси OX_1 ГЛЛ;
 K - аэродинамическое качество;

5 α - угол атаки,

по результатам внешнетраекторных измерений вычисляют ускорение в направлении вектора относительной скорости, для этого из результатов измерений относительной скорости выбирают значения ее в начале и в конце малого интервала времени $\Delta t = 1 \dots 5$ с на участке свободного полета перед включением двигателя и после его выключения по 10 окончании работы, на участке работы двигателя после его включения и перед выключением, определяют ускорение, используя формулы численного дифференцирования

$$a_1 - \frac{v_{i+1} - v_i}{\Delta t_i} = a_{\text{аэп.}} + a_{\text{дв}} - \text{на участке работы двигателя}, \quad (2)$$

$$15 \quad a_2 - \frac{v_{j+1} - v_j}{\Delta t_j} = a_{\text{аэп.}} - \text{на участке свободного полета}, \quad (3)$$

где Δt - малый интервал времени (1-5 с),

20 $v_i, v_j, v_{i+1}, v_{j+1}$ - измеренные значения относительной скорости в начале и в конце указанных интервалов времени $\Delta t_i, \Delta t_j$,

сравнивают эти ускорения и вычисляют результирующее ускорение, характеризуемое работой двигателя, по формуле

$$a_{\text{дв}} = a_1 - a_2. \quad (4)$$

25 определяют угол поворота φ вектора силы тяги для двигателя с косым срезом сопла по формуле

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{n_D g \cos \alpha - a_{\text{дв}} \cos \alpha_D}{a_{\text{дв}} \sin \alpha_D - n_D g \sin \alpha}, \quad (5)$$

где n_D - измеренное в полете значение перегрузки под углом α_D ,

30 g - ускорение силы тяжести,

с учетом угла поворота вектора силы тяги вычисляют модуль его по формулам

$$P = \frac{n_D \cdot mg}{\cos(\varphi - \alpha_D)} \quad \text{или} \quad (6)$$

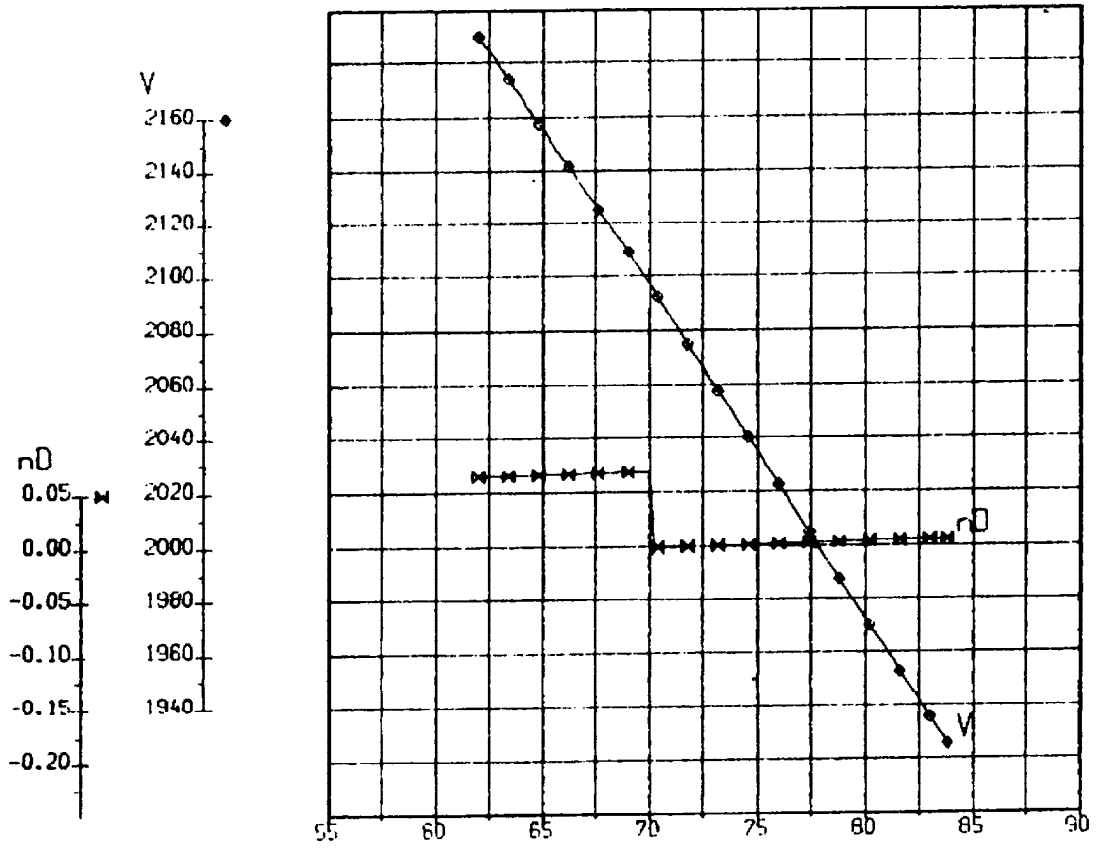
$$35 \quad P = \frac{m \cdot a_{\text{дв}}}{\cos(\alpha - \varphi)}, \quad (7)$$

первую или вторую формулу используют в зависимости от точности проведенных в летном эксперименте измерения.

40

45

50



Фиг. 2